

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования
САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ имени академика С. П. КОРОЛЁВА



**МЕЖДУНАРОДНАЯ МОЛОДЁЖНАЯ НАУЧНАЯ
КОНФЕРЕНЦИЯ,
посвящённая 110-летию со дня рождения
академика С. П. Королёва,
75-летию КуАИ-СГАУ-СамГУ-Самарского университета
и 60-летию со дня запуска первого искусственного
спутника Земли**

СБОРНИК ТРУДОВ

Том 1

3 – 5 октября 2017 г.

САМАРА

УДК 629.76+629.78+629.7.002.2

ББК 39.62+39.52

М431

МЕЖДУНАРОДНАЯ МОЛОДЁЖНАЯ НАУЧНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ "XIV КОРОЛЁВСКИЕ ЧТЕНИЯ", посвящённая 110-летию со дня рождения академика С. П. Королёва, 75-летию КуАИ-СГАУ-СамГУ-Самарского университета и 60-летию со дня запуска первого искусственного спутника Земли: сборник трудов 3-5 октября 2017 года. – Самара: Издательство Самарского университета, 2017. – В 2 т. Т.1. – 573 с.

ISBN 978-5-7883-1182-1

ISBN 978-5-7883-1183-8 (Т.1)

В сборнике представлены тезисы докладов, в которых изложены результаты научно-исследовательской работы студентов, аспирантов, молодых учёных и специалистов по вопросам космической и авиационной техники, других наукоёмких отраслей промышленности, а также в области фундаментальных и социально-гуманитарных наук.

Издание материалов конференции осуществлено при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 17-38-10297 мол_г) и Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках реализации Программы повышения конкурентоспособности Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королёва.

ПРОГРАММНЫЙ КОМИТЕТ

<i>Председатель</i> - ректор Самарского университета, член-корреспондент РАН	Шахматов Е.В.
<i>Члены комитета:</i>	
– вице-губернатор – министр экономического развития, инвестиций и торговли Самарской области	Кобенко А.В.
– заместитель председателя Правительства Самарской области - министр промышленности и технологий Самарской области	Безруков С.А.
– министр образования и науки Самарской области	Пылёв В.А.
– генеральный директор АО «РКЦ «Прогресс»	Кирилин А.Н.
– заместитель генерального директора АО «ОДК»- управляющий директор ПАО «Кузнецов»	Павлинич С.П.
– президент Самарского университета, академик РАН	Сойфер В.А.
– председатель Самарского научного центра, академик РАН	Шорин В.П.
– генеральный директор Всероссийского научно-исследовательского института авиационных материалов (ВИАМ), академик РАН	Каблов Е.Н.

ОРГАНИЗАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

<i>Председатель</i> – первый проректор-проректор по науке и инновациям, д-р техн. наук, профессор	Прокофьев А.Б.
<i>Зам. председателя</i> – начальник управления подготовки научных кадров, канд. физ.-мат. наук, доцент	Шлеенков М.А.
<i>Члены оргкомитета:</i>	
– директор института ракетно-космической техники, д-р техн. наук, профессор	Ишков С.А.
– директор института двигателей и энергетических установок, д-р техн. наук, профессор	Ермаков А.И.
– директор института авиационной техники, д-р техн. наук, профессор	Еленев В.Д.
– директор естественнонаучного института, д-р физ.-мат. наук, профессор	Завершинский И.П.
– директор института экономики и управления, д-р экон. наук, профессор	Богатырёв В.Д.
– директор института информатики, математики и электроники, д-р техн. наук, профессор	Сергеев В.В.
– директор социально-гуманитарного института, канд. филос. наук	Кузнецов В.А.
– декан юридического факультета, д-р юрид. наук, профессор	Безверхов А.Г.
– директор Самарского международного аэрокосмического лицея, канд. техн. наук, доцент	Архипов В.В.
– начальник научно-исследовательской части, канд. техн. наук, доцент	Гареев А.М.
– председатель совета молодых учёных и специалистов	Горбунова И.В.
– помощник проректора, секретарь оргкомитета	Верховская Т.В.

КУАИ – СГАУ – САМГУ – САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

В 1942 году в город Куйбышев было эвакуировано около 30 предприятий и организаций авиационной промышленности для производства штурмовика Ил-2 – самого массового самолёта второй мировой войны. Фронту требовались самолёты, заводам – инженеры. Для подготовки инженерных кадров было принято решение создать Куйбышевский авиационный институт.



В соответствии с приказом Всесоюзного комитета по делам высшей школы при СНК СССР, занятия в институте начались в октябре 1942 года, а в 1944 году был осуществлён первый выпуск специалистов.

Важная роль в организации и развитии института принадлежит А. М. Сойферу, исполнявшему обязанности директора института с июля по ноябрь 1942 года, и Ф. И. Стебихову, работавшему директором КуАИ с декабря 1942 года по июль 1956 года.

В числе первых преподавателей созданного института были крупные учёные, эвакуированные из Москвы, Ленинграда, Киева, Харькова и других городов СССР. Среди них будущие вице-президент АН СССР М. Д. Миллиончиков, член-корреспондент АН Белорусской ССР М. Г. Крейн, профессора В. М. Дорофеев, А. А. Комаров, М. И. Разумихин, Н. И. Резников, А. М. Сойфер и др. Они оказали предприятиям авиационной промышленности неоценимую помощь не только в подготовке специалистов, но и в создании и внедрении новых конструкторских разработок, технологий и организации производства.

В послевоенные годы, наряду с расширением направлений подготовки специалистов, развивалась материально-техническая база института, а также научно-исследовательская работа учёных, непосредственно связанная с освоением производства новейших образцов авиационной техники, в том числе первых реактивных истребителей и бомбардировщиков МИГ-9, МИГ-15, МИГ-17, Ил-28, Ту-16, Ту-95, созданием двигателей ВК-1, НК-4, НК-12 и многих других.

С 1957 года в институте началась подготовка специалистов по ракетно-космической технике. Учёные и специалисты института принимали участие в разработке и освоении производства первых отечественных межконтинентальных баллистических ракет Р-7, Р-7 А, Р-9; ракет-носителей «Восток», «Молния», «Союз» и их модификаций, участвовали в создании ракетно-космического комплекса для обеспечения пилотируемого полёта на Луну «Н1-ЛЗ» по проекту С. П. Королёва, воздушно-космической системы «Энергия-Буран»; разрабатывали космические аппараты различного назначения, в том числе для космических средств национального контроля земной поверхности; участвовали в подготовке и осуществлении программ на орбитальном комплексе «Мир», в реализации многих других проектов, в том числе по программам международного сотрудничества.

С 1956 г. по 1988 г. Куйбышевский авиационный институт возглавлял Герой Социалистического Труда профессор В. П. Лукачёв. В эти годы институт стал крупнейшим научно-образовательным центром, создавшим уникальные научные

школы, прежде всего в области конструкции и проектирования авиационных двигателей, самолётов, космических аппаратов; значительно расширились направления подготовки специалистов и научных исследований, вырос контингент студентов, бурно развивалась материальная база института.

В конце пятидесятых годов институт выступил инициатором создания отраслевых научно-исследовательских лабораторий, что послужило мощным толчком развития вузовской науки. К работе в институте были привлечены известные учёные и производственники. Многие годы кафедру конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов возглавлял академик АН СССР и РАН Н. Д. Кузнецов – генеральный конструктор авиадвигателей. Кафедру летательных аппаратов возглавлял патриарх отечественной космонавтики член-корреспондент АН СССР и РАН Д. И. Козлов – генеральный конструктор ракетно-космической техники.

Среди научных разработок 50–70-х годов можно отметить создание уникального материала «МР» (металлорезина), широко применяющегося для изготовления демпфирующих устройств в сложных агрегатах; разработку целой гаммы микроэнергетических установок и оригинальных холодильных камер с использованием вихревого эффекта; изготовление материалов методом порошковой металлургии и многое другое. Научные разработки учёных института применялись при проектировании и производстве самолётов Ту-144, Ту-154, Ил-76, Ил-86, Ил-114 и др.

Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР «Об увековечении памяти академика С. П. Королёва» № 136 от 22 февраля 1966 года Куйбышевскому авиационному институту было присвоено имя академика С. П. Королёва. В 1967 году, в связи с 25-летием, Куйбышевский авиационный институт был награждён орденом Трудового Красного Знамени (Указ Президиума Верховного Совета СССР от 7 января 1967 г.).

В 70–80-е годы широкое развитие получили исследования в области вибрационной прочности и надёжности двигателей, оптимизации процессов и систем управления движением космических аппаратов, разработки в области компьютерной оптики и других наукоёмких технологий. В это время в институте произошла смена поколений руководителей кафедр и факультетов, расширилась сеть диссертационных советов, укрепились контакты с Академией наук СССР, научными организациями и производственными предприятиями страны.

В 1988 году впервые в результате альтернативных выборов ректором института был избран профессор (ныне академик РАН) В. П. Шорин, с 1990 года по 2010 год вуз возглавлял член-корреспондент РАН В. А. Соيفер (ныне академик РАН, президент Самарского университета), с 2010 года ректор СГАУ – профессор Е. В. Шахматов (ныне член-корреспондент РАН).

После переименования города Куйбышева в город Самару институт стал называться Самарским авиационным институтом. В 1992 году Самарский авиационный институт был переименован в Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (приказ Министерства науки, высшей школы и технической политики Российской Федерации № 1077 от 23.09.1992 г.).

В последующие 25 лет в университете продолжалась интеграция научных исследований и учебного процесса.

В мае 2006 года Самарский государственный аэрокосмический университет (СГАУ) в рамках приоритетного национального проекта «Образование» стал победителем конкурса вузов России, реализующих инновационные образовательные программы. Проект СГАУ «Развитие центра компетенции и подготовка специалистов мирового уровня в области аэрокосмических и геоинформационных технологий» получил высокую оценку специалистов и конкурсной комиссии.

В 2008 году произошла реорганизация университета путём присоединения к нему Самарского авиационного техникума.

В 2009 году в результате конкурсного отбора СГАУ стал одним из первых 14 высших учебных заведений России, в отношении которых была установлена категория «национальный исследовательских университет».

В соответствии с приказом Федерального агентства по образованию № 387 от 21.04.2010 г. университет был переименован в государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)», а в соответствии с приказом Минобрнауки России № 1884 от 27.05.2011 г. – переименован в федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)».

За 75 лет университет подготовил около 80 тысяч специалистов, многие из которых стали видными учёными, конструкторами и организаторами производства, крупными государственными и общественными деятелями. В их числе В. И. Воротников – председатель Совета министров РСФСР, заместитель Председателя Правительства РФ О. Н. Сысуев, министры и заместители министров И. М. Буров, А. Н. Геращенко, В. В. Горлов, Н. А. Дондуков, А. Г. Ильин, С. С. Курдюков, Л. С. Свечников, губернатор Самарской области К. А. Титов, академики РАН Ф. В. Гречников, В. А. Сойфер, В. П. Шорин. На протяжении семи с половиной десятилетий практически все руководители аэрокосмических предприятий Самарского региона и многих других предприятий России – выпускники КуАИ-СГАУ, которыми по праву гордится вуз.

В соответствии с Постановлением Правительства РФ № 211 от 16.03.2013 г. наш вуз прошёл процедуру конкурсного отбора, защитил «дорожную карту» (I – этап – в октябре 2013 года, II этап – в марте 2014 г.) на заседании Совета по повышению конкурентоспособности ведущих университетов РФ среди ведущих мировых научно-образовательных центров и вошёл в число 15 ведущих университетов, получивших соответствующую поддержку (субсидии).

В соответствии с приказом Минобрнауки России № 738 от 10.07.2014 г. университет перешёл в категорию автономных учреждений высшей школы путём изменения типа существующего учреждения.

22 июня 2015 г. приказом Министерства образования и науки Российской Федерации № 608 федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский государственной аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)» (СГАУ) и федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Самарский государственный университет» (СамГУ), реорганизованы в форме присоединения к СГАУ СамГУ в качестве структурного подразделения. Куйбышевский государственный университет был организован на основании Постановления Совета Министров СССР «Об организации Куйбышевского государственного университета» № 940 от 14 декабря 1966 г. и Совета Министров РСФСР № 1006 от 21 декабря 1966 г. Официальное открытие состоялось 17 октября 1969 г. В 1991 году Куйбышевский государственный университет был переименован в Самарский государственный университет.

В настоящее время в объединённом университете 8 учебных институтов, 15 факультетов, 97 кафедр. Учебный процесс ведут 273 доктора наук, профессора, 834 кандидата наук, доцента; число образовательных программ – около 300.

Технический профиль вуза был значительно диверсифицирован за счёт гуманитарных и социально-экономических направлений СамГУ.

6 апреля 2016 г. приказом Министерства образования и науки Российской Федерации № 379 федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)» было переименовано в федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва» (сокращённое название – «Самарский университет»).

Сейчас Самарский университет является участником проекта «5–100» – государственной программы повышения конкурентоспособности ведущих российских университетов, начатой в 2013 году и рассчитанной на 7 лет. Проект повышения конкурентоспособности российских университетов предполагает, что пять российских вузов к 2020 году войдут в первую сотню ведущих университетов мира (проект «5–100»). Успешность проекта будет оцениваться по трём наиболее авторитетным мировым рейтингам университетов – QS, Times Higher Education и ARWU.



Многолетние традиции, признанные научно-педагогические школы, современная материальная база – всё это определяет Самарский университет как ведущий учебный, научный и инновационный центр России, активно участвующий в выполнении государственных и региональных программ и постоянно развивающий международное сотрудничество.

Секция 1
Конструкция и проектирование
ракетно-космических систем

УДК 62-213.1

СОЛНЕЧНЫЕ БАТАРЕИ С КОНЦЕНТРАТОРАМИ СВЕТОВОГО ПОТОКА

Байбородов А. А., Васильева Т. С., Волков М. В., Кузнецов А. Д., Двирный В. В.

АО «Информационные спутниковые системы»
имени академика М. Ф. Решетнева, г. Железногорск

На сегодняшний день солнечные батареи (БС) считаются одним из самых надежных и достаточно хорошо отработанных вариантов обеспечения космического аппарата энергией. Мощность излучения Солнца на орбите Земли позволяет получать примерно 1367 Вт/м^2 .

Это позволяет получать примерно 410 Вт на 1 м^2 поверхности солнечных батарей (при КПД $\approx 30\%$).

Традиционные космические солнечные батареи работают на прямом неконцентрированном солнечном излучении. Основу БС как генератора постоянного тока составляют фотопреобразователи (ФП). [1]

Создание космических солнечных батарей на основе концентраторов солнечного излучения позволит существенно снизить расход дорогих полупроводниковых структур на единицу электрической мощности вырабатываемой БС. Так 1 м^2 ФП стоит примерно 160 тыс. долларов. Именно этим и объясняется постоянный интерес к БС с концентраторами солнечного излучения.

В настоящее время разработки солнечных батарей с концентраторами ведутся как в России, так и за рубежом.

При осуществлении патентного поиска зарубежных конструкций, найдены БС с концентраторами следующих типов:

- БС «RAPDAR TM» – панели с отражающими концентраторами;
- БС с концентраторами «FACT»;
- БС «PASP-Plus» – панели с концентраторами в виде выпуклых линз Френеля;
- БС «SCARLET» – панели с концентраторами в виде арочных линз Френеля;
- БС «SLASR» – панели с концентраторами в виде ультра лёгких линз Френеля.

Рассмотрим каждую из конструкций по отдельности.

БС «RAPDAR TM» концентрируют солнечный поток с помощью специальных отражателей [2]. Данная технология позволяет устанавливать меньшее количество фотопреобразователей на БС, что снижает ее стоимость. БС данного типа представлена на рисунке 1. Фирма «Boeing» провела эксперименты с использованием БС данного типа на КА «Boeing 702» [3,4].

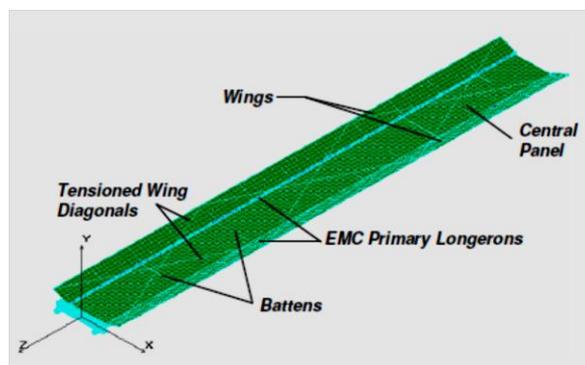


Рис. 1. БС «RAPDAR TM»

Однако эксперименты окончились неудачей. По сообщениям печати, возможная причина – перегрев ФП и выход ФП из строя, так как при большой площади отражателей требуется определенный теплоотвод от ФП.

Согласно патентам [3,4] открываемые отражатели на панелях БС планарного типа – значительно усложняют исполнение конструкции панели БС. Существуют упрощенные концентраторы Flexible Array Concentrator Technology («ФАСТ») [5], которые являются легкими высокоэффективными отражающими концентраторами и имеют значительно меньшую стоимость. «ФАСТ» – отражатель, который может использоваться как на гибких панелях при скручивании, так и на планарных панелях БС. Концентраторы «ФАСТ» представлены на рисунке 2.

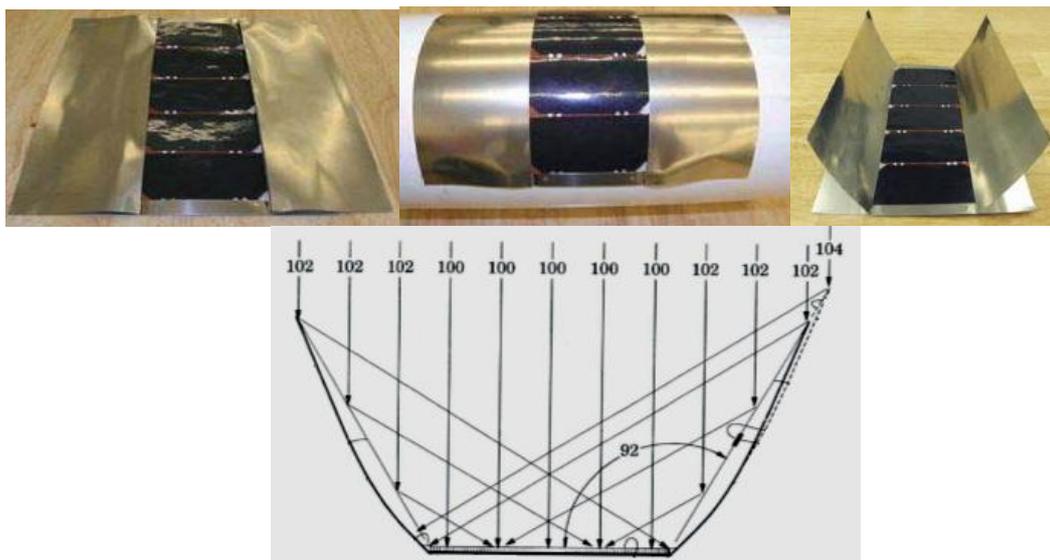


Рис. 2. Концентраторы «ФАСТ»

Исследовательский центр Льюиса (НАСА), фирма Boeing и ENTECH (США) в начале 90-х годов разработали и создали модули с концентраторами в виде отдельных выпуклых линз Френеля [6]. Вторичные оптические элементы – монолитные стеклянные конусы с зеркальной кромкой обеспечили дополнительную защиту полупроводниковых каскадов от воздействия космической радиации и увеличили допустимый угол неточной ориентации модулей на Солнце до $3,5 - 4^\circ$. Первая такая система, успешно применена в космосе для КА «PASP - Plus» (полет 1994-1995). Летные испытания подтвердили высокую радиационную стойкость БС с концентраторами, обусловленную защитой ФП линзовыми концентраторами. Модуль данного типа представлен на рисунке 3.

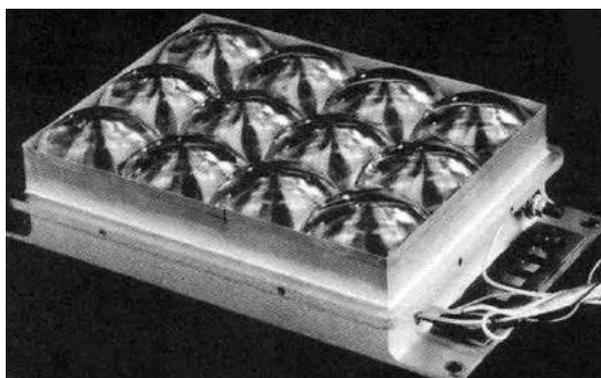


Рис. 3. Модуль с концентраторами в виде отдельных выпуклых линз «PASP - Plus»

Начиная с 1992 г. в США интенсивно проводились работы по созданию БС с концентраторами на основе линейных линз Френеля арочного типа [7, 8, 9]. В 1998 г. с участием нескольких американских фирм была изготовлена первая полномасштабная космическая БС с такими концентраторами, получившая название «SCARLET». Установка вырабатывает электрическую мощность 2,6 кВт для питания ионного электроракетного двигателя, обеспечивающего движение межпланетного КА «Deep Space 1». Полет начался в ноябре 1998 г. и прошел успешно. Линейный арочный концентратор шириной 85 мм имеет достаточно большое фокусное расстояние (около 90 мм), чтобы КПД линзы был высоким (~90%). Это привело к необходимости сделать линзы складывающимися, чтобы уменьшить транспортировочный объем панели БС.

В 1998-2000 гг. исследовательский центр Гленна (НАСА), фирма ENTECH, АЕС-ABLE и Институт космической энергетики разработали и реализовали новую концепцию и технологию изготовления БС с концентраторами, названную «SLA» (Stretched Lens Array) с существенно улучшенными характеристиками [9]. В новом подходе используют простой продольно упругий материал линзы, который натягивается между складывающимися в транспортировочном положении арками. Названный «Stretched Lens Array» («SLA»), новый ультралёгкий концентратор панелей БС имеет фокусное расстояние около 90 мм, но за счет складных рамок обеспечивает очень компактный объем укладки в транспортировочном положении. Общий вид «SLA» в транспортировочном и рабочем положениях представлен на рисунке 4. На конструкцию оформлен патент [10].

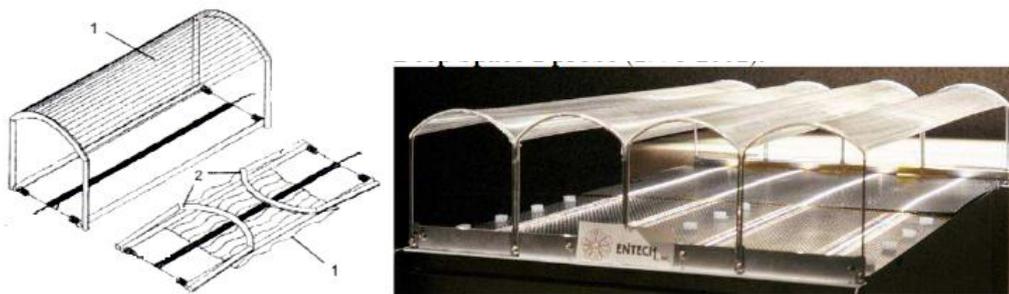


Рис. 4. Общий вид «SLA»: 1 – ультралёгкий концентратор; 2 – раскладывающиеся арки

Концентраторы «SLA» совместимы с панелями БС разных платформ, от маленьких, разворачивающихся планарных крыльев БС, до больших, развертываемых устройств гибких крыльев.

Самой легкой и самой компактной панелью БС является космическая система «Stretched Lens Array Square Rigger» («SLASR») фирмы ATK [11]. Панели «SLASR» прошли все основные испытания элементов, включая сохранность покрытия линзы. Линза и радиатор составляют приблизительно 70 % общего количества массы крыла, удельная масса крыла которого соответствует $0,85 \text{ кг/м}^2$. Будущие планы относительно «SLASR» включают летное испытание, чтобы подтвердить расчетные параметры панели. Также планируется дальнейшего развития «SLASR» – для питания солнечного электрического двигателя (SEP) системы согласно контракту с НАСА. Вид БС «SLASR» представлен на рисунке 5.

В отечественном спутникостроении также рассматривается использование разных типов концентраторов:

- осесимметричный фокон;
- параболоцилиндрическое зеркало;
- жесткие линейные линзы Френеля.

Применение осесимметричного фокона позволяет обеспечить снижение необходимости точного слежения за Солнцем до $\pm 7^\circ$ по обеим осям.

Благодаря применению параболоцилиндрического зеркала точное слежение за Солнцем (порядка $\pm 2^\circ$) должно осуществляется только по одной оси (она параллельна образующей зеркала).



Рис. 5. БС «SLASR»

В обоих случаях используются вторичные оптические элементы. Например, в схеме с фоконем, предлагается использовать сферическую линзу, приклеенную к фронтальной поверхности ФП. Эта линза является многофункциональным элементом: уменьшает углы падения солнечных лучей на поверхность ФП за счет преломления на внешней границе, обеспечивает надежное механическое крепление фокона в модуле и дополнительно улучшает радиационную защиту ФП в условиях космического пространства. Оптическая схема ФП с данными типами концентраторов представлена на рисунке 6.

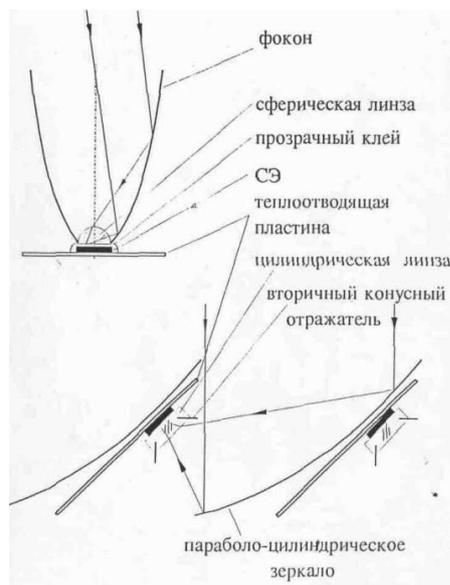


Рис. 6. Оптическая схема ФП с осесимметричным фоконем и параболоцилиндрическим зеркалом

Конструкция третьего типа концентраторов максимально приближена к традиционным схемам БС для простоты применения в составе существующих и

разрабатываемых ракетно-космических систем отечественного производства. Данная конструкция подразумевает использование жестких линейных линз Френеля. Оптическая схема элемента БС с концентраторами данного типа представлена на рисунке 7.

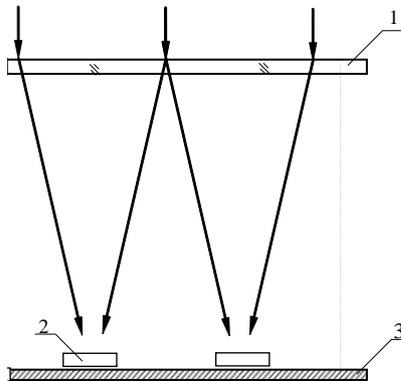


Рис. 7. Оптическая схема элементов БС с жесткими линейными линзами Френеля: 1 – линза Френеля; 2 – ФП; 3 – радиатор

Для жесткого закрепления линз и ФП спроектирован каркас солнечной батареи (КБС), который представлен на рисунке 8.



Рис. 8. Каркас

Фокусное расстояние, как конструкционный параметр, определяет архитектурную высоту несущей конструкции КБС, что в свою очередь определяет условия пакетирования КБС. Поэтому представляет интерес возможность снижения удельного веса БС с концентраторами, за счет понижения архитектурной высоты несущей конструкции. Это возможно осуществить при использовании концентратора с меньшим фокусным расстоянием. На данную конструкцию оформлен патент [12].

Применение солнечных батарей с концентраторами в области космической солнечной энергетики имеет важное преимущество: концентрирование солнечного излучения приводит к существенному уменьшению размеров ФП структур, что позволяет резко снизить стоимость БС в целом. К недостаткам можно отнести следующее:

- имеет большую сложность исполнения по сравнению с планарными;
- сравнительно большая масса для конструкций с жесткими линзами Френеля по сравнению с планарными БС.

В дальнейшей работе необходимо исследовать возможность применения пленочных линз, тем самым добиться снижения массы всей конструкции в целом.

Библиографический список

1. Чеботарев, В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения: учеб. пособие [Текст]/ В.Е. Чеботарев, В.Е. Косенко; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2011. – 488 с., ил. ISBN 978-5-86433-510-9.
2. Lake, M. S. The Fundamentals of Designing Deployable Structures with Elastic Memory Composites [Текст]: Campbell, D.; Presented at the 2004 IEEE Aerospace Conference – Big Sky, March 6-13, 2004 – IEEE Paper No. 1134.
3. Патент US 006017002 A. Thin-Film Solar Reflectors deployable from an edge-stowed configuration/ Stephen D. Burke, Ray A. Stribling [и др.]. – № 6017002; заявка: 25.06.2000 – 8 с.
4. Патент EP 0976655 A1. Thin-Film Reflektors for concentration solar array/ Ray A. Stribling, Jr. – заявл. 30.06.1998; публ. 02.02.2000. – 16 с.
5. John H. FACT, Mega-ROSA, SOLAROSA [Текст]: Glenn Research Center – Ohio, 2012.
6. Патент US 20140263847 A1. Solar arrays, deployment mechanisms therefor, and related methods/ Michael I. Eskenazi, Nicholas C. Wilder, David M. Murphy. – US13/804,331; заявл. 14.03.2013; публ. 18.09.2014. – 33 с.
7. Rizk J. Reflectors and Concentrators for Solar Panels [Текст]: Hellany A., Nagrial M.; University of Western Sydney – Australia, 1997. – ISBN: 978-1-61804-012-1.
8. Murphy D. M. SCARLET: design of the Fresnel concentrator array for New Millennium Deep Space 1 [Текст]: Eskenazy M.I.; Conf Rec. of the 26th IEEE PVSC – Anaheim, 1997. – с. 861-856.
9. Henry W. Brandhorst, Jr. Ultralight, Compact, Deployable, High-Performance Solar Concentrator Array for Lunar Surface Power [Текст]: Julie, A.R.; Space Research Institute Auburn University – Auburn, 2014.
10. Dwayne, L. ST8 Validation Experiment: Ultraflex-175 Solar Array Technology Advance: Deployment Kinematics and Deployed Dynamics Ground Testing and Model Validation [Текст]: Steve White; 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition – Orlando, Florida, 7 January 2010. – AIAA 2010-1497 4.
11. Henry W. Brandhorst, Jr. The Stretched Lens Array Square Rigger (SLASR) for Space Power [Текст]: 4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC) 1126-29 – San Diego, California, June 2006 – AIAA 2006-4137.
12. Патент RU 2 575 182. Панель солнечной батареи/ В.И. Кузоро, В.И. Халиманович, В.С. Калиновский, Т.С. Васильева. – 2014127672/28; заявл. 07.07.2014; опубл. 20.02.2016. – 7 с.

УДК 629.78

СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА РЕЗУЛЬТАТОВ ПРОЕКТИРОВОЧНОГО РАСЧЁТА НА ПРОЧНОСТЬ ФЕРМЕННЫХ ПЕРЕХОДНЫХ ОТСЕКОВ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ПО РАЗЛИЧНЫМ МЕТОДИКАМ

Берлов Д. С., Куренков В. И.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

При проектировании ферменных переходных отсеков ракет-носителей ставится задача структурного и параметрического синтеза параметров конструкции, обеспечивающих прочность в различных условиях эксплуатации.

Структурный синтез переходного отсека подразумевает обоснование количества стержневых и опорных элементов. Параметрический синтез подразумевает выбор диаметров стержневых элементов и толщин стенок, а также выбор геометрических параметров соединяющих элементов.

Особенностью проектирования переходных отсеков является взаимовлияние структуры отсека и параметров отдельных элементов.

В настоящее время существует несколько методик выбора структуры и параметров ферменных переходных отсеков. Некоторые из них приведены в источниках [1,2]. Появление нескольких методик объясняется исторически тем обстоятельством, что каждое конструкторское бюро разрабатывало свои методики, которые были по определенным причинам недоступны для взаимного обсуждения.

В этой связи появляется задача о выборе предпочтительного метода структурного и параметрического синтеза ферменных конструкций, который приводил бы к минимальной массе переходного отсека. Результативность различных методик можно оценивать с помощью построения спроектированных переходных отсеков в системе твёрдотельного моделирования и проведения прочностных расчётов.

Цель исследования: сравнение и выбор методик проектирования ферменных переходных отсеков ракет-носителей.

Задачи:

1. Выбор основных параметров ферменной конструкции по различным методам.
2. Разработка ферменной конструкции в системе твёрдотельного моделирования SolidWorks.
3. Использование активного добавления SolidWorks Simulation для расчётов на прочность ферменной конструкции.
4. Сравнение результатов расчётов по различным методам и рекомендации по использованию методик проектирования.

Ниже в качестве примера приведены результаты расчёта по двум методикам: [1] (методика 1 – доцента О. А. Горячева) и [2] (методика 2 – доцента Л. М. Савельева).

Для анализа был выбран переходный отсек высотой 1 м и вписывающийся в диаметр 2,5 м. Отсек имел 16 стержней и 16 узловых элементов (по восемь в каждой плоскости). Материалом конструкции являлась сталь 30ХГСА. Коэффициент безопасности был взят равным 1,3.

Был выбран расчётный случай, соответствующий максимальному скоростному напору при порыве ветра. Параметры нагрузки для сравнения вариантов были выбраны одни и те же, а именно, изгибающий момент 1,5 КНм, приведённая сжимающая сила 400 Кн.

После определения расчетных усилий в стержнях были определены радиус и толщины стенки трубчатых стрижней. По сортаменту подбиралось сечение, ближайшее к полученному расчетному. Далее проверялось выполнение условий устойчивости.

Были получены следующие результаты.

Первый метод: наружный диаметр стержня $d=32$ мм, толщина стенки $\delta=3$ мм, масса конструкции 124,5 кг. Второй метод: наружный диаметр стержня $d=72$ мм, толщина стенки $\delta=1$ мм, масса конструкции 121,4 кг. Перемещения в конструкции, полученной по второму методу, оказались примерно в два раза больше, чем по первому.

В качестве иллюстраций к расчётам на рисунках 1 и 2 представлена твёрдотельная модель переходного отсека и результаты расчёта напряжений и перемещений.

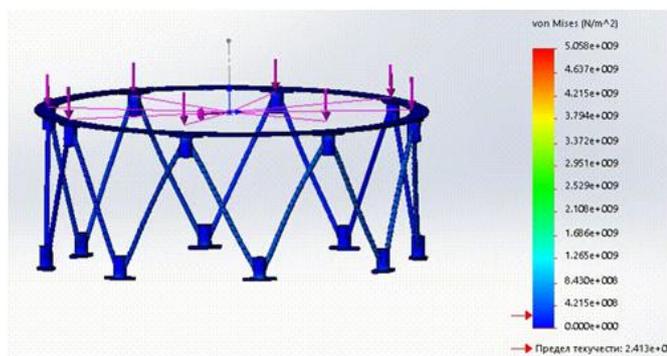


Рис. 1. Твёрдотельная модель переходного отсека и результаты расчёта напряжений

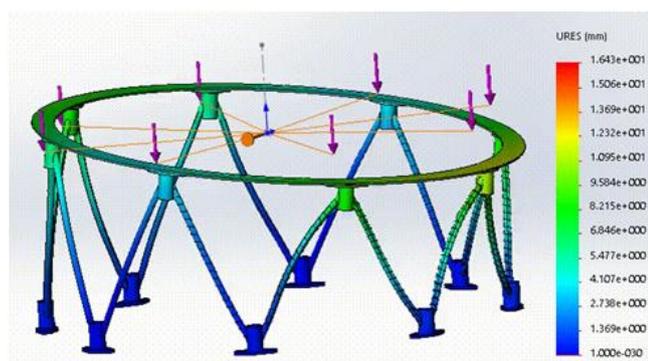


Рис. 2. Твёрдотельная модель переходного отсека и результаты расчёта перемещений

Результаты анализа позволили сделать выводы.

1. Проведён анализ различных методик выбора оптимальных проектных характеристик ферменной конструкции ракет-носителей. Сравнение результатов расчётов проводилось с использованием приложения SolidWorks Simulation.

2. Показано, что лучший результат по массе получается при использовании методики 2. Если же в качестве критерия использовать перемещения, то конструкция, рассчитанная по методике 1, получается более жёсткая.

Библиографический список

1. Горячев, О. А. Расчёт на прочность ферменных конструкций [Текст] / О. А. Горячев // Учебное пособие. Самара, СГАУ, 1984.
2. Савельев, Л. М. Расчёт на прочность ферменных конструкций [Текст] / Л. М. Савельев // Конспект лекций. Самара, СГАУ, 2007.

УДК 621.454.2

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ВОДОРОДА В ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВКАХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Болотов А. Е., Звонов С. А., Сулинов А. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Достижения в освоении космического пространства зависят от уровня развития двигательных систем. Определяющим фактором эффективности двигателей космических аппаратов, являются их энергетические характеристики. Именно это и определяет возросший интерес к использованию водородного топлива.

В настоящее время одной из важнейших задач в области освоения космического пространства является осуществление полетов на другие планеты. Едва ли не основная сложность в организации пилотируемых миссий – это их продолжительность. Например, при использовании доступных на сегодняшний день технологий, полет на Марс потребует около полугода на путешествие только в одну сторону и этот срок порождает массу дополнительных проблем. Однако плазменный двигатель нового поколения на основе водородного топлива может сократить время, требуемое для полета, в 4-5 раз.

В отличие от традиционных ракетных двигателей, которые создают тягу за счёт экзотермической химической реакции между компонентами топлива, плазменные водородные двигатели используют в качестве создающего тягу рабочего тела – заряженной плазмы, т.е. полностью ионизированного газа. Работает это так: водород подается в специальную камеру и ионизируется. Получившаяся холодная плазма поступает во вторую камеру и разогревается за счёт действия радиоволн, как в микроволновой печи. Наконец, в кормовой части, представляющей собой магнитное сопло, происходит преобразование энергии плазмы в струю выхлопных газов. Магнитное поле используется для выброса плазмы и защищает космический корабль от касания плазмы с его оболочкой.

Необходимо отметить, что удельный импульс данного двигателя от 50 000 м/сек до 300 000 м/сек, то есть скорость истечения газа равна от 50 км/сек до 300 км/сек. Это приводит к экономии топлива, т.е. топлива в полёт нужно брать от 17 до 100 раз меньше по сравнению с химическими РД.

Однако одной из проблем на пути создания водородной энергетики является отсутствие эффективных методов хранения топлива. Имеющиеся схемы полагаются преимущественно на системы высокого давления, которые хранят водород в сжиженном состоянии. Но эта методика является дорогостоящей и опасной. Естественной альтернативой является получение материалов, в которых водород будет связан, например, химически.

Исследователи обнаружили, что при высоком давлении инертный газ ксенон может взаимодействовать с молекулярным водородом, образуя неизвестный ранее продукт с необычным типом связывания. Таким образом, удалось получить стабильное соединение, состоящее из ксенона и водорода. Результаты исследования уже позволяют говорить о создании нового класса материалов, которые потенциально могут применяться в водородной энергетике будущего.

Было изучено поведение газообразных смесей ксенона с водородом при повышенных давлениях. При давлении в 41 000 атмосфер атомы смеси организуются в кристаллическую решетку, главным компонентом которой является водород. Увеличение давления приводит к сближению атомов ксенона, взаимное расположение

которых при сильном сжатии приобретает черты, присущие кристаллической решетке ксенона, характерной для его металлического состояния.

Изучение взаимного расположения атомов ксенона позволило определить, что взаимодействие ксенона с водородом приводит к исключительной устойчивости нового соединения и непрерывному изменению межатомных расстояний ксенон-ксенон в интервале давлений 41 000 – 255 000 атмосфер.

Но ксенон слишком тяжел и дорог для его непосредственного использования для хранения водорода, однако изучение электронной структуры полученного соединения и выяснения причин образования прочной кристаллической решетки с постоянным составом со временем может привести к тому, что в водородной энергетике будущего ксенон можно будет заместить другим более удобным в практическом отношении веществом.

УДК 517.91

НОВЫЙ МЕТОД ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДВИЖЕНИЯ РАКЕТОНОСИТЕЛЕЙ, КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И РЕШЕНИЯ НАУЧНОТЕХНИЧЕСКИХ ЗАДАЧ

Воронин В. В., Рожков В. А., Шулепов А. И., Степанцов И. С.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В результате проведённых исследований разработан новый метод численного моделирования движения ракетносителей, космических аппаратов и решения некоторых научно-технических задач. Введены понятия: «Мажорантная сетка», «Расчётный шаг». Каждый последующий шаг начинается в середине прошедшего расчётного шага. Решение ОДУ строится по информации прошедшего и текущего расчётных шагов и уточняется на каждом шаге. Метод на двадцать пять процентов по времени работает быстрее относительно метода Рунге-Кутты четвёртого порядка точности. На рис. 1,2 приведены: вид мажорантной сетки с расчётным (H) и заданным (h) шагами и иллюстрация положения точек расчёта производных (K_i) на шаге.

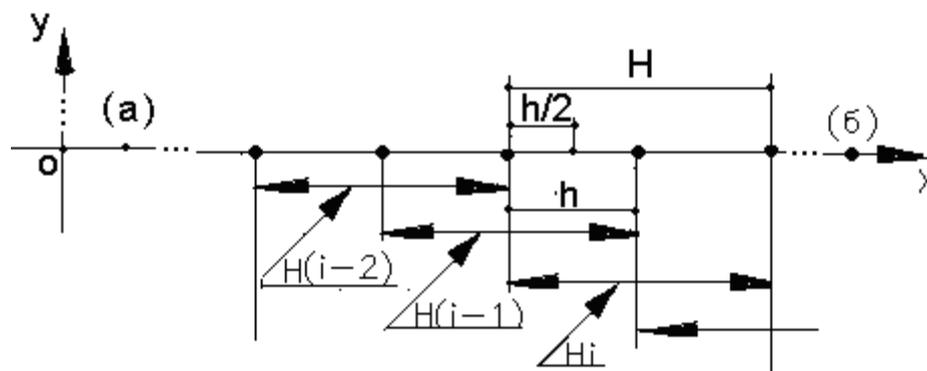


Рис. 1. Иллюстрация мажорантной сетки

Обозначения: ОДУ – обыкновенные дифференциальные уравнения,
РК-4 – классический метод численного решения ОДУ, СК-3 – метод численного решения ОДУ.

Многokратное обращение на шаге к правым частям ОДУ приводит к увеличению времени решения задачи, округлению результатов многократного выполнения арифметических операций, затрудняет процесс разработки цифровой системы управления в плане диспетчирования. Новый метод СК3 (алгоритм решения ОДУ) имеет вид:

$$Y = Y_0 + H \cdot (1/6 K_1 + 2/3 \cdot K_2 + 1/3 K_3^* + 1/6 \cdot K_4^*)$$

Производные K_3^* и K_4^* уточняются на каждом шаге по предварительному решению ОДУ.

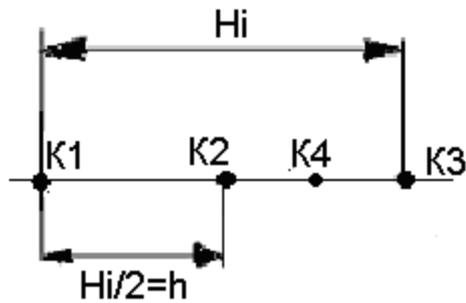


Рис.2. Иллюстрация положения производных на расчетном шаге

Оценка метода. Имеем дифференциальное уравнение вида: $Y'-1 + Y = 0$ на отрезке $[0, 1]$. Аналитическое решение: $Y=1+e^x$ Начальные условия: $X_0 = 0, Y(x_0) = 2$.

Таблица 1- численная оценка метода СК3.

Метод решения	Шаг интерприрования	Результаты решения в узловых точках		
		0,2	0,6	1,0
Аналитический	—	1,8187307	1,5488116	1,3678794
РК-4	$h=0,0025$	1,8187307	1,5488116	1,3678795
СК-3	$H=0,005$	1,8187307	1,5488116	1,3678795

Таблица 2. Оценка метода СК3 по быстродействию.

Метод численного решения ОДУ	Число обращений к правым частям ОДУ на интервале 5400 сек. с шагом $h=15$ сек.	Примечание
РК-4	1440	-
СК-3	1084	-

Вывод: Рекомендуется использовать численный метод СК-3.

Библиографический список

1. Бахвалов, Н.С. Численные методы. Учеб. пособие для вузов [Текст]/ Н. С. Бахвалов, Н. П. Жидков, Г. М. Кобельков // М.: Гл. ред. физ-мат лит. – 1987. -600с.
2. Хайрер, Эрнст. Решение обыкновенных дифференциальных уравнений. Нежесткие задачи. [Текст]/ Э. Хайрер, С. П. Нёрсетт, Г. Ваннер// М: Мир - 1990.- 512с.- ISBN 5-03-001179-X.
3. Березин, И. С. Методы вычислений: учеб. пособие для вузов [Текст]/ И. С. Березин, Н. П. Жидков// 2-е изд., перераб. М.: Физматгиз. - Т2. – 1962.- 639с.

УДК 629.78

О ПРИНЦИПЕ КОНТРОЛЯ МИКРОУСКОРЕНИЙ НА МАЛОМ КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ

Горожанкина А. С., Филиппов А. С., Седельников А. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Малым космическим аппаратам (МКА) сегодня находят широкое применение. Они являются перспективными для реализации технологических процессов в космосе, поскольку с помощью одной ракеты-носителя можно вывести на орбиту сразу несколько МКА. Это повышает оперативность проведения технологических экспериментов, а также существенно снижает их стоимость.

Для успешной реализации гравитационно-чувствительных технологических процессов нужно эффективно контролировать уровень микроускорений в зоне размещения технологического оборудования [1]. Согласно исследованиям [2], основное влияние на уровень микроускорений внутренней среды МКА без больших упругих элементов конструкции будет оказывать вращательное движение космического аппарата вокруг своего центра масс. Поэтому эффективный контроль микроускорений связан с ограничениями угловой скорости вращательного движения МКА.

В работе рассматривается летный образец МКА «АИСТ». Для оценки угловой скорости была установлена аппаратура МАГКОМ, в состав которой входят два трехкомпонентных магнитометра [3]. С помощью измерений магнитного поля Земли, осуществляемых магнитометрами, можно оценить угловую скорость по формуле:

$$\omega_{i+1} = \frac{\arccos\left[\frac{B_{xi} \cdot B_{xi+1} + B_{yi} \cdot B_{yi+1} + \dots + B_{zi} \cdot B_{zi+1}}{|B_1| \cdot |B_2|}\right]}{t_{i+1} - t_i},$$

где n – количество измерений; $\vec{B}(B_x, B_y, B_z)$ – вектор магнитной индукции.

Далее оценивалось угловое ускорение МКА:

$$\varepsilon_{i+1} = \frac{\omega_{i+1} - \omega_i}{t_{i+1} - t_i}$$

и уровень микроускорений:

$$w_i = \sqrt{(\omega_i^2 \cdot R)^2 + (\varepsilon_i \cdot R)^2}.$$

Поскольку магнитная составляющая возмущений оказывает существенное влияние на орбитальное движение МКА, в качестве основополагающего принципа контроля микроускорений может быть выбран принцип магнитного взаимодействия средств контроля с магнитным полем Земли.

Библиографический список

1. Седельников, А. В. Контроль микроускорений как важнейшей характеристики космической лаборатории специализированного технологического назначения конструктивными методами [Текст] / А. В. Седельников // Контроль. Диагностика. – № 7. – 2014. – С. 57–63.
2. Абрашкин, В. И. Неуправляемое вращательное движение опытного образца малого космического аппарата «АИСТ» [Текст] / В. И. Абрашкин, К. Е. Воронов, А. В. Пияков и др. // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. – 2014. – № 48. – 36 с.

УДК 629.78

ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА - СБОРЩИКА МУСОРА МНОГОКРАТНОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Елисов Н. А.¹, Панина Л.², Ишков С. А.¹

¹Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

²Agoura High School, Agoura Hills, California, USA

Работа посвящена проблеме космического мусора, рост которого препятствует современному исследованию космоса. Отработавшие спутники, верхние ступени ракет-носителей, инструменты, утерянные космонавтами во время выхода в космос, и другие естественные и искусственные космические объекты, ставшие космическим мусором. На орбите Земли находится более чем 17 000 фрагментов космического мусора, размером более 10 см [1]. Основная концентрация космического мусора расположена на низкой опорной орбите, высотой менее 2 000 км и на геостационарной орбите [1,2]. Увеличение количества космического мусора создает значительную проблему для международной космической станции и для действующих спутников.

Один из возможных вариантов удаления космического мусора – использование космического аппарата – сборщика мусора многократного применения. Для удаления фрагмента космического мусора с низкой опорной орбиты, необходимо снизить его высоту орбиты до высоты спуска в атмосферу. Для удаления космического мусора с геостационарной орбиты необходимо увеличить его высоту до высоты орбиты захоронения, значение которой составляет 300 км и выше от геостационарной орбиты.

В работе определена так называемая «граница», которая разделяет высоты для спуска космического мусора в атмосферу и его подъем на орбиту захоронения. Операции на орбите осуществляются с помощью переходов Гомана.

Рассматривается следующая схема удаления космического мусора на низкой опорной орбите:

1. Космический аппарат – сборщик мусора (КАСМ) совершает маневр фазирования для последующего сближения и фиксации фрагмента космического мусора (КМ);
2. КАСМ с прикрепленным КМ дает тормозной импульс, после которого КМ переходит на орбиту спуска;
3. После отделения КМ от КАСМ дается разгонный импульс для сохранения рабочей высоты орбиты;
4. КАСМ переходит на другую орбиту со следующим космическим мусором или на орбиту дозаправки в случае малого запаса топлива.

Вводятся следующие допущения для данной схемы:

- 1) Все перелеты осуществляются по компланарным орбитам;
- 2) Удаление космического мусора происходит с одной фиксированной высоты орбиты;
- 3) Временем на втором и третьем этапе, а также временем переориентации КАСМ после отделения КМ, для подачи разгонного импульса, можно пренебречь, ввиду малости относительно первого этапа.

В данной работе проводится расчет проектно-баллистических параметров КАСМ по заданному ресурсу работы. Определяя время перелета на первом этапе, можно вычислить количество циклов, которое может совершить КАСМ до дозаправки или до утилизации по истечению ресурса работы.

Зная количество циклов, из уравнения баланса масс определяется начальная масса КАСМ, из которой можно найти массу конструкции. Определяя характеристические скорости на каждом этапе, находят массы затрачиваемого топлива на осуществление маневров, из которых вычисляется масса топливных баков.

Библиографический список

1. M. Shan, J. Guo, E. Gill, Review and comparison of active space debris capturing and removal methods, *Progress in Aerospace Sciences*, 80 (2016), pp. 18-32.
2. L. T. DeLuca, F. Bernelli, F. Maggi, P. Tadini, C. Pardini, L. Anselmo, M. Grassi, D. Pavarin, A. Francesconi, F. Branz, S. Chiesa, N. Viola, C. Bonnal, V. Trushlyakov, I. Belokonov, Active space debris removal by a hybrid propulsion module, *Acta Astronautica* 91 (2013), pp. 20-33.

УДК 521.3

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КИНЕТИЧЕСКОГО ПЕРЕХВАТЧИКА ДЛЯ ОТВЕДЕНИЯ АСТЕРОИДНОЙ ОПАСНОСТИ

Здражевская Н. Д., Николаева Е. А., Старинова О. Л.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Основной целью работы является исследование возможности предотвращения астероидной опасности при помощи специального космического аппарата (КА) – кинетического перехватчика. Эта тема очень интересна и актуальна, особенно учитывая условия, в которых мы живем. Все мы стараемся обезопасить свою жизнь, чтобы быть уверенными в завтрашнем дне. Также как мы думаем о самих себе, стоит иногда подумать о нашем общем доме, о планете Земля (рис. 1) [1]. Ей тоже угрожают различные опасности, и она порой нуждается в нашей защите и заботе. Неприятности могут прийти, откуда угодно, например, из космоса, из самого малоизученного и непредсказуемого места в нашей Вселенной. Астероиды – рыцари темных небес могут серьезно угрожать нашей планете, незаметно появляясь как бы совершенно ниоткуда. Даже небольшой астероид диаметром в несколько сотен метров может при падении на Землю причинить огромные разрушения. Именно поэтому всегда важно знать, как близко астероиды находятся от Земли, какую опасность они представляют, и как же нам с ними бороться в случае неизбежного столкновения. Как средневековые королевства знали слабости вражеских отрядов, так же и мы должны знать уязвимые места этих огромных «валунов». Астрономы, скорее всего, заблаговременно обнаружат подобные опасные объекты, но сможем ли мы предотвратить столкновение?

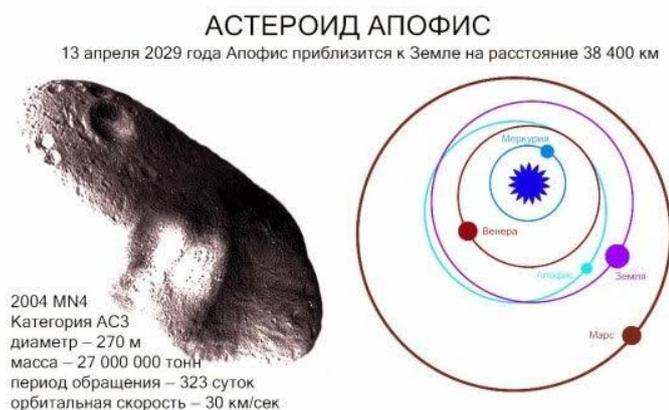


Рис.1. Орбиты потенциально-опасных объектов [1]

Существует множество способов предотвращения столкновения астероидов с Землей: от самых разумных и вполне выполнимых вплоть до сказочных и порой абсурдных [2]. Стратегии по предотвращению столкновения могут быть прямыми и косвенными. Прямые способы требуют меньше времени и средств, они направлены на разрушение или отклонение астероида с опасной орбиты. Предлагаемый нами кинетический перехватчик относится к прямым методам. Космический аппарат подлетает к опасному астероиду с большой скоростью и врежется в него. При этом импульс скорости космического аппарата передается астероиду (рис. 2).

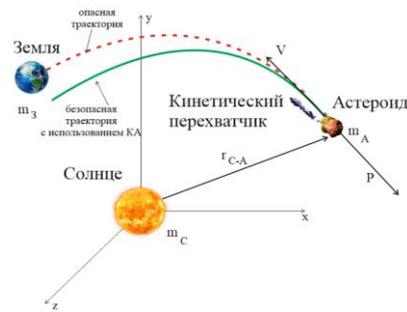


Рис. 2. Схема использования кинетического перехватчика для изменения орбиты потенциально опасного астероида

Такой метод эффективен для отклонения достаточно прочных объектов небольшой массы, поддающихся обнаружению при наличии работающей и быстродействующей системы мониторинга околоземного пространства. Для слабо соединенных груд обломков, вероятно, более эффективными окажутся непрямые методы. В этом случае к отклоняемому объекту посылается специальное устройство (гравитационный буксир, ракетные двигатели или электромагнитные катапульты), которое тратит значительное время для изменения траектории астероида, позволяющего ему избежать столкновения с Землей.

Использование кинетического перехватчика подразумевает прямое попадание КА в астероид, при этом КА не несёт никакого заряда взрывчатого вещества. Европейское космическое агентство уже сейчас ведет предварительную разработку миссии «Don Quijote», нацеленную на отклонение астероида. В работе [3] доказано, что отражение астероида (99942) Апофис может быть произведено путем отправки КА весом меньше тонны на таран с этим объектом.

С точки зрения физики изменение траектории астероида произойдет за счет закона сохранения импульса:

$$m_{ast} \mathbf{V}_{ast}(t_1) + m_{SC} \mathbf{V}_{SC}(t_1) = (m_{ast} + m_{SC}) \mathbf{V}_{ast}(t_2), \quad (1)$$

где m_{ast} , m_{SC} - массы астероида и КА,

\mathbf{V}_{ast} , \mathbf{V}_{SC} - скорость астероида и КА,

t_1, t_2 - момент времени до и после воздействия КА.

Эффективность использования кинетических перехватчиков для изменения траектории астероида зависит от множества факторов. Конечно, прежде всего это скорость и масса КА. В нашей работе было проведено моделирование изменения орбиты астероида Апофис при помощи КА массой 10 000 кг. Рассмотрены различные по длительности пассивные траектории движения кинетического перехватчика, позволяющие проанализировать возможное отклонение астероида, учитывая запас времени от его обнаружения до предполагаемого столкновения с Землей.

Таким образом, метод под названием «кинетический перехват» может быть очень полезен в конкретных ситуациях. Он очень удобен и довольно доступен, учитывая возможности современных технологий.

Библиографический список

1. Соколов Л. Л., Башаков А. А., Питьев Н. П. О возможных сближениях АСЗ 99942 Апофис с Землей // с. 33 - 38
2. Алимов Р. В., Дмитриев Е. В. Противоастероидная защита Земли // Природа, 1995, № 6, с. 94-101.
3. Бранец, В. Н. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела / В. Н. Бранец, И. П. Шмыглевский. – М.: Наука, 1973. - 320 с.

УДК 629.78

ЕВРОПА - КАК ПРОДОЛЖЕНИЕ ЗЕМЛИ

Зотов Р. А., Бражник Р. А., Шорников А. Ю

Муниципальное бюджетное общеобразовательное учреждение «Школа № 63
с углубленным изучением отдельных предметов имени Мельникова Н. И.»

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Начиная с момента запуска первого космического аппарата в космическое пространство, интерес к проектам освоения дальнего космоса в значительной степени возрос. В первую очередь это связано с рядом масштабных космических программ, ориентированных на изучение наиболее интересных, с исследовательской точки зрения, объектов Солнечной системы. Так, например, к 2030 году планируется проведение миссии Mars One, в рамках которой планируется создание обитаемой колонии поселения на Марсе.

Данная работа посвящена проблеме проектирования автономного обитаемого космического поселения. В качестве объекта исследования авторы предлагают рассматривать спутник Юпитера – Европу, которая представляет собой небесное тело сопоставимое по размерам с Луной и имеет собственную атмосферу. Причиной подобного выбора является тот факт, что Европа покрыта водяным льдом, под которым возможно наличие воды и некоторых элементарных форм жизни. Следует также отметить, что в настоящее время проводится предпроектная разработка космических комплексов для проведения как орбитальных исследований атмосферы объекта, так и исследования поверхности при помощи планетоходов.

Предполагается, что решение задачи размещения космической станции на Европе сводится к следующей последовательности задач: предпроектные исследования; создание транспортного канала для доставки ресурсов и экипажа между Европой и Землей; доставка необходимых ресурсов; создание космической станции и ее эксплуатация. В рамках данного исследования предполагается решение первой из поставленных задач: выбор наиболее пригодного для дислокации космической станции места, исходя из данных, которые имеются о физико-химических свойствах объекта в открытом доступе, и создание проекта модульной космической станции на основании существующих проектов космических баз.

Предполагается, что проектируемая станция будет состоять из ряда комплексов: жилищный, бурильный, энергетический, исследовательский, пищевой, центр связи, развлекательный; спортивный; транспортный. Все эти модули будут объединены в единую сеть, состоящую из множества узлов, разделенных стыковочными отсеками, что позволит обезопасить обитателей станции от внешних угроз в случае повреждения и разгерметизации одного из узлов системы. В общем случае, проектируемая станция должна удовлетворять ряду критериев, таких как: безопасность, экологичность, энергоэффективность и эргономичность [1]. В качестве результата своей работы, авторы представят верхнеуровневую трехмерную модель космической станции с учетом выбранной структуры блоков и определенного набора требований. Полученные результаты могут быть использованы при планировании миссий освоения дальнего космоса.

Библиографический список

1. Серебряков, В. Н. Основы проектирования систем жизнеобеспечения экипажа космических летательных аппаратов [Текст]: учебное пособие/ В. Н. Серебряков – М.: Машиностроение, 1983.-157 с.

УДК 621.454.3, 536.8, 519.6

ВЛИЯНИЕ ВЫГОРАНИЯ ЗАРЯДА НА ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ УТОПЛЕННОГО СОПЛА

Кириллова А. Н., Сабирзянов А. Н.

Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А. Н. Туполева, г. Казань

Совершенство пространственного течения продуктов сгорания, потери полного давления и трение в дозвуковой части сопла оценивают коэффициентом расхода μ_c . Возможность применения современных численных методов в пакете программы ANSYS Fluent для моделирования газового потока в осесимметричных звуковых и сверхзвуковых соплах в идеально-газовом приближении для оценки коэффициента расхода представлена в работе [1].

Коэффициент расхода зависит от различных геометрических характеристик сопла, в том числе, существует зависимость от степени сужения $F_M/F_{вх}$ (F_M – площадь минимального сечения, $F_{вх}$ – площадь входного сечения сопла) [2]. Особенность расположения заряда в камере сгорания РДТТ позволяет говорить об изменении степени сужения сопла во время работы двигателя. В РДТТ часто используется утопленное (вдвинутое) в камеру сгорания сопло, что обусловлено экономией габаритных размеров двигателя с сохранением высокого удельного импульса относительно укороченного сопла. Для большинства современных РДТТ относительная длина утопленной части $\bar{L}_{ym} < 4$ ($\bar{L}_{ym} = 2 \cdot L_{ym}/d_m$, где d_m - диаметр минимального сечения сопла, L_{ym} – длина утопленной части сопла), относительный расход с части заряда над утопленным соплом $\bar{m}_{ym} < 20\%$ ($\bar{m}_{ym} = m_{ym}/m_\Sigma$, где m_{ym} - расход над утопленной частью сопла, m_Σ - суммарный расход продуктов сгорания) и уменьшается по мере выгорания заряда, а среднеинтегральная величина потерь удельного импульса составляет $\xi_{ym} = 0,3..0,5\%$ [3].

Целью данной работы является оценка влияния выгорания заряда (изменения степени сужения) на коэффициент расхода сопел с различной степенью утопленности.

Объектом исследования являлись осесимметричные камеры РДТТ с канальным зарядом, имеющим щелевой компенсатор в области переднего днища и профилированное сопло с различной степенью утопленности (рис.1). Щелевой компенсатор, предназначенный для обеспечения нормального закона горения топлива в процессе работы, для возможности реализации осесимметричного моделирования заменен сечением с эквивалентным расходом, расположенным перпендикулярно к оси. Под степенью утопленности \bar{L}_{ym} в данной работе понимается отношение утопленной в камеру двигателя части сопла L_{ym} к полной длине сопла L .

Моделирование проводилось в расчетной среде ANSYS Fluent в осесимметричной, адиабатной, стационарной постановке в рамках идеально-газового приближения. В качестве граничных условий на входе задавалось равномерное распределение расхода с поверхности заряда (температура, температурные зависимости свойств среды, параметры турбулентности потока), на выходе дополнительного объема, необходимого для моделирования истечения свободной струи – постоянство атмосферного давления, стенки сопла и камеры гладкие с условиями прилипания и непротекания рабочего тела.

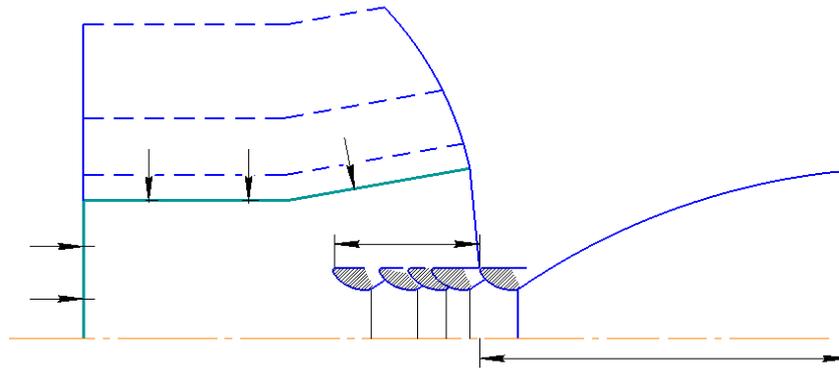


Рис. 1. Схема расчетной модели

Газодинамическая составляющая коэффициента расхода определялась:

$$\mu_c = \frac{\dot{m}}{A(k) p_{oc} F_{кр} / \sqrt{RT_{oc}}}, (1)$$

где \dot{m} – задаваемый расход; p_{oc} – значение расчетного давления в камере; T_{oc} , k и R – температура торможения, отношение теплоемкостей и равновесное значение газовой постоянной в минимальном сечении сопла, $A(k)$ – газодинамическая функция.

Полученные результаты согласуются с данными известных исследований потерь, возникающих при увеличении степени утолщенности сопла. Наибольшее влияние утолщенности достигает 0,5% для меньшей степени сужения сопла и, соответственно, на последних секундах работы исследуемого двигателя. Влияние степени сужения для различных степеней утолщенности имеет одинаковый характер изменения и лежит в диапазоне 1%, что согласуется с данными [2] для низких степеней сужения и профилированных сопел.

Библиографический список

1. Сабирзянов А. Н., Кириллова А. Н. Численное моделирование влияния геометрических параметров сопла на коэффициент расхода ДЛА. [Текст]// Проблемы и перспективы развития двигателестроения: материалы докладов междунар. научно-техн.конф. 22-24 июня 2016 г. – Самара: Самарский университет, 2016 – Ч.2. – С.39-40.
2. Лаврухин Г. Н. Аэрогазодинамика реактивных спел. Т.1. Внутренние характеристики сопел. [Текст]– М.: Наука. ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 376 с.
3. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива [Текст] / А. М. Губертов, В. В. Миронов, Д. М. Борисов, В. Н. Баскаков, Л. И. Волкова и др. Под ред. А. С. Коротеева – М.: Машиностроение, 2004. – 512 с.

УДК 629.78

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ БЕСКАРКАСНОЙ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ

Киунов Я. С., Старинова О. Л.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Существующие в настоящее время солнечные батареи имеют ряд недостатков, мешающие созданию крупных конструкций, а именно:

- большой вес каркаса;
- несовместимость данных наземной отработки и реальных условий эксплуатации;
- сложность раскрытия, уменьшающая надежность.

В условиях современного развития технологий изготовления солнечных батарей возможно добиться больших площадей фотопреобразователей и тем самым увеличить мощность, в разы при этом уменьшив их вес.

Решением послужат тонкопленочные солнечные батареи из аморфного кремния на подложке, раскрывающиеся за счет центробежной силы.

Такие батареи при незначительном добавлении массы конструкции и приборов позволят достичь выигрыша в массе всего аппарата, начиная от 4 000 Вт потребной мощности аппарата.

В данной работе рассмотрена возможность создания такой солнечной батареи и установка ее на спутник-ретранслятор, находящийся на геостационарной орбите.

Было проведено моделирование в пакете SolidWorks, а так же выведены зависимости некоторых характеристик, по результатам которых была получена приближительная модель тонкопленочной солнечной батареи.

Конструктивно такая солнечная батарея представляет собой шестигранник с размахом 20 метров, через углы которого проходят тросы с грузами на концах. Толщина такой батареи составит около 0,25 мм, её вес – 45,2 килограмма, с учетом раскручивающего гироскопа. Система раскручивания располагается на штанге, отделяющей космический аппарат от блока вращения.

При таком размахе площадь солнечных батарей составит 314, 8 квадратных метра, что позволит вырабатывать до 85 кВт электричества. Данного количества с избытком хватит для существующих на данный момент спутников, а выигрыш в массе достигает 750 килограмм.

На рисунке 1 представлен внешний вид космического аппарата с развернутой тонкопленочной солнечной батареей.

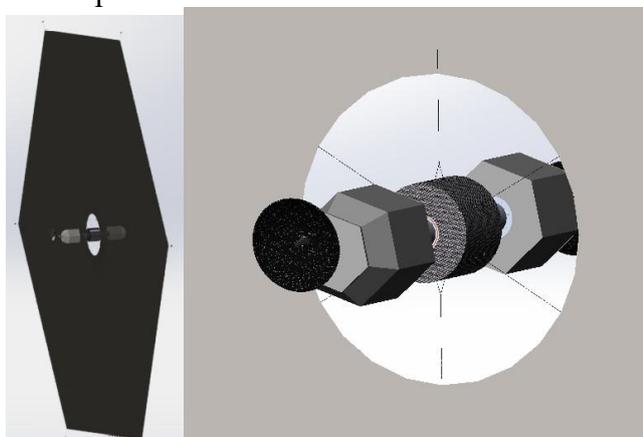


Рис.1. Облик проектируемого космического аппарата с развернутой солнечной батареей и увеличенный вид космического аппарата с элементами крепления солнечной батареи (справа)

По результатам исследования, можно судить о том, что данный вид солнечных батарей очень перспективен, поскольку площадь развертывания практически не ограничена, а вес и габариты в свернутом состоянии незначительны.

Библиографический список

1. Солнечные батареи из аморфного кремния портал. [Электронный ресурс]. URL: <http://solarb.ru/solnechnye-batarei-iz-amorfnogo-kremniya> (Дата обращения 20.03.2017).
2. Координационный научно-технический совет по программам научно-прикладных исследований на пилотируемых космических комплексах [Электронный ресурс]. URL: http://knts.tsniimash.ru/ru/site/Experiment_q.aspx?idE=155 (Дата обращения 20.03.2017)
3. Г. Г. Райкунов, В. М. Мельников, А. С. Чеботарёв, В. И. Гусевский, Б. Н. Харлов Проблемы создания космических солнечных электростанций (КСЭС) мощностью 1-10 ГВт, транслирующих энергию на Землю // Авиационные и космические технологии. 2011. № 3. Электрон. версия печат. публ. URL: http://nt.ainrf.ru/NT_3_2011/069.pdf (дата обращения: 20.03.2017)

УДК 62-238.9

МЕХАНИЗМ УДЕРЖАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ПОНИЖЕННЫМ УДАРНЫМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ

Кузнецов А. Д., Волков М. В., Юдина З. А.

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева,
г. Железногорск

Механические устройства – это общее название механизмов в составе КА, производящих движение. К механическим устройствам относятся устройство отделения, системы зачековки и раскрытия солнечных батарей, а также различные выдвигаемые штанги с установленными на них служебными и научными приборами [1].

Необходимость использования устройств зачековки и раскрытия солнечных батарей (БС) появляется из-за габаритных ограничений, связанных с головным обтекателем ракетносителя, выводящего космический аппарат (КА) на рабочую орбиту. Существуют два положения спутника: транспортировочное и рабочее. На рисунке 1а [1] показано транспортировочное, на рисунке 1б [1] – рабочее положение спутника.

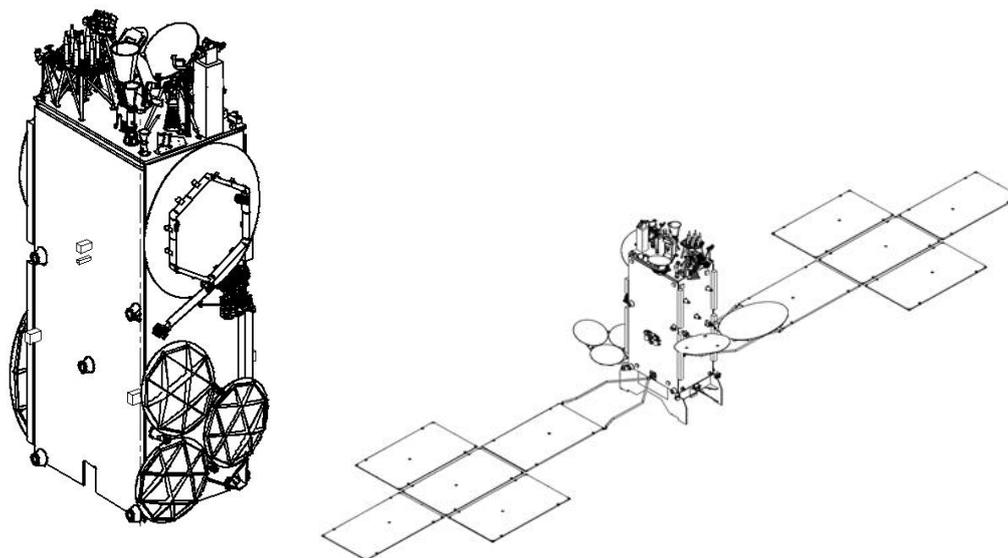


Рис. 1. КА на платформе «Экспресс-2000Н» в а) транспортировочном; б) рабочем положении

Фиксацию и удержание пакета панелей БС в сложенном положении при транспортировке и раскрытие их на рабочей орбите обеспечивают специальные удерживающие механизмы [2].

Механическое устройство зачековки панелей БС изображенное на рисунке 2 схематично состоит из механической части (поз. 1), которая крепится на корпус КА (поз. 2) и специальной воронкой (поз. 3), которая монтируется в пакет панелей БС (поз. 4) и удерживает штырь (поз. 5) после срабатывания.

В современных КА применяется высокоточное оборудование, чувствительное к ударным воздействиям. В связи с этим возникает необходимость и потребность в создании механических устройств удержания и освобождения подвижных элементов конструкции КА с пониженным ударным воздействием при срабатывании.

Основным источником ударных воздействий, в механических устройствах удержания и освобождения подвижных элементов конструкции КА, являются такие элементы как пружины, а точнее элементы конструкции, которые после

проворачивания, или выталкивания пружинами ударяются о другие элементы. Помимо ударных воздействий от срабатывания таких устройств, на оборудование КА передается ударное воздействие от срабатывания пиросредств (пирочеки, пироузлы и т.д.), служащих для освобождения тяг, которые удерживают механические устройства от срабатывания. Также такие устройства имеют большое количество деталей и, как следствие, усложнение конструкции и снижение надежности устройства в целом.

Также существует проблема, связанная с растущей зоной полезной нагрузки, что, в свою очередь, увеличивает размеры КА, а, следовательно, увеличивается потребность в электроэнергии. Удовлетворить потребность в электроэнергии помогает увеличение панелей батарей солнечных, следовательно, возникает необходимость в использовании механизмов удержания с большими усилиями затяжки

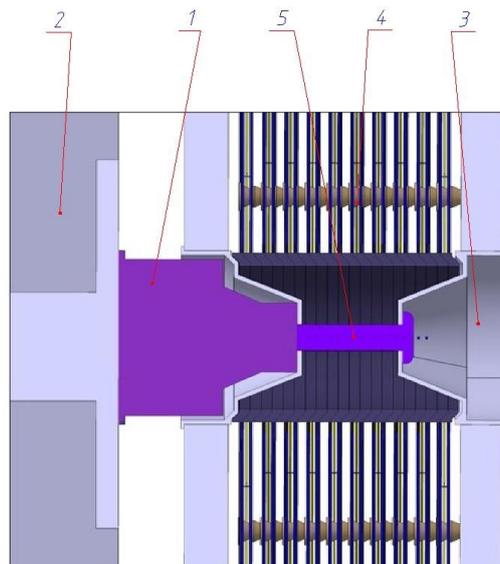


Рис. 2. Схема удерживающего механизма: 1 – механическая часть; 2 – корпус КА; 3- воронка; 4- пакет панелей БС; 5- штырь

Для решения проблемы с ударными воздействиями предлагается для удержания подвижных элементов конструкции использовать механическое устройство, которое не содержит пружин и соударяющихся элементов и имеет минимальное количество деталей, а, следовательно, более простую конструкцию по отношению к аналогичным механическим устройствам. Для создания такого устройства необходимо отходить от полностью механических схем и интегрировать в него активирующий механизм (актуатор), не основанный на пиросредствах. В механизмах, использовавшихся раньше в качестве активирующего устройства, применялись пиротехнические средства, выполняющие функцию дистанционного инициатора срабатывания механической части замка. Значения ударных воздействий, возникающих при срабатывании такого замка, приведены на рисунке 3.

Основные ударные воздействия в замках возникают за счет срабатывания пиротехнических средств, резкого снятия нагрузки в механизме удержания замка и за счет соударения элементов этого механизма.

Для снижения ударного воздействия на оборудование КА от устройств удержания необходимо разработать замок, обеспечивающий минимальные ударные воздействия на бортовую аппаратуру КА, а именно:

- разработать механизм замка, удовлетворяющий условию отсутствия соударяющихся элементов механизма удержания, а также обеспечивающего условия постепенного снятия нагрузки;

- разработать активирующее устройство без использования пиротехнических средств.

Был разработан замок с использованием активирующего устройства без использования пиросредств.

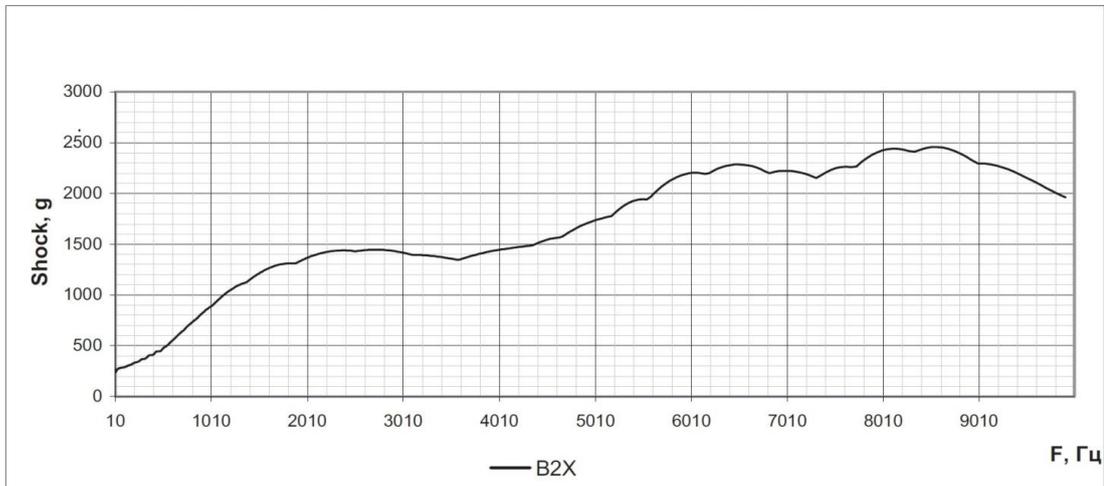


Рис. 3. Значения ударных воздействий при срабатывании замка

В результате проведенной работы [3-7] был разработан замок с низким значением ударных воздействий, возникающих при его срабатывании.

Замок представляет собой конструкцию, состоящую из механической части и активирующего устройства, общий вид которых приведен на рисунке 4.

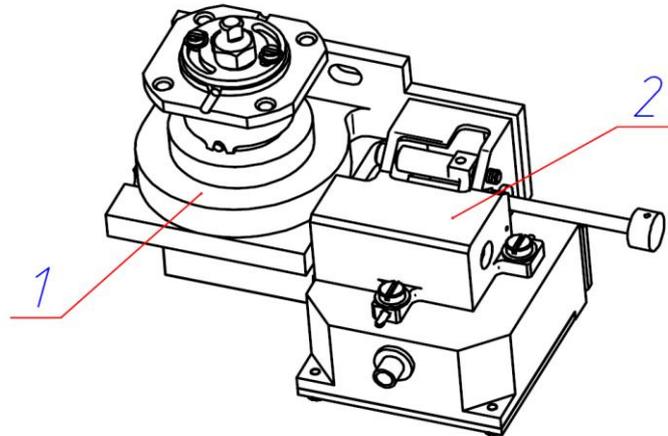


Рис. 4. Общий вид замка: 1 – механический замок; 2 – активирующее устройство

Однако данный замок не удовлетворяет требованиям по усилию затяжки и рассчитан на гораздо меньшие нагрузки.

Было решено использовать этот замок с активирующим устройством за основу при проектировании механизма рассчитанного на усилие затяжки до 50 000 Н. Механизм изображен на рисунке 5.

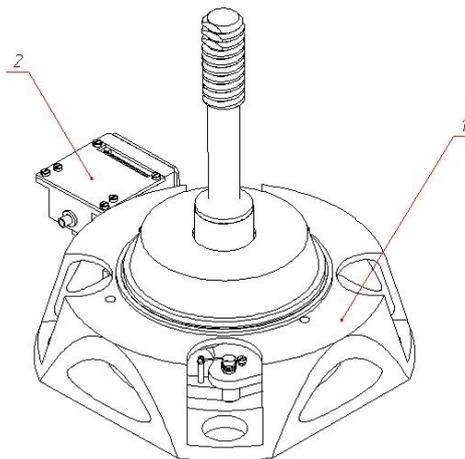


Рис. 5. Общий вид замка: 1 – механический замок; 2 – активирующее устройство

Механическое устройство состоит из механической части 1 и электромеханической части 2. При этом электромеханическая часть 2 включает в себя подпружиненные штоки (в количестве 4 шт. для увеличения надежности срабатывания), удерживаемые проволокой из материала с высоким значением удельного электрического сопротивления. Механическая часть состоит из подпружиненного штока, ввинченного в гайку и обеспечивающего редукцию механизма, который состоит из пары специальных качалок.

Активирующее устройство работает следующим образом. При подаче электрического тока на проволоку происходит нагрев, а также ее расплавление, которое приводит к разрушению, после чего шток освобождается и поворачивает рычаг, освобождая подпружиненный шток, который втягивается в корпус активирующего устройства под действием пружины, тем самым обеспечивая освобождение удерживаемого элемента.

Корпус необходим для восприятия нагрузок возникающих при транспортировке и выведении КА, а штырь – для соединения между собой стационарной и отделяемой части.

Замок работает следующим образом. После срабатывания активирующего устройства происходит освобождение качалок системы. Они освобождают гайку замка, после чего она раскручивается и освобождает штырь, за счет того, что штырь и гайка имеют резьбу с углом подъема большим, чем угол трения. После, отделяемая и стационарная части замка могут быть свободно разделены. Также, для снижения сопротивления вращения гайки во время освобождения штока, гайка установлена в корпус замка на упорный подшипник.

Технический эффект разработанной конструкции замка заключается в:

- использовании в механизме удержания замка резьбового соединения винт-гайка, со значением угла наклона резьбы, большим, чем угол трения, что позволяет обеспечить отсутствие соударения элементов механизма удержания и обеспечить плавное снятие нагрузки при срабатывании;

- активирующее устройство основано на принципе разрушаемого элемента, выполненного в виде пережигаемой проволоки, что обеспечивает многократное снижение ударных воздействий, при срабатывании такого активирующего устройства, по сравнению с устройствами, которые имеют в своем составе пиропредства.

Разработанная конструкция замка позволит использовать его на КА с бортовой аппаратурой, которая чувствительна к ударным воздействиям без ограничения по месту

размещения на КА, а также позволит увеличить усилия затяжки и воспринимать большие изгибающие моменты, действующие на корпус механизма.

Библиографический список

1. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения: учеб. пособие. Красноярск: СибГАУ, 2011. 488 с.
2. Гуцин В. Н. Основы устройств космических аппаратов : учебник для вузов. М.: Машиностроение, 2003. 272 с.
3. Кузнецов В. В., Ереско С. П. Устройство удержания и освобождения подвижных элементов конструкции космического аппарата с пониженным ударным воздействием // Инновации в авиации и космонавтике: Материалы Всерос. научно практич. конф. М.: МАИ, 2014. С. 82–83.
4. Кузнецов В. В., Ереско С. П. Совершенствование устройств удержания и освобождения подвижных элементов конструкции космических аппаратов // Актуальные проблемы авиации и космонавтики: Материалы X Всерос. научно практической конф. В 2 т. Т1. Технические науки. Информационные технологии. Красноярск: СибГАУ, 2016. С. 147–148.
5. Кузнецов В. В., Ереско С. П. Устройство удержания и освобождения подвижных элементов космического аппарата с пониженным ударным воздействием // Новые материалы и технологии в ракетно-космической и авиационной технике: Материалы Всерос. Молодежной конф. Звездный: ФГБУ «НИИ ЦПК им. Ю. А. Гагарина», 2015.
6. Кузнецов В. В., Ереско С. П. Устройство удержания и освобождения подвижных элементов конструкции космического аппарата с пониженным ударным воздействием // Актуальные проблемы авиации и космонавтики Материалы XI Всерос. научно практической конф. В 2. т. Т 1. Технические науки. Информационные технологии. Красноярск: СибГАУ, 2015.
7. Кузнецов В. В., Герус А. А., Байбородов А. А. и др. Устройство удержания и освобождения подвижных элементов конструкции космического аппарата с пониженным ударным воздействием // Решетневские чтения: Материалы XX Юбилейной междунар. науч.-практ. конф. В 2 ч. Ч. 1. Красноярск: СибГАУ. С. 95–97..

УДК 629.78

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ КЛИМАТА НА МАРСЕ

Куприянов Д.Д.¹, Рожков М.А.², Старинова О.Л.².

¹Муниципальное бюджетное общеобразовательное учреждение «Школа № 63 с углубленным изучением отдельных предметов имени Мельникова Н.И.»

²Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В настоящее время осуществление пилотируемого полёта на Марс стало одной из главных задач космических агентств по всему миру. Несмотря на большое сходство с Землёй, «Красная планета» имеет не самые благоприятные условия для существования как человека, так и техники. Учитывая тот факт, что средняя температура на поверхности планеты составляет -50°C [1], предлагается использовать отражающие зеркала на поверхности одного из его спутников. Принцип использования таких зеркал, на примере спутника Фобос, представлен на рисунке. Предлагаемая конструкция необходима для поддержания благоприятной для человека температуры и ряда других задач. К примеру, отраженный свет может нагревать солнечные коллекторы или освещать солнечные батареи, обеспечивая нужную температуру и увеличивая выработку электроэнергии на колониальной базе.

На рисунке, обозначен сектор 1 – поверхность Марса освещённая Солнцем. Если же поместить зеркала в точке М, то они смогут отразить солнечный свет в любую точку в секторе 2. По аналогии, из точки М1 свет можно отразить в любую точку, находящуюся в секторе 2 или 3. Двигаясь дальше по орбите, Фобос попадёт в тень Марса и освещение секторов 2 и 3 прекратится. Когда спутник выйдет из тени, можно будет повернуть зеркала и отражать свет в сектор 4.

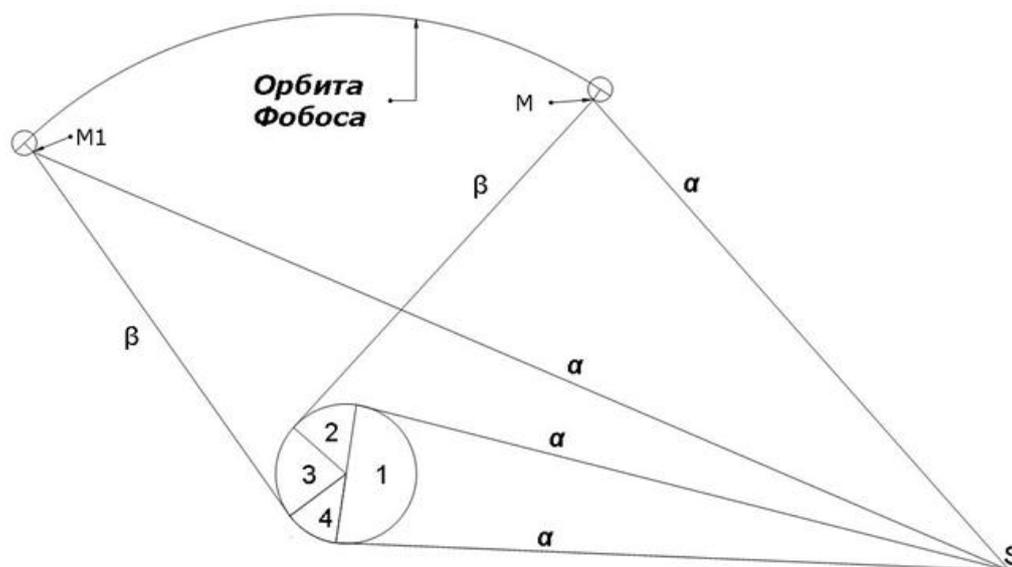


Рис.1. Схема освещения Марса с помощью зеркал, установленных на Фобосе: S – Солнце; α - падающие солнечные лучи; β - отраженные солнечные лучи; M, M1 - расположение зеркал и Фобоса в условных точках; 1, 2, 3, 4 - Сектора поверхности Марса

Фобос вращается на расстоянии в 6 010 км от поверхности Марса, в связи с этим скорость его вращения вокруг планеты больше, чем у Деймоса, который движется по

орбите с высотой в 23 500 км [2]. Эти условия движения спутников ставят перед собой задачу выбора между мощностью создаваемого солнечного пятна и длительностью одного сеанса освещения поверхности. Основные характеристики спутников Марса, определяющие выбор доставки и установки зеркальной конструкции, приведены в таблице 1.

Таблица 1. Характеристики естественных спутников Марса.

Спутник	Высота орбиты, км	Период обращения, ч	Средний радиус, км	Масса, кг
Фобос	6010	30,28	$11,1 \pm 0,15$	$10,6 \cdot 10^3$
Деймос	23500	7,65	$6,2 \pm 0,18$	$2,4 \cdot 10^3$

Одним из преимуществ использования такого метода является то, что зеркала могут отражать солнечные лучи на конкретно заданные участки поверхности планеты. Выбор места для размещения светоотражающих комплексов значительно облегчен тем, что Фобос и Деймос всегда повернуты к Марсу одной стороной.

На ряду с отражающим комплексом на Фобосе были рассмотрены и другие варианты терраформирования. Идея бомбардировки Марса с целью растопить полярный углекислотный лёд не приведёт к желаемым результатам по прогнозам ученых. Количество существующих термоядерных зарядов на Земле, эквивалентно энергии, которую «Красная планета» получает от Солнца в течение одного часа. На данный момент не существует ракет, способных доставить хотя бы одну такую бомбу к Марсу, которая сможет значительно повлиять на состав атмосферы. Использование космического аппарата (КА) с отражающим зеркалом, значительно усложняется тем, что КА претерпевает значительные возмущения в движении из-за давления солнечного света и требует затрат на коррекцию орбиты и управление ориентацией.

В данной работе были изучены орбитальные и физические характеристики Марса и его спутников. Произведён сравнительный анализ, многокритериальная оценка и оптимизация существующих методов формирования климата, и вариантов их доставки на Марс.

В результате работы была предложена наиболее эффективная конструкция и способ доставки для постройки отражающих зеркал, были выявлены оптимальные способы формирования климата на Марсе.

Библиографический список

1. Давыдов, В. С. Современные представления о Марсе [Текст]/ В. С. Давыдов// Москва: Знание, 1978.
2. Жарков, В. Н., Козенко А. В. Фобос и Деймос – спутники Марса [Текст]/ В. Н. Жарков, А. В. Козенко// Москва: Знание, 1985 – 64с.

УДК 536.24

ТЕРМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУШНО-КОНВЕКТИВНЫХ СИСТЕМ С РАЗРЕЗНОЙ ГЕОМЕТРИЕЙ РЕБРА

Лопатин А. А., Николаева Д. В.

Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А. Н. Туполева, г. Казань

Конструкция и проектирование современных наземных систем, а также систем авиационного и ракетно-космического базирования неизбежно должны предусматривать рациональные схемы охлаждения компонентов и частей устройств таких систем. Поэтому на первый план выходят вопросы интенсификации процессов теплообмена с целью охлаждения и термостабилизации. В данной статье рассматриваются вопросы воздушно-конвективных систем с температурами поддержания около 80С, таких как, в частности, дефектоскопы непрерывного действия, а также системы автоматики в области радиоэлектронного оборудования.

Несомненно, вопросы охлаждения высокотемпературных компонентов уже обозначались различными учеными ранее. Так, изучению систем охлаждения, основанных на фазовом переходе жидкость-пар, посвящены, в частности, работы [1-5]. Однако наряду с получением высоких коэффициентов теплоотдачи стоит отметить ряд сопутствующих недостатков. Среди них: большое энергопотребление, высокое тепловыделение отбирающих тепло компонентов, сложность конструкции, дороговизна рабочего вещества и большие габариты установок. Этих недостатков не наблюдается при рассмотрении интенсификации воздушно-конвективных систем, к тому же полученные экспериментальные данные коэффициентов теплоотдачи и чисел Нуссельта подтверждают возможность использования таких систем при температурах, не превышающих 80-100С, а вопрос рассмотрения в качестве дополнительного интенсификатора разрезные ребра является малоизученным.

Экспериментальный стенд и принцип работы стенда, состоящего из имитатора нагревателя; рабочего участка; кожуха, частично, либо полностью опускающегося на рабочий участок для создания дополнительного фактора интенсификации и контрольно-измерительных приборов описан в литературе [6]. Опыты проходили в условиях нагрева рабочей области до 80С, при естественной конвекции. В ходе работы варьировались мощность нагрева рабочего участка, определяемая величиной показания напряжения на нагревателе, высота поднятия кожуха над рабочим участком и высота участка кожуха. Заслонка поворотного затвора на выходе из кожуха была в положении «открыто», что дополнительно улучшило процесс выхода рабочего вещества из трубы кожуха. Эксперименты проводились на трех рабочих участках: участок с концентрическими прямыми ребрами, участок с концентрическим луночным оребрением и участок с концентрическими разрезными ребрами.

В ходе проведения экспериментов было обнаружено расслоение по высотам опускания кожуха в отношении зависимости чисел подобия Нуссельта (Nu) от чисел подобия (Ra) при естественной конвекции, которое можно наблюдать на рис.1. На данном рисунке высота кожуха отсчитывается от нижнего основания кромки ребра. Следует отметить, что увеличение общей высоты трубы кожуха также положительно сказывается на улучшении процессов теплоотдачи при размерах кожуха в пределах до 5 размеров рабочего участка. Это объясняется образованием дополнительного конвекционного потока, обусловленного разностью температур воздуха в трубе.

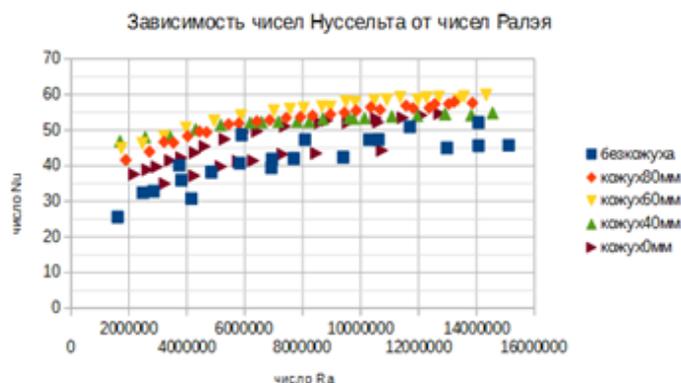


Рис.1. Зависимость числа Нуссельта от числа Ралэя при естественной конвекции, разрезное оребрение, при различных высотах поднятия кожуха

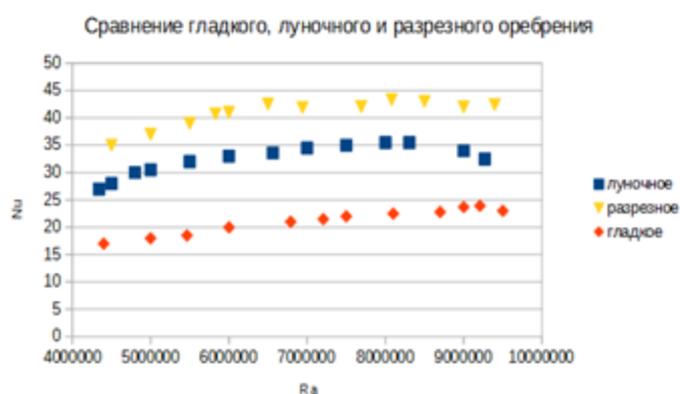


Рис.2. Зависимость числа Нуссельта от числа Ралэя при различных типах оребрения

На рис.2 представлен график сравнения рабочих поверхностей в процессе проведения эксперимента, по которому можно наблюдать эффективность рассматриваемого разрезного типа оребрения.

В результате проведенных исследований по тематике интенсивности тепловых процессов поставленная цель – исследование термических характеристик воздушно-конвективных систем – была выполнена. В ходе работы были выявлены преимущества разрезного оребрения, приведен сравнительный анализ различных типов оребрения, определены оптимальные условия работы для системы охлаждения на основе разрезных ребер. Дальнейшим направлением работы может стать исследование вынужденно-конвективных потоков, а также изучение компьютерного моделирования в программном комплексе ЛОГОС наряду с нахождением обобщения при моделировании подобных процессов.

Библиографический список

1. Лопатин, А. А., Осипова, В. И. Результаты экспериментальных исследований кипения фреона R-134a на миниоребрённых поверхностях [Текст]/ А. А. Лопатин, В. И. Осипова// Труды Академэнерго. – 2011. -№2.
2. Лопатин, А. А., Гортышов, Ю. Ф. В вопросе об охлаждении теплонагруженных элементов радиоэлектронного оборудования импактными струями фреона [Текст]/ А. А. Лопатин, Ю. Ф. Гортышов //Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. Академика С.П.Королёва (национального исследовательского университета). – 2012. -№3-1(34), с.349-358.

3. Wolf, D.H., Incropera, F.P., and Viskanta, R., “Local Jet Impingement Boiling Heat Transfer”, Int’l. J. Hat Mass Transfer, Vol. 39, pp. 1395-1406, 1996.
4. Optimizing and Predicting CHF in Spray Cooling of a Square Surface I. Mudawar and K. A. Estes J. Heat Transfer 118(3), 672-679 (Aug 01, 1996) (8 pages) doi:10.1115/1.2822685 Received January 10, 1995; Revised April 02, 1995; Online December 05, 2007.
5. Шамирзаев, А. С., Кузнецов, В. В. Теплофизические исследования фазовых переходов при кипении и конденсации в компактном теплообменнике [Текст]/ А. С. Шамирзаев, В. В. Кузнецов // Инновационная наука. – 2016. - №10-2/2016, с.129-132.
6. Лопатин, А. А., Николаева, Д. В. Исследование возможностей разрезного оребрения в системах охлаждения радиоэлектронного оборудования [Текст]/ А. А. Лопатин, Д. В. Николаева // Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики АНТЭ-2015: Международная научно-техническая конференция, 19-21 октября 2015г.Сборник докладов. Казань: Изд-во «Бриг». – 2015. — 754с., с.586-592

УДК 536.24

ИНТЕНСИФИКАЦИЯ ТЕПЛОТДАЧИ ПРИ ОХЛАЖДЕНИИ РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Лопатин А. А., Николаева Д. В.

Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А. Н. Туполева, г. Казань

Рациональная система охлаждения — залог успешной работы как наземных, так и ракетно-космических систем. Процесс поддержания оптимальной температуры тесно связан с эффективностью работы системы охлаждения и обеспечением интенсифицированного процесса теплоотдачи. Верхним пределом допустимой температуры в данной работе является температура 80С, что связано с прикладной тематикой исследования — охлаждение компонентов радиоэлектронного оборудования, таких как элементы радиосистем, различные приборы обнаружения неполадок, такие как дефектоскопы непрерывного действия. Стоит отметить, что тематика воздушных вынужденно-конвективных потоков не является неизученной. Так, к вопросу охлаждения таких систем, в частности, обращались ученые [1-3]. Однако вопрос рассмотрения в качестве интенсификатора разрезные ребра остается малоизученным.

Экспериментальный стенд, состоящий из имитатора нагревателя; рабочих участков; кожуха трубы, вентилятора и контрольно-измерительных приборов был проиллюстрирован в работе [4]. В экспериментах были протестированы три различных рабочих участка: участок с гладкими ребрами, участок с луночным оребрением и участок с разрезными ребрами. Все ребра на участках расположены концентрически и выполнены из меди марки М1. В ходе работы варьировались мощность нагрева рабочего участка, определяемая величиной показания напряжения на нагревателе, высота поднятия кожуха над рабочим участком и высота участка кожуха. Интенсификация процесса отвода нагреваемого воздуха от рабочего участка была обусловлена работой канального центробежного вентилятора, а во всем сечении кожуха трубы была расположена спрямляющая решетка для устранения вихревых вращений у входа в трубный участок. Скорость движения воздуха определялась по показаниям перепада давления микроманометра.

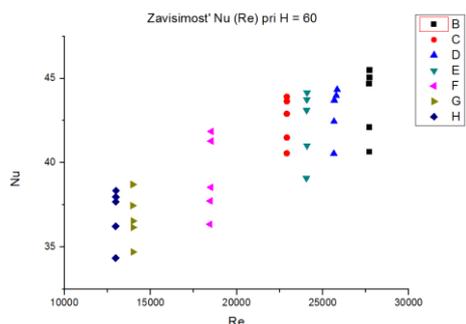


Рис.1. Зависимость числа Nu от числа Re для разрезного оребрения при фиксированной высоте кожуха (60 мм) при различных нагревах и разных скоростях воздуха в кожухе

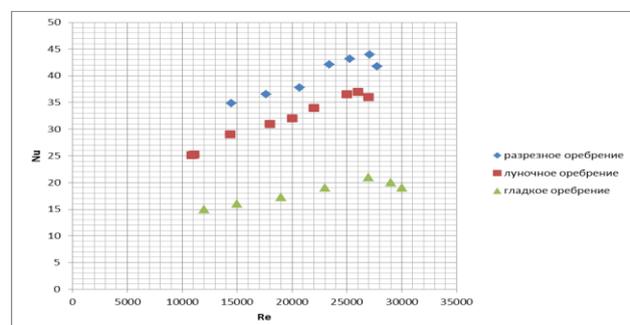


Рис.2. Сравнение гладкого, луночного и разрезного участков оребрения при опущенном кожухе при фиксированном значении мощности нагрева (120 Вт).

На рис. 1 и 2 представлено сравнение разрезного и гладкого оребрения при исследовании зависимостей чисел Нуссельта от чисел Рейнольдса и зависимости перепада давления на рабочем участке от чисел Рейнольдса, из которых наблюдается существенное увеличение теплоотдачи на разрезных ребрах.

Для верификации процессов, описанных в данной работе, было принято решение сопоставить результаты, полученные в ходе эксперимента с результатами, полученными в программных комплексах КОМПАС-3D V14, ANSYS- Meshing, CFX и ЛОГОС. Ход построения:

1. Построение параметрической модели.
2. Построение расчетной сетки вычислительной области.
3. Расчет теплофизической модели — назначение граничных условий. В данном разделе был произведен расчет по моментам и массам, теплообмену и турбулентности

В результате расчетов была определена средняя температура на выходе из канала, области с повышенной турбулентностью, распределения скоростей, давлений и температур. Результаты продемонстрированы на рис.3,4 и 5.

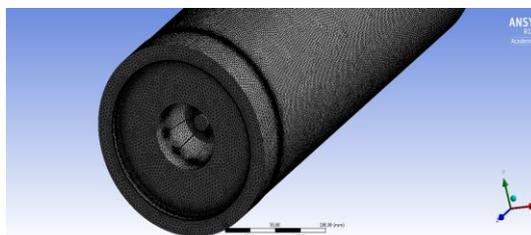


Рис.3. Построение расчетной сетки в Ansys-Meshing

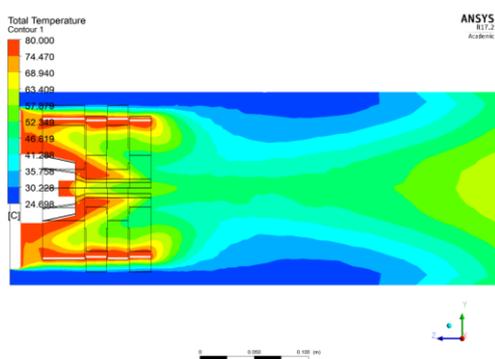


Рис.4. Распределение температур в исследуемой области

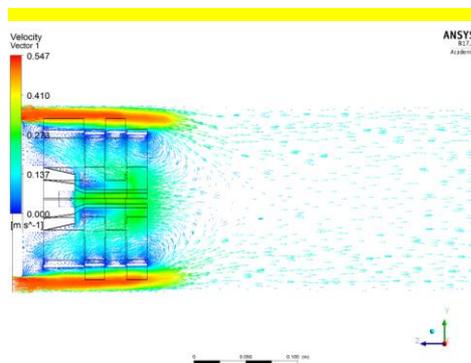


Рис.5. Распределение векторов скоростей исследуемой области.

В результате проведенных исследований по тематике интенсивности тепловых процессов поставленная цель — исследование теплоотдачи при охлаждении радиоэлектронного оборудования — была выполнена. Дальнейшим направлением работы может стать нахождение обобщенных зависимостей исследуемых процессов.

Библиографический список

1. Лопатин, А. А., Осипова, В. И. Результаты экспериментальных исследований кипения фреона R-134a на миниоребранных поверхностях [Текст]/ А. А. Лопатин, В. И. Осипова// Труды Академэнерго. – 2011. -№2.
2. Лопатин, А. А., Гортышов, Ю. Ф. В вопросе об охлаждении теплонагруженных элементов радиоэлектронного оборудования импактными струями фреона [Текст]/ А. А. Лопатин, Ю. Ф. Гортышов // Вестник Самарского государственного

аэрокосмического университета им. Академика С.П.Королёва (национального исследовательского университета). – 2012. -№3-1(34), с.349-358.

3. Optimizing and Predicting CHF in Spray Cooling of a Square Surface I. Mudawar and K. A. Estes J. Heat Transfer 118(3), 672-679 (Aug 01, 1996) (8 pages) doi:10.1115/1.2822685 Received January 10, 1995; Revised April 02, 1995; Online December 05, 2007.

4. Лопатин, А. А., Николаева, Д. В. Исследование возможностей разрезного оребрения в системах охлаждения радиоэлектронного оборудования [Текст]/ А. А. Лопатин, Д, В. Николаева // Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики АНТЭ-2015: Международная научно-техническая конференция, 19-21 октября 2015г.Сборник докладов. Казань: Изд-во «Бриг». – 2015. — 754с., с.586-592

УДК 629.76

ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗЛИЧНЫХ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЧАСТОТ И ФОРМ ИЗГИБНЫХ КОЛЕБАНИЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Малыхина О. И., Авраменко А. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Задача сравнительного анализа различных методов расчета частот и форм колебаний (динамических характеристик) упругих тел большого продольного удлинения с переменными массово-жесткостными характеристиками имеет практическую значимость для обеспечения прочности и надежности изделий ракетно-космической техники. Это определяется тем, что в процессе проектирования и эксплуатации ракетной техники необходимо уметь определять и прогнозировать внутренние силовые факторы в элементах конструкции. Кроме того, динамические составляющие нагрузок, возникающих в сечениях конструкции, имеют значительный вклад в общий уровень нагружения изделия, а точность их определения непосредственно связана с выбранным методом расчета динамических характеристик конструкции [2].

Математическая модель ракеты-носителя, используемая для решения прочностных задач, может иметь разную степень детализации в зависимости от решаемой задачи. В большинстве известных методик, применяемых для расчета корпусных нагрузок, она представлена в виде упругой балки с переменными по длине значениями распределенных масс и жесткостей, имеющими скачкообразный характер изменения. Поэтому на первом этапе с целью выбора подходящего метода для оценки динамических свойств конструкции ракеты-носителя можно использовать результаты исследования практической применимости существующих методов расчета форм и частот балок, представляющих собой последовательность соединенных элементов с постоянными массово-жесткостными характеристиками.

В данной работе проведен сравнительный анализ широко распространенных методов расчета динамических характеристик применительно к двум моделям с разной степенью детализации.

Первая модель представляет собой трехступенчатую балку большого относительного продольного удлинения.

В качестве второй модели использовалась конструкция, характеристики которой приведены в работе [4]. Массовые и жесткостные характеристики указанной конструкции имеют ступенчатый характер изменения, при этом границы участков, на которых изменяются величины распределенных масс и жесткостей, не совпадают. Имея изначально 26 участков, характеризующихся постоянством жесткостных характеристик и 33 участка, на которых постоянной является масса, путем их сопоставления, мы получаем 39 участков с однородными по длине массово-жесткостными характеристиками.

Рассмотрены метод начальных параметров [3] и метод Релея-Ритца [1]. Разработаны алгоритмы и программные тексты, позволяющие реализовать указанные способы расчета. Несколько доработан метод практической реализации способа расчета динамических характеристик неоднородных балочных конструкций с помощью многократного решения задачи Коши, приведенный в работе [4]. Кроме того, для тех же исходных данных составлены конечно-элементные модели ступенчатых балок в формате MSC/NASTRAN и проведен расчет собственных значений и векторов.

Первую модель балки, имеющую три однородных участка, весьма удобно было использовать на первом этапе с целью разработки алгоритмов, реализующих выбранные методы расчетов, а также для первоначальной их верификации.

Вторая модель была выбрана для оценки применимости рассматриваемых методов расчета динамических характеристик и разработанных алгоритмов к реальным конструкциям, а также с целью дополнительной верификации алгоритмов расчета, усовершенствованных таким образом, чтобы их можно было применять для неоднородных балок, имеющих любое количество участков.

Проведены тестовые расчеты собственных частот и форм для первых трех тонов колебаний двух выбранных балочных моделей всеми указанными выше способами. Выполнен сравнительный анализ результатов, полученных различными способами. Кроме того, было проведено сравнение с результатами, полученными для второй модели с данными результатов расчета, приведенными в работе [4].

В результате проведенных исследований можно сделать вывод, что все рассмотренные методы дают сопоставимые результаты, однако наиболее точным является метод начальных параметров. Для того чтобы с помощью метода конечных элементов получить удовлетворительные результаты, необходимо тщательно подходить к выбору числа элементов при дискретизации модели.

Библиографический список

1. Бидерман, В. Л. Теория механических колебаний: Учебник для вузов. [Текст]/ В. Л. Бидерман // М.: Высш. школа. - 1980. - 480 с
2. Гладкий, В. Ф. Динамика конструкции летательного аппарата [Текст]/ В. Ф. Гладкий// М.: Наука. - 1969. - 495 с.
3. Кармишин, А. В. Основы отработки прочности ракетно-космических конструкций [Текст]/ А. В. Кармишин, А. И. Лиходед, Н. Г. Паничкин, С. Н. Сухинин// М.: Машиностроение. - 2007. - 480 с.
4. Кирилин, А. Н. Проектирование, динамика и устойчивость движения ракет-носителей: Методы, модели, алгоритмы, программы в среде MathCad [Текст]/ А. Н. Кирилин, Р. Н. Ахметов, А. В. Соллогуб // М.: Машиностроение. - 2013. - 296 с.

УДК 621.4

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ТАНГЕНЦИАЛЬНОГО ВДУВА НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПЕРЕРАСКРЫТОГО КОНИЧЕСКОГО ДИФфуЗОРА

Мочалов А. А., Новицкий Б. Б.

Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана
(национальный исследовательский университет), г. Москва

Создание газотурбинных энергетических установок является сложнейшей научно-технической задачей. Одним из способов повышения эффективности газотурбинных энергетических установок является совершенствование аэродинамики проточной части газотурбинной установки, а выходной диффузор является её неотъемлемой частью, где должна быть обеспечена максимальная эффективность, то есть безотрывное течение потока в широких диапазонах скоростей потока и равномерное распределение полей параметров при выходе из диффузора. Данные требования обеспечиваются малым углом раскрытия, но это приводит к увеличению длины диффузора, то есть к увеличению материалоёмкости и веса конструкции.

Данная работа посвящена расчётному исследованию выходного диффузора, с целью увеличения угла раскрытия (уменьшения длины проточной части), с обеспечением безотрывного течения потока с помощью тангенциального вдува [1]. Численное моделирование осуществлялось с помощью программного комплекса ANSYS CFX, показавшее принципиальную возможность обеспечения безотрывного течения в конических диффузорных каналах с углом раскрытия 18 градусов с выдувом трубу и атмосферу. Проведена верификация численного моделирования с результатами экспериментальных исследований [2, 3].

Работа выполнена при поддержке Минобрнауки РФ (госзадание 13.5521.2017/БЧ).

Библиографический список

1. Арбеков, А. Н. Экспериментальное исследование влияния тангенциального закрученного вдува на эффективность диффузора [Текст] / А. Н. Арбеков // Теплофизика высоких температур. – 2016. - Том 54. - № 6. - С. 934-938.
2. Арбеков, А. Н. Исследование течения с положительным градиентом давления и закрученным вдувом [Текст] / А. Н. Арбеков // Современные проблемы газодинамики и теплообмена и пути повышения эффективности энергетических установок: Тез. докл. VI Всес. Школы-семинара под ред. и с предисл. Леонтьева А.И. // М.: Изд-во МВТУ им. Н.Э. Баумана. - 1987. - С. 81.
3. Осипов, М.И., Арбеков, А.Н. Экспериментальное исследование течения в коническом диффузоре с закруткой потока вдувом / М. И. Осипов, А. Н. Арбеков // Энергетическое машиностроение, экспресс-информация. - 1987. - № 11. - С. 16.

УДК 521.3

МОДЕЛИРОВАНИЕ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМ ЗАЩИТЫ ЗЕМЛИ С ПОМОЩЬЮ ГРАВИТАЦИОННОГО ТЯГАЧА НА ПРИМЕРЕ АСТЕРОИДА АПОФИС

Николаева Е. А., Старинова О. Л.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Исследования, посвященные вопросам астероидной опасности, охватывают несколько направлений. Прежде всего, обнаружение опасных астероидов, сближающихся с Землей (АСЗ), и определение их орбит. В настоящее время имеется несколько национальных программ оптического наблюдения этих тел (NASA, LINEAR, ESA). Специалисты полагают, что с помощью этих программ выявлена большая часть таких тел, размерами порядка километра и более. Целый ряд исследований и проектов рассматривают меры противодействия небесным пришельцам – изменения их орбит или разрушения на мелкие осколки, сгорающие в атмосфере [1].

Одним из методов отклонения астероидов с опасной орбиты является воздействие на него тяжелого космического аппарата (гравитационный тягач) силами гравитационного притяжения. Данный метод можно реализовать, если разместить в окрестности астероида управляемый КА с электроракетными двигателями. Такие КА разрабатываются, например, в ОАО «РКК «Энергия» для осуществления пилотируемых миссий к Луне и Марсу.

Для моделирования процесса изменения траектории потенциально опасного астероида разработана математическая модель движения двух тел – астероида и КА с изменяемой массой и тягой в поле притяжения Солнца. На гравитационном тягаче установлен двигатель, который поддерживает неизменное положение тягача относительно астероида. Траектория астероида изменяется за счет гравитационного притяжения. Модель движения этих тел относительно Солнца имеет следующий вид (см. формулы (1-7)):

$$\text{Астероид: } \frac{d^2 \bar{r}_1}{dt^2} = -\frac{G \cdot m_2}{(r_1)^3} \cdot \bar{r}_1 - \frac{G \cdot m_3}{(r_{1-3})^3} \cdot (\bar{r}_1 - \bar{r}_3); \quad (1)$$

$$\text{Гравитационный тягач: } \frac{d^2 \bar{r}_3}{dt^2} = -\frac{G \cdot m_2}{(r_3)^3} \cdot \bar{r}_3 - \frac{G \cdot m_3}{(r_{1-3})^3} \cdot (\bar{r}_3 - \bar{r}_1) + \bar{a}; \quad (2)$$

$$\frac{dm_1}{dt} = 0; \quad (3)$$

$$\frac{dm_3}{dt} = -\alpha; \quad (4)$$

$$r_1 = \sqrt{x_1^2 + y_1^2 + z_1^2}; \quad (5)$$

$$r_3 = \sqrt{x_3^2 + y_3^2 + z_3^2}; \quad (6)$$

$$r_{1-3} = \sqrt{(x_3 - x_1)^2 + (y_3 - y_1)^2 + (z_3 - z_1)^2}. \quad (7)$$

Здесь

 m_3 – масса тяжелого космического аппарата, r_1 – расстояние между астероидом и Солнцем,

r_3 – расстояние между тяжелым космическим аппаратом и Солнцем,
 r_{3-1} – расстояние между тяжелым космическим аппаратом и астероидом,
 \bar{a} – ускорение от тяги КА

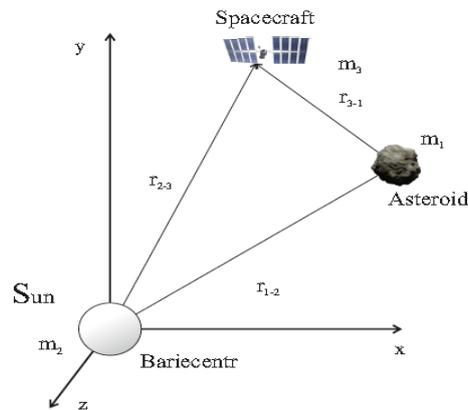


Рис. 1. Схема расположения тел

Моделирование движения тел осуществлялось численно, методом Рунге-Кутты четвертого порядка. Программный комплекс, разработанный в Delphi, позволяет визуализировать траектории движения всех тел, входящих в систему. При моделировании изменения орбиты мы задавали следующие параметры тяжелого космического аппарата (тягача):

$$m=20000 \text{ кг}, \alpha=0,5 \cdot 10^{-3} \text{ кг/с}, P=10 \text{ Н}$$

Для расчетов был выбран астероид Апофис. Его орбита под действием гравитационного тягача представлена на рисунке

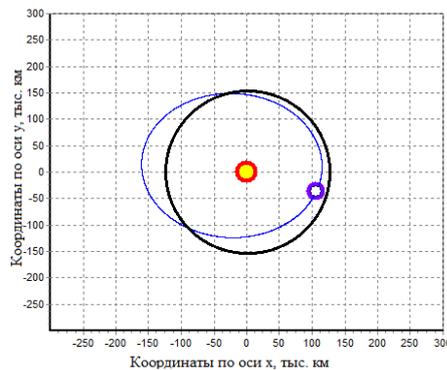


Рис. 2. Орбита астероида Апофис под действием гравитационного тягача

При расчетах с заданными характеристиками тягача получаем, что увести Апофис с опасной орбиты можно менее чем за 5 лет. Таким образом, можем сделать выводы, что космический аппарат с такими расчетными характеристиками может быть использован в качестве противодействия астероидной опасности.

Библиографический список:

1. Энеев, Т. М. К вопросу об астероидной опасности [Текст] / Т. М. Энеев// - М: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша, 2011. – № 35. – С. 40-47.

УДК 531.36

ТРОСОВАЯ СИСТЕМА ДЛЯ СБЛИЖЕНИЯ БУКСИРА С КОСМИЧЕСКИМ МУСОРОМ

Пикалов Р. С.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Проблема засоренности околоземного пространства космическим мусором представляет собой одну из наиболее важных задач стоящих перед земной цивилизацией. Синдром Кesslera [1] – явление, в результате которого ближний космос станет непригодным для какой-либо деятельности, становится все более неизбежным следствием космической деятельности человечества. Игнорирование данной проблемы недопустимо. Существует ряд концепций позволяющих постепенно уменьшить число объектов космического мусора [2]. Идея одной из них заключается в использовании специальных аппаратов (буксиров), производящих захват и последующий увод крупногабаритных объектов космического мусора. На сегодняшний день предложены разные схемы проведения подобных миссий, одна из них предполагает сближение и последующую стыковку буксира с пассивным объектом. То есть подход на достаточно близкое расстояние, на котором сцепное устройство сможет осуществить жесткую сцепку объектов. Динамика этапа сближения буксира с космическим мусором исследуется в представленной работе. Главная особенность исследования заключается в том, что сближение осуществляется путем изменения длины троса, соединяющего тела между собой.

Разработана математическая модель системы, состоящей из буксира и космического мусора, которые моделируются материальными точками. Между собой они соединены вязкоупругим тросом (рис. 1). На буксир действует постоянная по величине сила тяги двигателя.

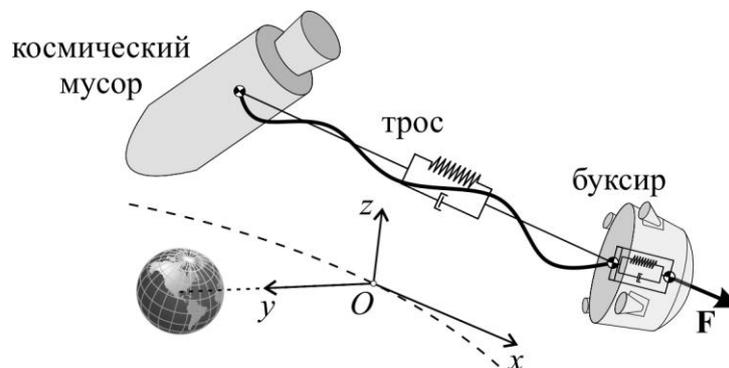


Рис. 1. Схема системы

Предложен закон управления длиной троса, позволяющий осуществить безопасное сближение [3]. Проведена серия численных экспериментов. Результаты показывают, что безопасное сближение возможно. Установлено, что по мере сближения в тросе возникают колебания. Аналитически определена зависимость частоты колебаний троса от его длины. Для снижения влияния колебаний в систему добавлено демпфирующее устройство. Результаты численного моделирования показывают, что добавление демпфера позволило уменьшить колебания троса. Исследовано влияние вязкоупругих свойств троса и демпфера на динамику маневра сближения. Установлено, что увеличение жесткости троса приводит к уменьшению его колебаний. Показано, что при значении жесткости троса 6 000 Н коэффициент

демпфирования троса не оказывает существенного влияния на характер движения системы.

В развитии работы предполагается исследование динамики системы в случае, когда космический мусор рассматривается как твердое тело с полостью, частично заполненной жидкостью.

Работа выполнена при поддержке Российского Научного Фонда (Проект № 16-19-10158).

Библиографический список

1. Kessler, D. J. Collision frequency of artificial satellites: the creation of a debris belt [Текст]/ D. J. Kessler, B. G. Cour-Palais // Journal of geophysical research. - 1978. - Vol. 83, - P. 2637-2646.
2. Pelton, J. N. New solutions for the space debris problem [Текст] / J. N. Pelton. -Springer Cham Heidelberg New York Dordrecht London, 2015.
3. Асланов, В. С. Безударное сближение космического мусора с буксиром при использовании тросовой системы [Текст] / В. С. Асланов, Р. С. Пикалов // Труды МАИ. -2017. - № 92. - С.1-24.

УДК 629.7.076.6, 629.7.022

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ВОЗМУЩЕНИЙ НА ДВИЖЕНИЕ ГРУППЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА НИЗКИХ ОКОЛОКРУГОВЫХ ОРБИТАХ

Попов Д. А., Шулепов А. И.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Целью работы является создание программного обеспечения, реализующего решение задачи размещения малых космических аппаратов (МКА) на платформе (адаптере) выведения, отделения и моделирование орбитального движения при различных схемах отделения.

На положение центра масс платформы (в нашем случае адаптер с установленными МКА) накладываются следующие ограничения [1,2]:

- 1) в процессе орбитального полёта для обеспечения устойчивости и управления движением платформы;
- 2) в процессе отделения МКА от платформы для выведения на требуемые рабочие орбиты.

Учитывая ограничения, задача сформулирована в следующем виде: необходимо выбрать параметры платформы-адаптера и компоновки МКА из условия обеспечения центровки, отсутствия соударений в процессе их отделения и при движении (автономном полёте).

В качестве математической модели описания платформы и МКА выбраны поверхности не выше второго порядка. Задача выбора порядка размещения и отделения МКА решается по следующему алгоритму.

Функция цели размещения МКА по заданному центру масс представлена в виде

$$\Phi^*(X_{0i}) = m_k \min_{u_k \in G_k} \left| (u_k - u_0) - C_k \frac{F_{k-1}(u_{k-1})}{m_k} \right| \quad (1)$$

при ограничениях, характеризующих условие существования размещения на платформе, а именно, связь МКА с платформой (размещение на поверхности адаптера), непересечение МКА друг с другом и платформой и размещение МКА на расстоянии R друг от друга:

$$f(u) = 0, \quad \varphi(u) \geq 0, \quad \varphi(u) + R = 0; \quad (2)$$

$$F_{k-1}(u_{k-1}) = - \sum_{i=1}^{k-1} m_i (u_i - u_0)$$

Здесь – отклонение вектора статического момента на шаге k , m – масса k -го МКА, u – вектор параметров размещения МКА.

Для решения задачи размещения МКА выберем геометрическую форму платформы в виде кольца конечной толщины и образуем множество допустимых решений P . Целевой функцией в данной задаче являются координаты центра масс платформы. При размещении МКА координаты центра масс компоновки должны стремиться к некоторому допустимому заданному значению (практика показывает, что в задачах размещения в силу их нелинейности, многокритериальности и многосвязности области решения речь идёт о некотором допустимом решении).

Случайным образом выбираются координаты точек, которым присваиваются координаты центров масс МКА. Затем сортируется полученный массив по порядку размещения, удовлетворяя требованиям (2) в соответствии с целевой функцией (1). Выбранная последовательность размещения МКА будет соответствовать обратному порядку их отделения на орбите.

Для описания орбитального движения принята модель в оскулирующих элементах [3]. В качестве возмущающих факторов приняты нецентральность земного поля притяжения [4] и аэродинамические силы.

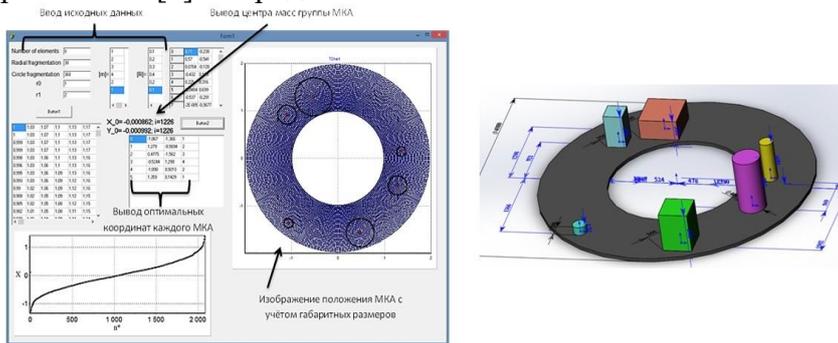


Рис.1. Подпрограмма компоновки

На рисунке 1 изображена подпрограмма, реализующая компоновку МКА и построение твердотельной модели в пакете SolidWorks.

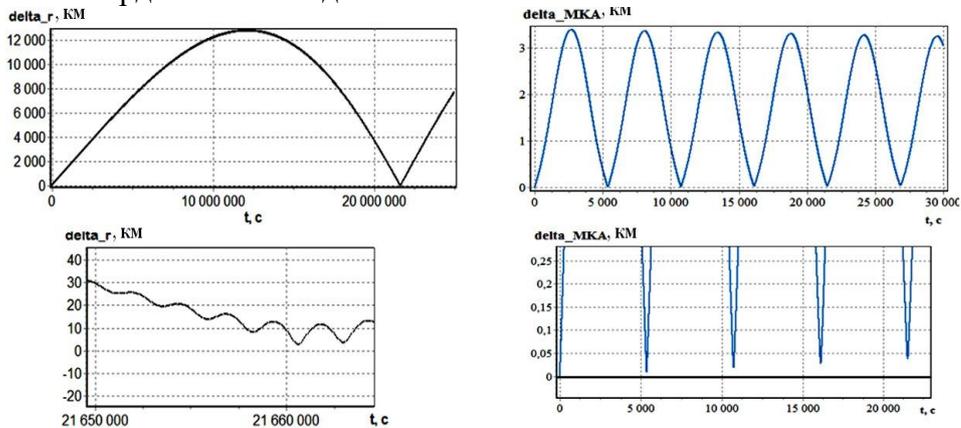


Рис. 2. Расчёт подпрограммы моделирования движения МКА

На рисунке 2 представлены результаты расчёты для разных случаев отделения – отделением одного МКА по касательной к траектории и отделением двух МКА в диаметрально противоположных направлениях под углом 30 градусов к касательной.

Анализируя приведённые случаи расчёта, можно сделать вывод, что в случае отделения двух аппаратов велика вероятность их столкновения через один виток (расстояние между ними будет меньше 10 метров; на последующих витках минимум увеличивается). В случае отделения одного аппарата от платформы минимальное расстояние (более 2 км) между ними будет через 250 суток

Библиографический список

1. Гаврилов, В. Н. Автоматизированная компоновка приборных отсеков летательных аппаратов [Текст] / В.Н. Гаврилов// М.: Машиностроение. – 1988. - С. 137.
2. Козлов, Д. И. Конструирование автоматических космических аппаратов [Текст]/ Д. И. Козлов, Г. П. Аншаков, В. Ф. Агарков и др.; Под ред. Д.И. Козлова// М.: Машиностроение. - 1996. – 448 с.: ил.
3. Нариманов, Г. С. Основы теории полёта космических аппаратов [Текст]/ Г. С. Нариманов. Под ред. д-ра физ.-мат. наук Г.С. Нариманова и д-ра техн. наук М.К. Тихонравова// М.: Машиностроение. - 1972. – 608 с.: ил.
4. ПЗ-90.11 «Параметры Земли 1990 года» [Справочный документ]/ Военно-топографическое управление генерального штаба вооруженных сил российской федерации. // М.: 2014. – 52 с.: ил.

УДК 629.78

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОРБИТАЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ

Рожков М. А., Старинова О. Л.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Солнечный парус – это движитель малой тяги, который использует давление солнечного света для ускорения собственной массы в безвоздушном пространстве, т.е. в космосе. Особенности его орбитального движения нашли свое применение в области освоения космического пространства. Наиболее инновационным способом применения космических аппаратов с солнечным парусом (КАСП) является формирование нестандартных, так называемых, некеплеровских орбит. Такие орбиты позволяют создавать космические аппараты постоянного наблюдения за полюсами планеты, формировать искусственные точки равновесия в системе Солнце-Земля (аналогично точкам Лагранжа) [1], обеспечивать постоянную связь с Землей на орбитах Луны или Марса, формировать синхронные цилиндрические орбиты [2].

В данной работе рассматривается влияние конструкции солнечных парусов на их орбитальное движение [3], способы управления их ориентацией на Солнце и численное моделирование движения космического аппарата, выполняющего наблюдение за высокоширотными участками поверхности планеты.

Моделирование движения осуществлялось с помощью разработанного программного комплекса, который осуществляет интегрирование системы дифференциальных уравнений движения с помощью численного метода Рунге-Кутты 4-го порядка.

В результате работы было смоделировано движение исследовательского КАСП при различных начальных условиях полета спутника и изучены возможности использования давления солнечного света для формирования некеплеровских орбит. Пример одного из результатов моделирования представлен на рисунке.

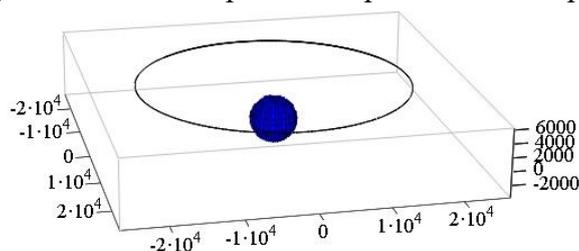


Рис. 1. Некеплеровская орбита на высоте в 5280 км от плоскости экватора

Библиографический список

1. Ceriotti, M. and McInnes, C., "Natural and sail-displaced doubly-symmetric Lagrange point orbits for polar coverage" [Текст] / M. Ceriotti, C. McInnes // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*. 2012. - doi: 10.1007/s10569-012-9422-2
2. Forward, R. L., Light-Levitated Geostationary Cylindrical Orbits Using Perforated Light Sails [Текст] / R. L. Forward // *The Journal of Astronautical Sciences*. - 1984 - Vol. 32, No. 2, pp. 221-226.
3. Roman, Ya. Kezerashvili, Justin F. Vazquez-Portiz, Effect of a drag force due to absorption of solar radiation on solar sail orbital dynamics [Текст] / Roman, Ya. Kezerashvili, Justin F. Vazquez-Portiz // *Acta Astronautica*, 2013. - vol. 84, pp. 206-214

УДК 629.78

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ДВИЖЕНИЯ НАМАГНИЧЕННОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Садуакас Е. М., Дорошин А. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

На искусственный спутник Земли, находящийся на орбите, воздействуют различные факторы, такие как гравитация, аэродинамика, солнечное излучение, магнитное поле планеты. Эти силы создают вращательный момент спутника. На околоземной орбите, заметно ощущается влияние магнитного поля планеты на искусственный спутник. Это создает вращательный импульс, за счет лоренцевых сил действующих на намагниченные космические аппараты.

Момент, создаваемый магнитным полем, будет описываться следующим выражением:

$$M_{МП} = \bar{m} \times \bar{B}_{orb}, \quad (1)$$

где $M_{МП}$ – момент сил, $\bar{m} = [m_x, m_y, m_z]^T$ – собственный дипольный момент аппарата, $\bar{B}_{orb} = |\bar{B}_{orb}| \cdot [\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3]^T$ – вектор магнитной индукции. При этом:

$$|\bar{B}_{orb}| = \frac{\mu_0 \mu_m}{4\pi * (R_3 + h)^3}, \quad (2)$$

где $\mu_0 = 4\pi \cdot 10^{-7} \frac{H}{A^2}$ – магнитная постоянная, $\mu_m = 7,8 \cdot 10^{22} \frac{A}{m^2}$ – плотность электрического тока, R_3 – радиус Земли, h – высота орбиты. Направляющие косинусы $\bar{\gamma} = [\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3]^T$ можно найти через уравнение Пуассона:

$$\dot{\gamma} = \bar{\gamma} \times \bar{\omega}, \quad (3)$$

где $\bar{\omega} = [p, q, r]^T$ – вектор угловой скорости.

Если рассматривать, что на КА действует только магнитное возмущение, то есть пренебречь остальными внешними силами, то динамические уравнения Эйлера можно записать следующим образом:

$$A\dot{p} + (C - B)qr = M_{МПx}, B\dot{q} + (A - C)rp = M_{МПy}, C\dot{r} + (B - A)pq = M_{МПz}, \quad (4)$$

где A, B, C – главные моменты инерции.

В качестве примера моделирования динамики движения намагниченного КА, рассмотрим спутник со следующими характеристиками: $m_x=0,3$ Кл·м, $m_y=0,2$ Кл·м, $m_z=1$ Кл·м; $A=0,2$ кг/м², $B=0,15$ кг/м², $C=0,8$ кг/м². И начальными условиями: $p=0,5$ 1/с, $q=0,5$ 1/с, $r=1$ 1/с; $\gamma_1=0,721$ рад, $\gamma_2=0,558$ рад, $\gamma_3=0,412$ рад; $h=220 \cdot 10^3$ м. Будем считать, что вектор \bar{B}_{orb} параллелен с неподвижной осью OZ , и в малый отрезок времени 60 с, они останутся параллельны.

Также будем рассматривать, что внутри КА находится электромагнит, и на отрезке времени от $t_0=0$ с до $t_1=10$ с он выключен, а с $t_1=10$ с до $t_2=60$ с включен. Эти условия задаем при помощи добавления функции Хевисайда в уравнения (4). Для отрезка $t_0 - t_1$:

$$Heaviside(t) = H(t - t_0) - H(t - t_1). \quad (5)$$

А для отрезка $t_1 - t_2$:

$$Heaviside(t) = H(t - t_1) - H(t - t_2). \quad (6)$$

Расчеты произведены в среде математического моделирования Maple 2016. Ниже представлены графики изменения угловых скоростей и направляющих косинусов (рисунок 1, рисунок 2).

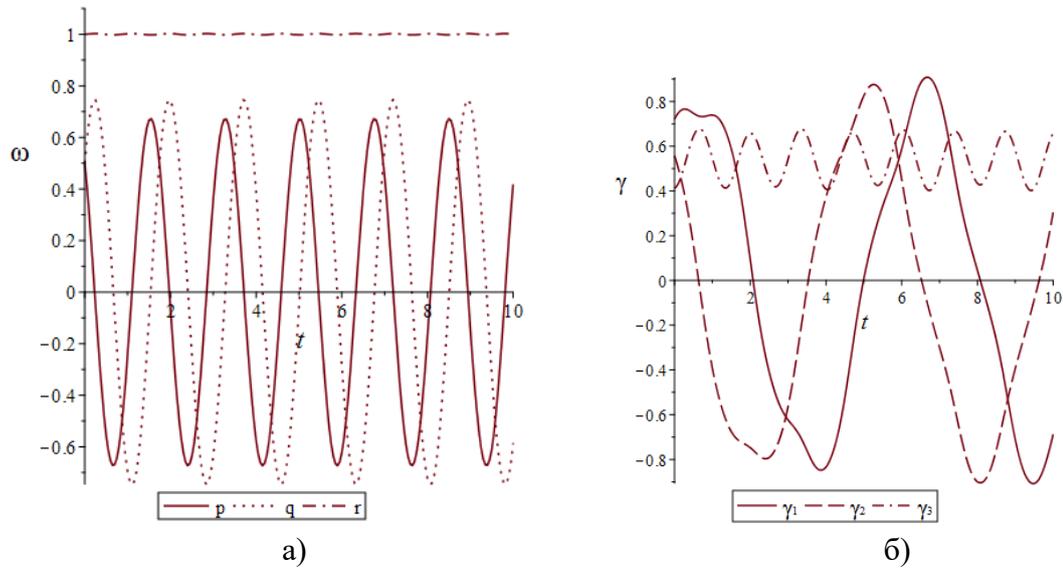


Рис. 1. Изменения параметров а) угловой скорости, б) направляющих косинусов, на отрезке времени t_0 - t_1 .

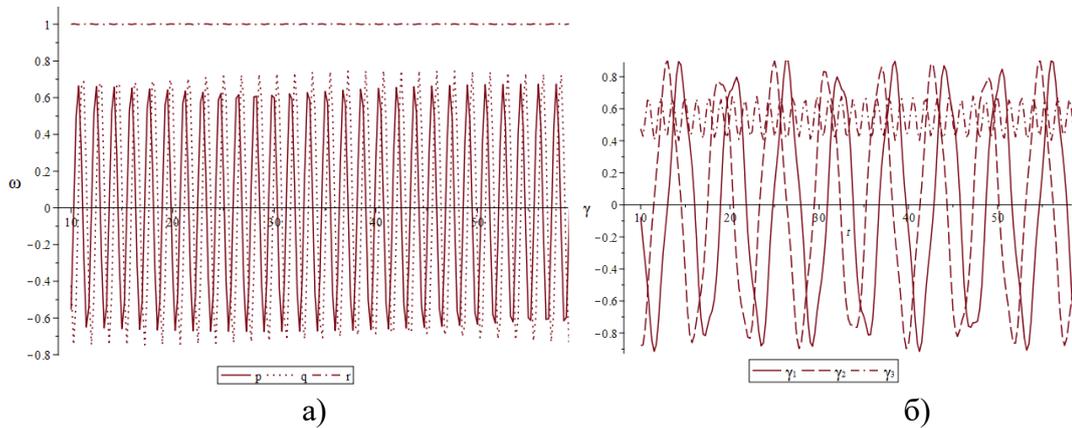


Рис. 2. Изменения параметров а) угловой скорости, б) направляющих косинусов, на отрезке времени t_1 - t_2 .

На 60-ой секунде КА принимает следующие условия: $p=-0.1854$ 1/с, $q=0.7179$ 1/с, $r=1,0020$ 1/с; $\gamma_1=-0,5511$ рад, $\gamma_2=0,7147$ рад, $\gamma_3=0,4318$ рад.

Библиографический список

1. Белецкий, В. В. Вращательное движение намагниченного спутника [Текст] / В. В. Белецкий, А. А. Хентов// М.: Наука. - 1985. – 288 с.
2. Черноусько, Ф. Л. Эволюция движения твердого тела относительно центра масс: монография [Текст]/ Ф. Л. Черноусько, Л. Д. Акуленко, Д. Д. Лещенко// М.: Ижевск: Ижевский институт компьютерных исследований. - 2015. — 308 с.
3. Савотченко С. Е. Методы решения математических задач в Maple: учебное пособие [Текст]/ С. Е. Савотченко, Т. Г. Кузьмичева// Белгород: Изд. Белаудит. - 2001. – 116 с.

УДК 629.78

СРАВНЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С РАЗЛИЧНЫМИ ДВИГАТЕЛЬНЫМИ УСТАНОВКАМИ, СОВЕРШАЮЩИХ МЕЖЗВЕЗДНЫЙ ПЕРЕЛЕТ

Селезнева Л. А., Курочкин Д. В., Старинова О. Л.

ГБОУ СОШ №4 им. Сидоренкова, г. Чапаевск

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Путешествия к другим звездным системам нашей галактики – давняя мечта человечества. На реализацию этой мечты может уйти больше времени, чем считали фантасты XX века, ведь человечество до сих пор только вынашивает планы по созданию внеземных колоний. И кажется, что до звезд еще далеко. Но мы считаем, что вопрос о межзвездных перелетах в ближайшем будущем может стать очень актуальным. Так, например, в 2028 году по расчетам французской команды ученых Альфа-Центавра-А станет гравитационной линзой и предоставит возможность, как под увеличительным стеклом, разглядеть возможные планеты и системы, в том числе открытую землеподобную планету возле Альфа-Центавра-Б. Эти исследования наверняка породят всплеск интереса к освоению космоса и ускорят прогресс. Для перелета к ближайшим звездам понадобятся гораздо большие энергетические затраты, чем для межзвездных перелетов. А для регулярных исследований других солнечных систем, возможно, придется совершить качественный скачок в космических технологиях. Впрочем, уже сейчас существует ряд вполне реальных идей по достижению соседних звезд.

Цель данной работы: сравнительный анализ существующих и перспективных двигательных установок, способных совершить доставку космического аппарата в соседнюю звездную систему.

Запущенные 40 лет назад аппараты Вояджер-1 и 2 только сейчас покидают Солнечную систему и с такой скоростью могли бы достигнуть Альфа-Центавра за пару миллионов лет. Аппараты получили начальный импульс скорости за счет химических двигателей, а также выполнили серию гравитационных маневров возле планет. В данной работе один из рассматриваемых вариантов – космический аппарат с электрореактивной двигательной установкой (КА с ЭРДУ), который будет также использовать гравитационные маневры [1], и на границе Солнечной системы будет иметь гораздо большую скорость, чем Вояджеры.

По предварительным оценкам, перелет КА с ЭРДУ потребует тысяч лет, в зависимости от мощности пакета двигателей, а также существенных затрат рабочего тела (до 70% от массы КА). Следует учесть, что ЭРДУ вряд ли будет использоваться для разгона за пределами Солнечной системы хотя бы из-за ограниченного ресурса.

Остается открытым и вопрос об энергетической установке, ведь эффективность солнечной энергоустановки будет резко падать при удалении от Солнца, а радиоизотопные термоэлектрические генераторы (РИТЭГ) при разумных массовых характеристиках пока не способны обеспечить работу достаточно мощного ЭРДУ. Таким образом, вариант с ЭРДУ дает нам условную верхнюю оценку продолжительности межзвездного перелета.

Вторым вариантом, дающим условную нижнюю оценку продолжительности перелета, был выбран перспективный, но пока фантастический фотонный двигатель. КА с фотонным двигателем мог бы развивать скорость до 70-90% от скорости света. А значит перелет к соседним солнцам занимал бы годы (менее 10 лет до Альфа-

Центавра). Этот вариант в будущем может стать основным для подобных путешествий [2], но сейчас представляется неосуществимым. Ведь пока нет теоретической проработки вопросов функционирования фотонного двигателя, производства и хранения топлива.

Третьим вариантом, наиболее приемлемым в настоящее время, является КА с солнечным парусом. Такой аппарат относится к аппаратам с малой тягой, поскольку имеет очень малое ускорение, однако совсем не расходует рабочее тело и обладает большим ресурсом, чем ЭРДУ. При этом рассматривается возможность разгона паруса мощной лазерной установкой [3] в околоземном пространстве в течении нескольких минут, что сократит время перелета, возможно, до сотен или даже десятков лет. Предварительные расчёты показывают, что КА с солнечным парусом будет эффективнее КА с ЭРДУ, т.к. способен доставить больше полезной нагрузки, но продолжительность перелёта будет сравнима или даже больше, чем для варианта КА с ЭРДУ на РИТЭГ. Однако при помощи лазера продолжительность перелёта с солнечным парусом может составить 160-170 лет.

В работе произведено моделирование движения КА с различными двигательными установками и приводятся расчёты:

- оценка продолжительности полета в систему Альфа-Центавра для КА с различным двигательными установками;
- расчеты толщины, площади для солнечного паруса, а также мощности наземной лазерной установки;
- вычисления количества вещества, которое будет затрачено в работе аннигиляционного фотонного двигателя [4];
- расчеты затрат рабочего тела для КА с ЭРДУ.

Сделаны выводы об эффективности проекта КА с солнечным парусом и разгоняющим наземным лазером. В дальнейшем планируется посвятить этой задаче больше времени и рассмотреть другие возможные реализации передачи лазерной энергии на КА, например, менее мощный лазер может передавать энергию серией импульсов, работать постоянно через систему орбитальных отражателей, а в будущем лазерные установки могут быть размещены и на других телах Солнечной системы.

Библиографический список.

1. Курочкин, Д. В. Методика баллистического проектирования межпланетного космического аппарата с электрореактивной двигательной установкой с использованием гравитационных маневров [Текст]/ Д. В. Курочкин, О. Л. Старинова//Сб. трудов XIV Всерос. науч.-технич. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – Самара – 2011. – С. 135-140
2. Феокистов, К. П. Космическая техника. Перспективы развития [Текст]/ К. П. Феокистов – М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 1997.-172 с.
3. Philip Lubin, A roadmap to interstellar flight [Текст]//Journal of the British Interplanetary Society 69(2) – April 2016
4. Young K. Bae, Prospective of photon propulsion for interstellar flight [Текст]//Physics Procedia – 2012 – Volume 38 – p. 253-279

УДК 629.78

ПРИМЕНЕНИЕ ЭЛЕКТРОМАГНИТОВ В СИСТЕМАХ ОРИЕНТАЦИИ НАНОСПУТНИКОВ

Слеповичев С. И., Щербаков М. С.

Молодежная аэрокосмическая школа, г. Самара

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В современном мире работа электромагнитов используется в космосе для стабилизации микро- и наноспутников. Наноспутник – (nanosat) космический аппарат массой от 1 до 10 кг [1]. Искусственные спутники Земли (ИСЗ) нанокласса часто проектируются для работы в группе, при этом некоторые группы требуют наличия более крупного спутника для связи с Землёй, что налагает повышенные требования на системы ориентации и стабилизации.

Ориентация ИСЗ в орбитальной системе координат происходит на основании взаимодействия электромагнитных сил магнитных катушек наноспутника и поля Земли [2] (рисунок 1). В данном случае электромагнитные катушки – это исполнительный элемент системы ориентации и стабилизации наноспутника. Для управления угловым положением используются трехосная электромагнитная система стабилизации, состоящая из трех катушек, расположенных на взаимно перпендикулярных гранях корпуса спутника. В качестве датчиков ориентации используются солнечные датчики, датчик угловой скорости и магнитометр.

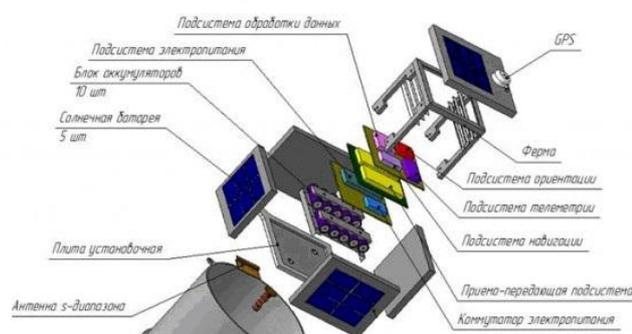


Рис.1. Подсистемы наноспутников

С помощью электромагнитной системы стабилизации становится возможным эффективное управление положением спутника относительно Земли на высотах от 600 до 6 000 км [3]. Электромагнитные устройства ориентации и стабилизации имеют значительные преимущества при их использовании в составе наноспутников: малые габариты, вес и стоимость; доступные материалы и отсутствие расхода топлива во время работы.

Библиографический список

1. Википедия-свободная энциклопедия, ст. Малые спутники, Наноспутники. [Электронный ресурс].
2. Коваленко, А. П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами [Текст]/А. П. Коваленко// М. «Машиностроение». - 1975г.
3. Козаков, А. В. Магнитогироскопическая система – достойный соперник гравитационной системы ориентации на малых спутниках [Электронный ресурс]/ Электрон. версия печат. публ.// URL: <http://jurnal.vniiem.ru/text/100/13.pdf>

УДК 629.78

ПРОЕКТИРОВАНИЕ НИЗКООРБИТАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ НАНОСПУТНИКОВ

Старостина Т. В., Курочкин Д. В., Старинова О. Л.

Гимназия № 2, г. Самара

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Малые космические аппараты класса нано являются относительно новой ветвью в Российской космической индустрии. У наноспутников множество достоинств: многофункциональность, низкая стоимость, короткие сроки изготовления, технологичность и простота выведения на орбиту. Анализ тенденций коммерческого применения космических технологий показывает, что одним из наиболее перспективных путей является создание и применение наноспутников и их группировок [1].

Целью работы является анализ существующих проектов наноспутниковых систем, сравнение их с классическими специализированными спутниками, а также предложение собственного проекта низкоорбитальной системы наноспутников. Анализ и сравнение проведены по нескольким критериям, которые учитывают массовые, габаритные и стоимостные характеристики, сроки существования и качество получаемых результатов. Оценка суммарной эффективности работы некоторых стандартных спутников в сравнении с существующими и проектируемыми системами наноспутников показывает, что по ряду параметров системы наноспутников могут превосходить одиночные «большие» аппараты. Среди основных плюсов систем наноспутников выделяется низкая стоимость их производства и вывода на орбиту, а также возможность частичной замены орбитальной группировки наноспутников. Таким образом обеспечивается бесперебойность работы системы, уменьшаются финансовые потери в случае неудачного запуска или выхода из строя части группировки. В то же время, одним из недостатков наноспутников является невозможность размещения на них габаритного оборудования, дающего результаты более высокого качественного уровня. Это обстоятельство ограничивает область применения наноспутников, например, для задач дистанционного зондирования Земли. Впрочем, указанная проблема может быть решена в ближайшее время путём миниатюризации [2], либо изменением методов зондирования.

В работе предложен проект низкоорбитальной системы наноспутников стандарта CubeSat [3], способной заменять, например, стандартные метеорологические спутники. Предлагаются различные варианты компоновки такой системы, а также варианты вывода и развёртывания группировки на орбите. Представлены результаты сравнений и расчётов, диаграммы, показывающие преимущества и недостатки классических спутников и предлагаемой низкоорбитальной системы наноспутников.

Библиографический список

1. Пайсон, Д. Б. Малые спутники в современной космической деятельности [Текст] / Д. Б. Пайсон // Технологии и средства связи. - 2016. - № 6: Спецвыпуск "Спутниковая связь и вещание". – С. 64-69
2. Вишняков, В. М. Оптимизация параметров орбитальной группировки космической системы мониторинга чрезвычайных ситуаций [Текст] // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2005. Т. 1, вып. 2. – С. 222-237.
3. Спутники стандарта CubeSat [Электронный ресурс] // 2012. URL: <http://cubesat.ru/ru/cubesats.html> (дата обращения: 30.05.2017).

УДК 62-251-762.89:532.5.013.12

К РАСЧЕТУ ПОТЕРЬ ПРИ ТЕЧЕНИЯХ В ПОЛОСТЯХ ВРАЩЕНИЯ ТУРБОНАСОСНОГО АГРЕГАТА ЖРД

Толстопятов М. И., Жуйков Д. А.

Сибирский государственный университет науки и технологий
имени академика М. Ф. Решетнева, г. Красноярск

Турбонасосные агрегаты (ТНА) современных жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) являются высоконагруженными энергетическими узлами, основной задачей которых является стабильная подача компонентов топлива в камеру сгорания на всех режимах работы двигателя и при всех условиях полета летательного аппарата. Требования по надежности, энергетической эффективности и ресурса работы ЖРД нового поколения выдвигают в качестве актуальной научно-технической задачи снижение гидравлических и механических потерь, выравнивание полей скоростей и давлений в проточных трактах насосов и турбин ТНА.

Для центробежных насосов ЖРД снижение гидравлических потерь обусловлено рядом конструктивных, технологических и режимных факторов, в разной степени влияющих на внутренний КПД насоса. При оценке внутреннего КПД особое значение имеет задачи анализа и определения дисковых потерь, которые характеризуются моментом сопротивления вращению поверхностей колеса в результате трения при течении жидкости в торцевых полостях, щелевых уплотнениях и других участках гидравлического тракта. Затраты мощности на трение составляют достаточно значительную величину, однако расчет дисковых потерь, ввиду недостаточной изученности характера течения, является весьма сложной проблемой, которую целесообразно решать путем численного моделирования режимов течения, аналитического расчета момента сопротивления трения и верификации результатов численного и гидродинамического экспериментов.

На основе этой численной модели был разработан программный модуль гидродинамического расчета [1]. Результаты расчета удовлетворительно согласуются с экспериментальными исследованиями, приведенными в работе [2].

Для удобства сравнения с известными решениями определим выражение для коэффициента момента сопротивления. Согласно [3], коэффициент момента сопротивления смоченного с двух сторон диска определяется выражением:

$$C_M = \frac{2M_d}{\frac{\rho}{2} R^5 \omega_d^2} \quad (1)$$

На рисунке 1 представлены результаты расчета коэффициента момента сопротивления C_M в зависимости от числа $Re = \omega_d R_d^2 / \nu$ и результаты классических решений: для диска в корпусе [4],[3],[5],[5] и свободно вращающегося диска [7], где коэффициент расхода определяется выражением

$$C_w = \frac{\dot{m}}{\mu R_d}, \quad (2)$$

где \dot{m} – массовый расход жидкости.

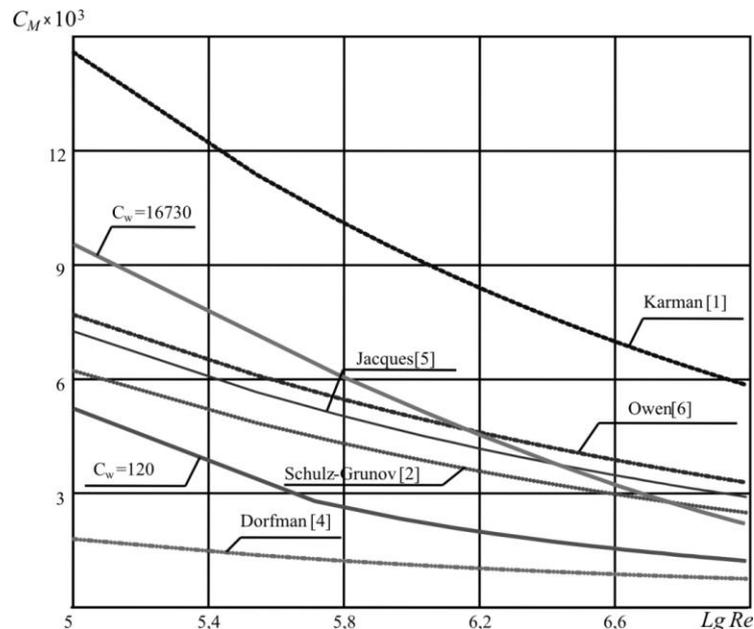


Рис.1. Зависимость коэффициента момента сопротивления от вращательного числа Рейнольдса

Анализ показал, что коэффициент момента сопротивления в свободно вращающихся дисках имеет наибольшую величину при опыте Кармана [7], а при вращении диска в корпусе имеет наибольшую величину при опыте Оуэна [8]. В результате численного исследования было установлено, что на сложный характер изменения коэффициента момента сопротивления от вращательного числа Рейнольдса существенно влияет коэффициент расхода C_w (см.рис.1.), что необходимо учитывать в расчетных работах при проектировании и отработке ракетных двигателей.

Таким образом, рассмотренная математическая модель неосесимметричного течения жидкости в полостях вращения центробежного насоса и разработанная на ее основе методика расчета параметров потока позволяют определить дисковые потери в центробежном насосе, установить распределение давления по поверхности диска и рассчитать величину утечек при известных перепадах давления. Представленный программный модуль целесообразно использовать для автоматизации расчетных работ при проектировании турбонасосных агрегатов.

Библиографические список

1. Кишкин, А. А., Черненко, Е. В., Жуйков, Д. А., Делков, А. В., Черненко, Д. В. Автоматизированная система термогазодинамического расчета и оптимизации параметров элементов турбомашин (ASTROPET): Свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ №2013610054 от 09.01.2013. Заявка №2012619448 от 02.11.2012.
2. Жуйков, Д. А., Фальков, В. О., Кишкин, А. А., Зуев, А. А., Назаров, В. П. Экспериментальные исследования течения несжимаемой вязкой жидкости в торцевой щели между вращающимся диском и неподвижной стенкой [Текст]/ Д. А. Жуйков, В. О. Фальков, А. А. Кишкин, А. А. Зуев, В. П. Назаров // Вестник СибГАУ им.М. Ф. Решетнева / Выпуск 5(45). -- Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск - 2012. - с. 123-126.
3. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя [Текст]/ Г. Шлихтинг// М.: Наука. - 1969. – 744 с.

4. Schulz-Grunov F. Der Reibungswiderstand vortierender Scheilen in Gehäusen // ZAMM. №15 (1935). P. 191-204
5. Dorfman L. A. Hydrodynamic resistance and heat loss of rotating solids. – Edinburgh: Oliver & Boyd. - 312 p.
6. Jacques R., Le Quere P., Daube O. Axisymmetric numerical simulations of turbulent flow in rotor-stator enclosures // Intern. J. of Heat and Fluid Flow. 2002. V.23., No. 4. P.381-397.
7. Karman Th. Uber laminare und turbulente Reibung // Zeitschr. f. angew. Math. u. Mech. (ZAMM). №1 (1921). P. 233-251
8. Owen J. M., Haynes C. M., Bayley F. J. Heat transfer from an air cooled rotating disk // Proc. of the Royal Society of London. A. 1974. V.336. - P.453-473.

УДК 62-1/9

РАСЧЁТ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ В КАМЕРЕ ЖРД С ПОМОЩЬЮ ПАКЕТА ANSYS FLUENT

Торгашин А. С., Бегишев А. М., Толстопятов М. И.

Сибирский государственный университет науки и технологий
имени академика М. Ф. Решетнева, г. Красноярск

В настоящее время многие задачи, стоящие перед разработчиками, в той или иной степени не поддаются аналитическому решению, либо требуют огромных затрат на экспериментальную реализацию. Именно по этим причинам внедрение программных комплексов инженерного анализа в процесс проектирования и производства дает возможность облегчить или избежать дорогостоящие и длительные циклы разработки изделия на различных его этапах. Одним из самых мощных распространённых программных комплексов является программа Ansys.

Для исследования широкого спектра проблем гидрогазодинамики в пакете Ansys существует такой модуль как Fluent. Возможности данного модуля позволяют моделировать течение компонентов топлива через форсунки жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), проанализировать процесс смесеобразования и определить необходимые физические параметры потока.

Улучшение качества смесеобразования с помощью струйных форсунок организуются за счет столкновений струй компонентов топлива, подаваемых несколькими струйными форсунками или удара струи и ее последующего разрушения о специальную поверхность [1]. В зависимости от физических свойств жидкости, скорости сближения капель и их размеров, в результате соударения капель могут происходить различные процессы их взаимодействия (взаимный отскок, слияние, разбрызгивание и т.д.) [2]. Смоделируем вариант столкновения струй. В качестве геометрической модели были взяты: участок полости, представляющий собой пространство от огневого днища с двумя струйными форсунками до места столкновения струй, и участки полостей подвода компонента к форсункам. Днище выполнено как пространственный угол, а, соответственно, форсунки на днище представляют собой отверстия на его поверхностях. При построении пространственной сетки для более точного решения исходной задачи произведено локальное уменьшение размеров конечных элементов сетки в зоне кромок выходного отверстия форсунок. В качестве компонентов топлива были выбраны: горючее – керосин, генераторный газ – кислород. В качестве граничных условий были выбраны: давление на входе в форсунки 23 МПа и в камере сгорания 22 МПа, скорости истечения компонентов (скорость горючего 48,514 м/с и скорость генераторного газа 304,265 м/с). В нашем случае в процессе смесеобразования образуется многофазный поток, представляющий собой поток капель керосина в непрерывном потоке генераторного газа, с избытком кислорода при наличии действия воздуха находящегося в полости камеры сгорания.

Так как мы рассматриваем моделирование истечения компонентов из форсунки, то здесь имеет место турбулентное течение, для которого необходимо выбрать способ моделирования турбулентности. Наиболее часто при решении реальных инженерных задач используется модель турбулентности $k-\epsilon$ [3]. В ней буферный слой не моделируется, а используются пристеночные функции. Они нужны для описания эффекта ламинарно-турбулентного перехода, когда в узком пристеночном слое течение можно считать ламинарным.

В качестве математической модели, описывающей процесс течения, была выбрана модель Эйлера-Эйлера, позволяющая моделировать несколько отдельных, но

взаимодействующих фаз. Фазы могут быть жидкостями, газами или твердыми веществами практически в любой комбинации, для каждой из которой используется Эйлера обработка, в отличие от обработки Эйлера-Лагранжа, используемой для дискретных фаз.

В ходе решения была получена следующая картина течения (см. рис.1).

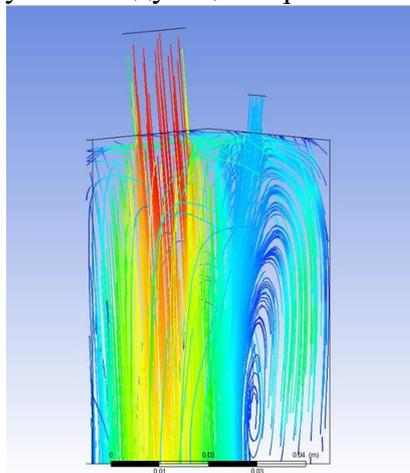


Рис.1. Распределение течения компонентов топлива из струйных форсунок.

Как и во многих программных комплексах при визуализации результатов расчёта можно продемонстрировать изменение скорости компонентов в процессе истечения, в том числе проанализировать изменение скорости при столкновении и смешении струй компонентов топлива. На рисунке 1 можно видеть нестационарное течение компонентов топлива в конце временного отрезка расчёта. В процессе истечения жидкости из сопла наблюдается завихрение потоков газа. Необходимо отметить, что скорость компонентов в ядре практически не меняется, однако по краям течения наблюдается замедление, вследствие смешивания компонентов с воздухом.

Можно выделить наиболее важные возможности и особенности программного комплекса инженерного анализа Ansys, которые являются наиболее полезными при моделировании течения компонентов топлива через форсуночную головку ЖРД. Первое – это возможность расчёта смесеобразования жидких и газообразных компонентов топлива, что не допускается в иных программных комплексах. Также Ansys имеет возможность подключения химических реакций, что может позволить смоделировать процесс воспламенения компонентов топлива при смешении, что в свою очередь увеличивает круг задач, доступных при анализе процесса смесеобразования в ЖРД.

Библиографический список

1. Васильев, А. П., Кудрявцев, В. М., Кузнецов, В. А. и др. Основы теории и расчёта жидкостных ракетных двигателей [Текст]/ А. П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В. А. Кузнецов и др.// В 2 кн. Кн. 1 – М.: Высш. шк. – 1993. - 383 с..
2. Пажи, Д. Г., Галустов, В. С. Основы техники распыливания жидкостей [Текст]/ Д. Г. Пажи, В. С. Галустов// М.: Химия. – 1984. - 256 с.
3. Фёдорова, Н. Н., Вальгер, С. А., Данилов, М. Н. и др. Основы работы в ANSYS 17 [Текст]/ Н. Н. Фёдорова, С. А. Вальгер, М. Н. Данилов и др.// М: ДМК Пресс – 2017. - 210 с.

УДК 629.78.05

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ПУЛЬСАРАМ

Хоженец А. П., Давыдов И. Е.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

На сегодняшний день, общепринятым методом навигации межпланетного КА является совместное использование информации, полученной с трекинговых наземных станций, и оптической информации с бортовой системы навигации по телам Солнечной системы. Радиоизмерения, проводимые наземными станциями, являются источником очень точной информации о дистанции и угловой скорости КА с ошибкой в 1 метр и 0,1 мм/с соответственно. В определении местоположения и скорости КА, движущегося перпендикулярно относительно Земли, появляются гораздо более значительные ошибки, в связи с ограниченным угловым разрешением радиоантенн. Интерферометрические методы могут уменьшить эту ошибку до значения в 4 км на одну астрономическую единицу. С увеличением расстояния от Земли, ошибки в определении местоположения так же увеличиваются. К примеру, неопределенность в определении местоположения КА на орбите Плутона составляет ± 200 км, а для текущего расстояния до КА Voyager1 (2016) – ± 500 км. Тем не менее, эта техника успешно использовалась в экспедициях зондов ко всем планетам Солнечной системы и при изучении ближайших астероидов и комет. Однако в будущем может потребоваться преодоление этих недостатков, а также зависимости от наземных станций слежения, что приводит к большим задержкам и ослаблению сигналов управления.

Альтернативный способ автономной навигации в космосе основан на свойствах пульсаров. Концепт использования пульсаров в целях навигации основан на измерении времени прибытия импульса излучения (радио, рентгеновского или гамма) пульсара и его сравнения с расчетным временем для данной эпохи и местоположения (рис. 1).

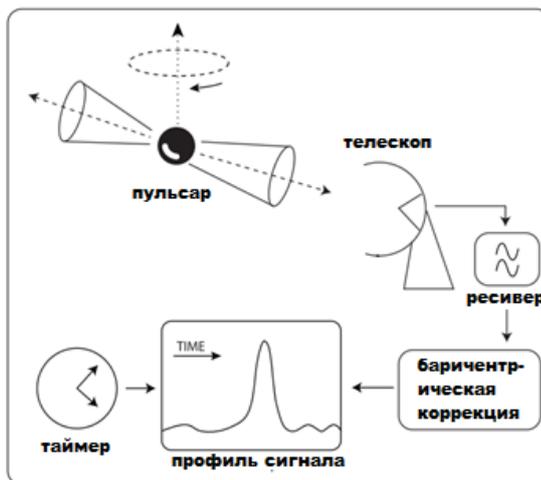


Рис. 1. Принцип навигации по излучению пульсаров

Важным шагом в этой схеме является барицентрическая коррекция моментов прихода фотонов, излучаемых пульсаром. Эфемериды пульсара, наряду с местоположением и скоростью движения наблюдателя, являются параметрами коррекции. Отклонение космического аппарата создает фазовый сдвиг пика импульса (эквивалентный разности во времени его прибытия). Следовательно, положение и скорость аппарата могут быть скорректированы так, чтобы время прибытия импульса

совпадало с ожидаемым. Трехмерная коррекция положения возможна при наблюдении как минимум трех различных пульсаров.

В связи с тем, что местоположение космического аппарата определяется по фазе периодического сигнала, могут возникнуть множественные решения навигационной задачи. Эта проблема может быть решена путем составления некоторого множества возможных решений для области вокруг точки измерения, или путем измерения импульсов с дополнительного числа пульсаров (рисунок 2).

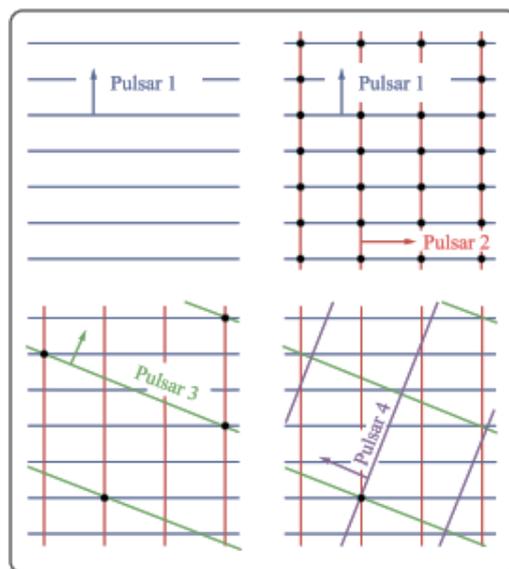


Рис.2. Наглядная иллюстрация увеличения точности определения местоположения космического аппарата при увеличении числа наблюдаемых пульсаров

Использование сигналов «миллисекундных» пульсаров дает возможность повысить точность определения местоположения космического аппарата в Солнечной системе и за ее пределами до точности в ± 5 километров, которую с развитием технологий можно будет увеличить до нескольких сотен, или даже десятков метров. В связи с этим, главным недостатком на данный момент является сложность и большие габариты подобных систем. Не смотря на это, первые шаги в данной области уже сделаны: в 2016 году Китай запустил первый спутник с системой наблюдения за двадцатью шестью рентгеновскими пульсарами, который будет на протяжении 5-10 лет формировать базу их излучения, которая в дальнейшем ляжет в основу системы навигации.

Библиографический список

1. Werner Becker Autonomous Spacecraft Navigation with Pulsars [Текст]/Werner Becker, Mike G. Bernhardt, Axel Jessner - Max-Planck-Institut für extraterrestrische Physik, 2013. - 1с.

УДК 629.78

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ РАКЕТОПЛАНА МНОГОРАЗОВОЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ВЫВЕДЕНИЯ

Холявко А. Р., Шеренков С. С., Старинова О. Л.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

С течением времени, благодаря развитию технологий, дистанция между космосом и человеком уменьшается. Уже сейчас для людей, не имеющих к космонавтике профессионального отношения, существует возможность отправиться в космос на коммерческой основе. Но, так как в настоящее время единственным средством доставки в космос являются ракеты-носители, туристические полеты обходятся пассажирам в 20-40 миллионов долларов, что сильно сужает круг людей, желающих побывать в космосе. Выходом из этого положения может служить разработка и создание более дешевого способа доставки на низкую орбиту космических туристов. В данной работе разработана модель суборбитального полета многоразовой авиационно-космической системы, представляющей собой орбитальный корабль-ракетоплан, стартующий с самолета-носителя.

В основу проекта авиационно-космической системы "М-55-С-XXI" [1], создаваемой на Экспериментальном машиностроительном заводе им. В. М. Мясищева, положены уникальные технологии, которыми располагают сегодня российская авиация и космонавтика. По замыслу проектировщиков, самолет М-55 "Геофизика", также созданный на заводе им. В. М. Мясищева, будет использован в качестве носителя. Этот уникальный аппарат, способный летать на высоте свыше 20 км, доставит космический модуль в верхние слои атмосферы.



Рис. 1. Авиационно-космическая система "М-55-С-XXI" [1]

С-XXI массой 3500 кг (без учета силовой установки) разместится на фюзеляже самолета-носителя М-55. Начальная масса аэросцепки составит 27 тонн. Схема полета корабля выглядит следующим образом. Корабль устанавливается на высотный самолет-носитель М-55 «Геофизика» разработки Экспериментального машиностроительного завода (ЭМЗ) им. В.М.Мясищева и фиксируется механическими замками с электрическим управлением. Управляемый одним пилотом самолет-носитель с установленным на нем кораблем набирает заданную высоту полета 17 км и разгоняется для выполнения маневра «горка». При выполнении этого маневра самолет-носитель набирает дополнительную высоту до 20 км, а угол наклона траектории в этот момент достигает 40 - 60° к горизонту. В этот момент происходит размыкание механических

замков и включается ускоритель на самом корабле, который обеспечивает его отход от самолета-носителя. При отходе от самолета-носителя на безопасное расстояние автоматически включаются ракетные двигатели основной двигательной установки корабля. После отработки ракетных двигателей происходит расстыковка пассажирской капсулы и двигательного отсека. Пассажирская капсула продолжает по инерции движение вверх, вплоть до точки наибольшего набора высоты. При снижении аппарата, по бокам пассажирской капсулы происходит раскрытие небольших аэродинамических поверхностей, снабженных рулями, которые обеспечивают управляемый аэродинамический спуск. Посадка выполняется по-самолетному на выпускаемые посадочные устройства. В качестве альтернативного варианта возможен вариант посадки пассажирской капсулы на парашюте.

При создании программного комплекса, моделирующего суборбитальный полет ракетоплана, закон управления задается двумя параметрами: начальным значением угла тангажа θ_0 и скоростью изменения угла тангажа ω . Моделирование движения проводится при следующих допущениях: поле притяжения Земли – плоскопараллельное; учитывается сопротивление атмосферы Земли согласно ГОСТ; тяга двигателя считается постоянной за все время работы.

В качестве исходных данных используются проектные параметры ракетоплана, а именно тяга, секундный расход, начальная масса и масса топлива. Скоростью, углом наклона траектории в момент отсоединения и высотой полета задается положение и скорость самолета-носителя в момент старта. На рисунке 2 показаны результаты моделирования движения ракетоплана на этапе выведения на орбиту.

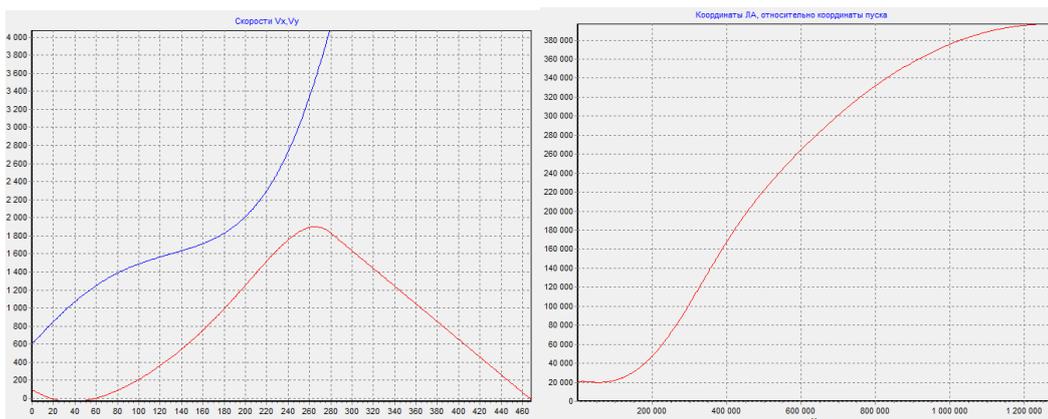


Рис. 2. Результаты моделирования выведения ракетоплана

Результаты, полученные в рамках моделирования, доказывают возможность успешной реализации суборбитального полета ракетоплана, стартующего с самолета-носителя. Ожидается, что дальнейшее развитие данной работы приведет к определению оптимальных проектных характеристик и программ управления для суборбитальных пилотируемых космических кораблей-ракетопланов.

Библиографический список

1. Становление и развитие космического туризма – Библиофонд. [Электронный ресурс].- Режим доступа: <http://bibliofond.ru/view.aspx?id=601181>
2. Суборбитальная корпорация – Космическая энциклопедия ASTROnote. [Электронный ресурс].- URL: <http://astronaut.ru/suborb/xprise/text/cosmopolis.htm>.

УДК 629.76+Ц50

МОДЕРНИЗАЦИЯ ОДНОФУНКЦИОНАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО СПАСЕНИЯ

Хорусhev Н. А., Шулепов А. И., Степанцов И. С.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Модернизация системы аварийного спасения (САС) предлагается с целью экономии материальных средств при запуске космического аппарата. Модернизация САС состоит в замене балансировочного груза парашютной системой, которая даёт возможность введения многоразового её использования. Общий вид модернизированной САС приведён на рис.1.

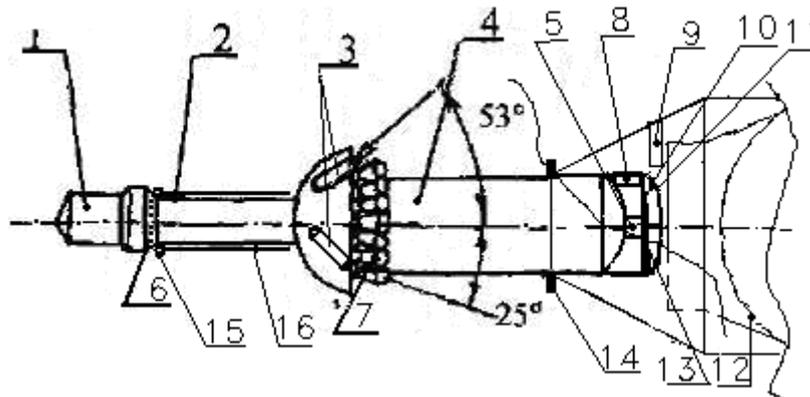


Рис.1. Модернизированный вариант компоновки ДУ САС:

- 1-парашютный контейнер балансировочного груза; 2-двигатель разделения;
- 3-управляющий реактивный двигатель; 4-центральный РД;
- 5-высотомер с буферной батареей; 6-сопла двигателя разделения;
- 7- сопла центрального твёрдотопливного реактивного двигателя;
- 8 - двигатели мягкой посадки (ДМТ, 4шт.); 9 – двигатели разделения створок ГО РН; 10 – амортизационная подушка (4 штуки); 11 – лобовой щит ТДУ; 12 – КА «Союз»;
- 13 – силовой шпангоут с амортизационной подушкой (АП); 14 – узел подвески антенн радиомаяка; 15 – антенны радиомаяка; 16 - решетчатые стабилизаторы.

По результатам испытаний определяется их необходимость. Компоновка парашютного контейнера приведена на рис.2.

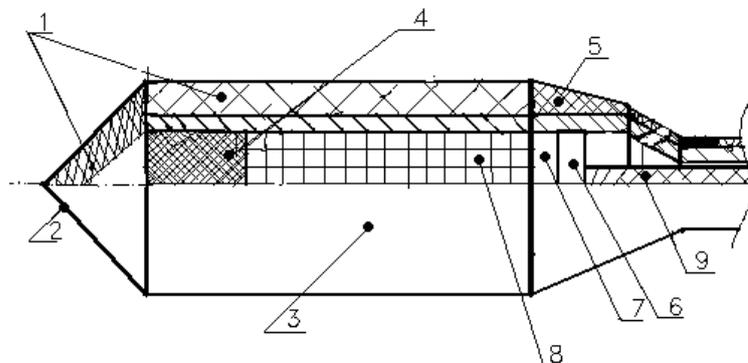


Рис.2.Компоновка парашютного контейнера балансировочного груза:

- 1 – теплозащита; 2 – наконечник парашютного контейнера;
- 3 - парашютный контейнер; 4 – вытяжной и тормозной парашюты;
- 5 – теплозащита; 6 – блок барореле; 7 – электронный блок;
- 8 – основной парашют; 9 – буферная батарея

Вводимые элементы в сумме должны быть равны массе балансирующего груза.

Выводы.

1. Экономическая эффективность получается за счёт многократного использования некоторых элементов САС.
2. Модернизированная САС рекомендуется к внедрению при запуске пилотируемых КА.

Библиографический список

1. Куренков В. И. Основы проектирования ракет – носителей. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика: учебное пособие / В.И. Куренков; под ред. д-ра технических наук, профес. А. И. Кириллина – Самара; изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та. 2011 – 458с.: ил.
2. Основы теории полёта космических аппаратов; под ред. д-ра физ.мат.наук Г. С. Нариманова и д-ра тех. наук М. К. Тихонравова: - М.: Машиностроение, 1972. - 608с.: ил.
3. Теоретические основы авиа и ракетостроения (в конспектах лекций): учеб. пособие для вузов / А. С. Чумадин, В. И. Ершов, В. А. Барвинок и др. - М.: Дрофа, 2005. 784с.: ил. - (Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов).

УДК 629.78

МОДЕЛИРОВАНИЕ ФОРМЫ ПОВЕРХНОСТИ СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА

Чекашов А. С., Алипова Б. Н., Старинова О. Л.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Солнечный парус использует давление солнечного света для создания тяги, движущей космический аппарат (КА). Под действием солнечного давления форма поверхности солнечного паруса изменяется. Поверхность паруса начинает колебаться, что влияет на вырабатываемую им тягу. Так как сила солнечного давления сильно возрастает с уменьшением расстояния до Солнца, то это приводит и к увеличению амплитуды колебаний паруса. Это может привести к значительному изменению тяги и, возможно, повреждению конструкции паруса.

Для решения задачи о колебаниях поверхности солнечного паруса можно воспользоваться двумерным волновым уравнением [1]:

$$\frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = a^2 \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right).$$

В качестве модели берется мембрана прямоугольной формы. Сделав определенные допущения, мы можем воспользоваться волновым уравнением для определения колебаний паруса. Искать решение данного уравнения будем в виде двух функций:

$$u(x, y, t) = v(x, y, t) + w(x, y, t).$$

Первая функция описывает свободные колебания солнечного паруса, вторая функция описывает вынужденные колебания, которые требуется определить в данной задаче. Решение найдем путем разложения данной функции в двойной ряд Фурье. В результате получаем дифференциальное уравнение, описывающее зависимость колебаний от времени. Далее, находим общее и частное решение данного уравнения и, подставив его в исходное, получим уравнение колебаний поверхности солнечного паруса.

Так как солнечные паруса не создаются в виде прямоугольников, полученное решение необходимо видоизменить. Наиболее распространенной является прямоугольная конструкция, в которой лепестки солнечного паруса имеют треугольную форму. Придать подобную форму исследуемой модели можно, добавив уравнение узловой линии к полученному решению. Добавив уравнение узловой линии, полученная модель примет треугольную форму. Это делает полученное решение правомерным и позволит выбрать для исследования в качестве прототипа один из существующих КА с солнечным парусом.

Тягу, создаваемую солнечным парусом, можно определить по следующей формуле:

$$dF = p \cos^2(\vartheta) ds.$$

Аргумент косинуса представляет собой угол между нормалью к поверхности паруса и линией действия внешних сил. Так как мы считаем, что сила солнечного давления действует перпендикулярно плоскости колебаний солнечного паруса, этот угол мы можем определить, найдя скалярное произведение векторов нормали и действия силы. Определив этот угол, подставив его в уравнения для определения силы тяги и проинтегрировав по поверхности солнечного паруса, мы определим создаваемую парусом силу тяги.

В результате работы было произведено моделирование колебаний поверхности солнечного паруса под действием силы солнечного давления и определена сила тяги, вырабатываемая им в деформированном состоянии.

Библиографический список

1. Араманович, И. Г., Левин, В. И. Уравнения математической физики: теория и практика учеб. пособие [Текст]/ И. Г. Араманович, В. И. Левин// М.: Наука. - 1969.- 288 с.

УДК 629.78

**НОВЫЙ ПОДХОД К СНЯТИЮ ОГРАНИЧЕНИЙ МОЩНОСТИ
ЭЛЕКТРОНАСОСНОГО АГРЕГАТА ЖИДКОСТНОЙ СИСТЕМЫ
ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
С ПОВЫШЕННЫМ ТЕПЛО ВЫДЕЛЕНИЕМ**

Юдина З. А., Кузнецов А. Д., Логанов А. А.

АО «Информационные спутниковые системы»
имени академика М.Ф. Решетнева, г. Железногорск

Космические информационные технологии должны обеспечивать высокое качество и надежность передачи данных и безотказно функционировать на орбите не менее 15 лет. Возрастающие потребности рынка информационных услуг требуют повышения мощности полезной нагрузки современных спутниковых платформ. В КА большой мощности используют активную жидкостную систему терморегулирования (СТР). В такой системе ключевую роль выполняет электронасосный агрегат (ЭНА), он создает циркуляцию теплоносителя в ЖК для преодоления сопротивления всех приборов активной жидкостной СТР [1].

Был спроектирован центробежный ЭНА по двухступенчатой схеме. Данная схема дает выигрыш в суммарном КПД и массе, так как мощность и перепад давления двухступенчатого насоса соответствует мощности и перепаду давления двух последовательно установленных насосам, выполненным по одноступенчатой схеме [2].

В связи с возрастающей мощностью полезной нагрузки необходимо повышать перепад давления для более эффективного теплоотвода, из этого вытекает необходимость повышения выходной мощности ЭД до 60 Вт. В связи с этим возникает ряд проблем. Расчетным путем было установлено, что при выходной мощности двигателя 60 Вт происходит перегрев подшипников ЭД при допущении отсутствия циркуляции рабочей жидкости между полостью ротора ЭД и полостью рабочего колеса. Экспериментальное подтверждение расчетных данных затруднено в связи с невозможностью установки датчика в районе силовой обмотки ЭД.

Возникает необходимость изучения условий обмена рабочей жидкостью между полостью ротора электродвигателя и полостью рабочего колеса (крыльчатки) насоса в составе ЭНА. Необходимо исследовать влияние конфигурации полости ротора ЭД на характер движения рабочей жидкости.

Был проведен эксперимент, в котором измерялось давление в полости ротора ЭД. Результаты представлены на рисунке 1. Эксперимент проводился для двух вариантов крыльчаток: с разгрузочными отверстиями и без них.

На рисунке 1 видно, что без разгрузочных отверстий, выполненных на крыльчатке, максимальное значение перепада давления меньше, как и величина расхода. Необходимо отметить, что такие результаты эксперимента являются следствием конфигурации внутренней полости определенного двигателя ДБЭ63-25-63. Проводились подобные испытания для ЭНА с ЭД аналогичной мощности ДБ-9. Результаты эксперимента показали, что максимальные значения перепада совпадают для крыльчаток с отверстиями и без них.

Снижение характеристик ЭНА может быть объяснено частичным блокированием спирального отвода за счёт изменения характера течения жидкости со стороны электродвигателя. Характер зависимости параметров центробежного насоса от размеров спирального отвода обоснован в работе [2].

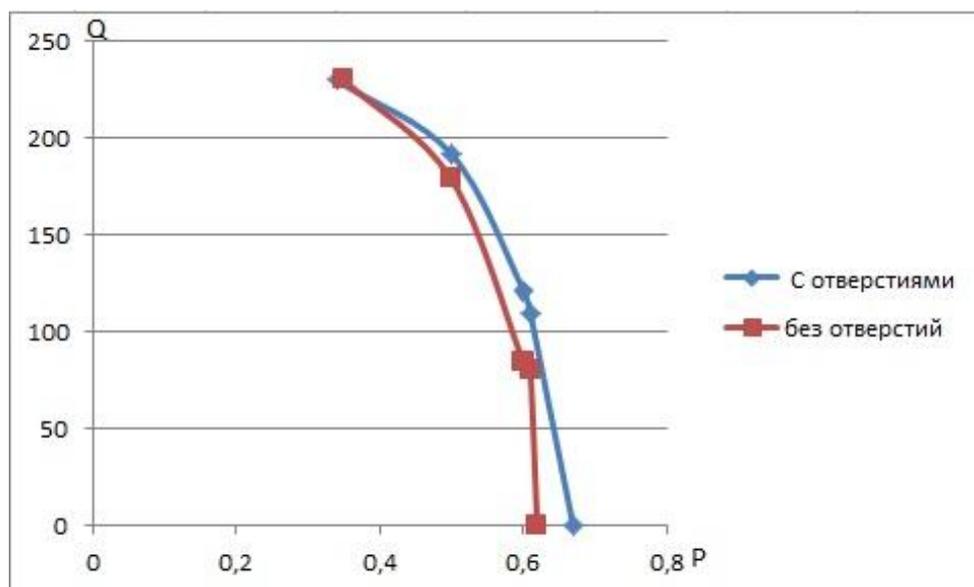


Рис. 1. Зависимость расхода от перепада давления

Проявление данного эффекта становится возможным при отсутствии разгрузочных отверстий за счет меньшей разницы давления между входом в полость ротора и спиральным отводом. Разная реакция на отсутствие разгрузочных отверстий с электродвигателями ДБ9 и ДБЭ63-25-6,3 объясняется разной конфигурацией полости ротора. По результатам эксперимента можно сделать вывод, что обмен между полостью крыльчатки и ЭД происходит и имеет пульсирующий характер. Пульсирующий характер обмена следует из наличия только одного отверстия для прохождения жидкости в обоих направлениях. Для дальнейших исследований необходимо создать модель, описывающую движение рабочей жидкости на переходе из полости крыльчатки насоса в полость ротора ЭД и внутри полости ротора ЭД. Это позволит оценить величину теплоотдачи от внутренней стенки полости ротора. С помощью этой модели необходимо определить средний расход жидкости внутри полости ЭД с различными конфигурациями внутренней полости, тепловую мощность, отводимую из полости ротора ЭД, и влияние этих условий на расходно-напорные характеристики ЭНА. На данном этапе исследований можно сделать вывод, что расходно-напорные характеристики ЭНА зависят от конкретной конфигурации ЭД, входящего в его состав.

Библиографический список

1. Чеботарев, В. Е., Косенко, В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения. В. Е. Чеботарев, В. Е. Косенко // Сиб. гос ун-т.-Красноярск, 2011.-488 стр., [24]с.ил
2. Логанов, А. А. Моделирование характеристик насосов системы терморегулирования [Текст]/ А. А. Логанов, Э. М. Ямашев // Изв. вузов. Приборостроение. - 2011. - Т.54 - № 4. - С. 24– 28.

Секция 2

**Перспективные материалы и технологии
изготовления изделий ракетно-космической
техники. Механика деформируемого твердого тела и
проблемы прочности**

УДК 681.2

КОСМИЧЕСКОЕ МАТЕРИАЛОВЕДЕНИЕ.

ВОЗМОЖНОСТЬ ИСПЫТАНИЯ МЕТАЛЛА В ОТКРЫТОМ КОСМОСЕ

Алёхина В. К., Бикбаев Р. М.

Самарский национальный исследовательский университет,
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Дальнейшее развитие космонавтики, исследование и освоение планет Солнечной системы требует создания аппаратов и конструкций длительного пользования. Материалы, из которых они изготавливаются, подвергаются комплексному воздействию факторов космического пространства (вакуум, излучение, температура и др.). Под действием этих факторов в металлах происходят необратимые изменения, меняющие их механические свойства [1].

Прежде чем выбрать для космического аппарата тот или иной материал, необходимо оценить изменение его механических свойств под комплексным воздействием на него факторов космического пространства.

Одно из направлений развития космического материаловедения – испытание новых материалов в реальных условиях космоса [2]. Для этого необходимо создание приборов и устройств, эффективно работающих в космосе.

Основными требованиями к такой испытательной технике являются:

- малые массогабаритные характеристики и энергопотребление;
- обеспечение требуемых усилий и деформаций.

В создаваемых устройствах предложено использовать силопривод из материала с памятью формы.

В таких устройствах применены новые конструкции силоприводов – многозвенные, состоящие из термически тонких силовых элементов, соединенных параллельно или последовательно (патент РФ №163932 от 26.08.2016). Найдено техническое решение их нагрева до 100°C непосредственным пропусканием через них электрического тока. С помощью специально созданного испытательного стенда получены деформационно- силовые характеристики таких элементов, что позволило спроектировать опытные образцы испытательных устройств, например, твердомер (рис. 1) с характеристиками, значительно превышающими существующие [3].

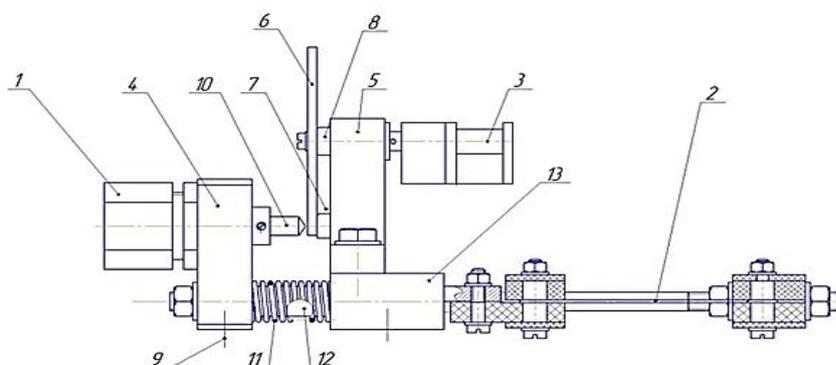


Рис. 1. Устройство для измерения материалов на твердость с многозвенным силоприводом из материала с памятью формы: 1 – давитьник, 2 - силопривод, 3 - храповой механизм, 4 - кронштейн, 5- стойка, 6 - образец, 7 - Пята, 8 - ось, 9 - Винт, 10 – индентор, 11 – пружина, 12 - шток, 13 – палец

Предложена методика космического эксперимента с испытанием листового металла на твердость.

Библиграфический список

1. Тихонов, А. С. Применение эффекта памяти формы в современном машиностроении [Текст] / А. С. Тихонов // Москва: Машиностроение. - 1981. - 76 с.
2. Белоусов, В. П., Дукин, Е. П., Фавстов, Ю. К. Исполнительный механизм многократного действия с возвратно-поступательным движением [Текст]/ В. П. Белоусов, Е. П. Дукин, Ю. К. Фавстов// Материалы с эффектом памяти и их применение: материалы семинара. Новгород. - 1989.
3. Глушечков, В. А., Юсупов, Р. Ю., Алехина, В. К., Егоров, Ю. А. Электротермический силовой привод: патент РФ №157417 от 17.12.2015.

ТРИБОФАТИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ ЛАКОКРАСОЧНОГО ПОКРЫТИЯ

Алиев А. А.

Национальная Академия Авиации, г. Баку, Азербайджан

Защитные лакокрасочные покрытия (ЛКП) машин и агрегатов в процессе их эксплуатации претерпевают периодическое воздействие растягивающих и изгибающих нагрузок, вызывающих усталостные микроразрывы плёнки. В этой связи при выборе лакокрасочных материалов возникает необходимость прогнозирования долговечности покрытий.

Стандартизированная методика определения долговечности тонких полимерных плёнок пока отсутствует [1], но так как практически любая нагрузка при достаточно большом количестве циклов нагружения может привести к усталостному разрушению полимеров, то прогнозирование сводится к определению предела ограниченной выносливости σ_{RN} при некотором числе циклов N [2].

На практике необходим простой оценочный расчёт количества циклов N , выдерживаемых материалом при заданной эксплуатационной нагрузке. Этой цели удовлетворяют уравнения эмпирических усталостных кривых типа:

$$\sigma_{RN}=f(N) \quad (1)$$

Одной из разновидностей усталостных испытаний системы «подложка – ЛКП» являются трибофатические (износоусталостные) испытания металлополимерных сопряжений, где на упругое полимерное покрытие на подложке через шарик-индентор прилагается вертикальная нагрузка, создающая в плёнке двухосное напряжённо-деформированное состояние (НДС). Шарик, возвратно-поступательно перемещаясь по поверхности ЛКП, вызывает перед собой симметрично-циклические волны деформации («тропи»). Схожесть кинетики процесса трибофатических испытаний (двухосное НДС) с комбинированными испытаниями «изгиб+растяжение» [3] позволяет ставить задачу перехода от испытаний полимеров к аналогичному режиму трибофатического нагружения.

Уравнения типа (1) отражают кинетику усталостного повреждения при одноосном НДС, поэтому необходимо привести сложное состояние к эквивалентному по усталостной повреждаемости одноосному состоянию [4]:

$$\sigma_{\text{эkv}}=2\tau_{\text{max}}\approx 2\sigma/3 \quad (2),$$

где τ_{max} и σ – максимальное касательное и нормальное напряжения в зоне контакта.

Целью настоящей работы является экспериментальное определение регрессионной зависимости ограниченной выносливости ЛКП $\sigma_{RN}=f(N)$ с помощью трибофатических испытаний для её дальнейшего прогнозирования.

В качестве исследуемого ЛКП был выбран двухкомпонентный полиэфируретановый лак (ПЭУЛ), разработанный Национальной Академией Авиации [5]. Образец – пластина $40\times 100\times 1$ мм из Д16 со слоем лака толщиной $h_0=50$ мкм.

Испытания велись на трибомашине UMT-2 TriboLab (BRUKER, США) в условиях возвратно-поступательного движения.

Поскольку продукты разрушения поверхностных слоёв накапливаются на площадках контакта, это приводит к многократному увеличению напряжений в слоях плёнки [6,7]. В этой связи при испытаниях фиксировали начальное значение нормальной нагрузки F_N и динамику её изменения, пошагово повышая начальную нагрузку в каждом новом испытании. Начальные нагрузки составляли $F_N=1; 5; 10; 20$ и 50 Н при постоянной частоте перемещения образца $v=4$ Гц. На образце выбирались 10 участков 5×5 мм для проведения испытаний.

В процессе непрерывно фиксировались время (t , с), износ (w , мм), фактическая нагрузка в зоне контакта (F_N , Н). За критерий разрушения принимали число циклов N до полного истирания слоя покрытия вплоть до подложки ($w=h_0$).

Число циклов рассчитывали по формуле $N=tv$. После истирания покрытия на испытуемом участке шарик перемещали на следующий участок. Полученные экспериментальные значения использовали для расчёта НДС в зоне контакта и построения графической зависимости поциклового изменения $\sigma_{RN}=f(N)$.

Обобщение экспериментальных данных по определению долговечности может быть выражено расчётной зависимостью типа:

$$\sigma_{RN}=\sigma_B-A*\ln(N) \quad (3)$$

откуда

$$N=\exp((\sigma_B-\sigma_{RN})/A) \quad (4)$$

где σ_B – предел прочности материала ЛКП, МПа; A – константа материала, характеризующая скорость падения выносливости.

В нашем случае выражения (3) и (4) (при коэффициенте корреляции $r^2=0,994$) примет вид:

$$\begin{aligned} \sigma_{RN} &= 8,16 - 0,5 * \ln(N) \\ N &= \exp((8,16 - \sigma_{RN}) / 0,5) \end{aligned}$$

Библиографический список

1. Koleske, J. V. Paints and coating testing manual [Текст] / J. V. Koleske// ASTM. – 1995. - р. 689
2. Ярцев, В. П. Прогнозирование работоспособности полимерных материалов в деталях и конструкциях зданий и сооружений [Текст] / В. П. Ярцев// Издательство ТГТУ. – Тамбов. - 2001 г.
3. ГОСТ 30638-99. Трибофатика. Термины и определения (Межгосударственный стандарт). Мн.: Межгосударственный Совет по стандартизации, метрологии и сертификации. — 1999 г.
4. Огар, П. М., Дейнеко, А. А., Щур, Д. Д.. Контакт жёсткой сферической неровности с упругопластическим полупространством [Текст]/ П. М. Огар, А. А. Дейнеко, Д. Д. Щур// Системы. Методы. Технологии. - 2009 г. - №4. - с. 17-19.
5. Каримова, С. А., Авдюшкина, Л. И., Ефимова, Е. А., Низамов, Т. И., Алиев, А. А.. Исследование возможности применения полиэфируретанового компаунда для защиты материалов деталей авиационной техники [Текст]/ С. А. Каримова, Л. И. Авдюшкина, Е. А. Ефимова, Т. И. Низамов, А. А. Алиев // Труды ВИАМ, №4, 2015 г.
6. Махутов Н.А. Конструкционная прочность, ресурс и техногенная безопасность: В 2 ч. [Текст] / Н. А. Махутов// Новосибирск: Наука, 2005. — Ч. 1: Критерии прочности и ресурса. — 494 с.
7. Воронин, Н. А.. Механика контактного взаимодействия жесткой сферы с упругопластичным топокомпозитом [Текст]/ Н. А. Воронин// Materials Physics and Mechanics, 22 (2015), 20-29

УДК 620.22:629.7, 629.11

МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА МНОГОСЛОЙНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ «МЕТАЛЛ – НЕМЕТАЛЛ – МЕТАЛЛ»

Асеева Д. В.¹, Полковский Х.², Глушечков В. А.¹, Хардин М. В.¹, Пигарева М. Н.¹

¹Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва, г. Самара

²Клаустальский технический университет, г. Клаусталь-Целлерфельд, Германия

Известно широкое применение многослойных композиционных материалов металл-неметалл-металл (М-НМ-М) на основе стали в машино- и приборостроении [1]. Как правило, такие листовые материалы состоят из 3х слоев: 0,6/0,6/0,6 мм. Представляет интерес создание подобных многослойных материалов, где в качестве металла использовались бы алюминиевые сплавы. Такие листовые материалы могли бы быть также 3-5слойными с различным соотношением металла и неметалла [2].

Совместно с Клаустальским техническим университетом (Германия) была разработана технология получения многослойных листовых заготовок «алюминий-полимер-алюминий» (АI-П-АI). На рисунке 1 показана технологическая цепочка разработанного технологического процесса.

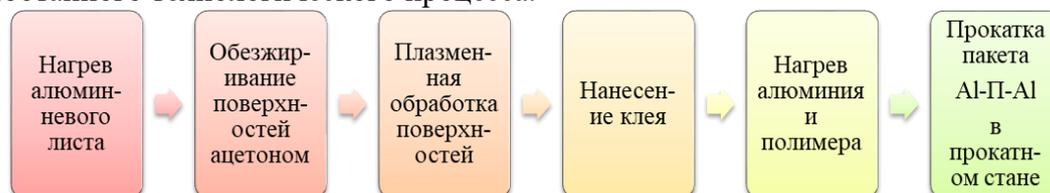


Рис. 1. Основные операции и фото используемого оборудования при изготовлении многослойного композиционного материала

В качестве металлических листов использовались сплавы АМг-2 (3мм.) и АД0 (0,1мм), в качестве неметалла (ТПО).

Опытным путем были определены механические свойства многослойного композиционного материала. Образцы полученного композиционного материала подвергались испытанию на растяжение на испытательной машине Tinius Olsen и в универсальной машине UTS растяжения Zwick/Roell (Германия) рисунок 2 .



Рис. 2. Испытательные машины Tinius Olsen и UTS Zwick/Roell

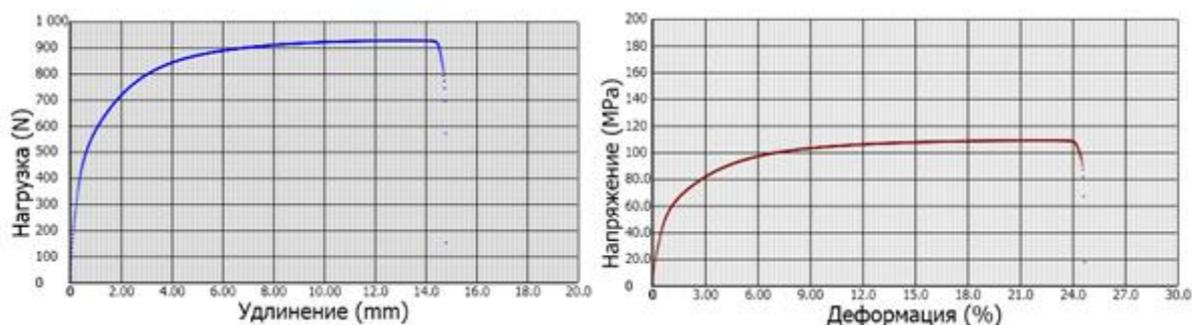


Рис. 3. Экспериментальная кривая растяжения и расчетная диаграмма условных напряжений, полученные при испытании композиционного материала (0,3-0,6-0,3)

В таблице 1 приведены результаты испытания многослойного композиционного материала, проведенные в Самарском и Клаустальском университетах, даны средние значения констант по результатам испытания не менее 5 образцов каждого размера.

Таблица 1. Результаты испытания многослойного композиционного материала

Соотношение слоев композиционного материала Al-P-Al	Термическая обработка	Механические свойства материала			
		σ_B , МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	δ %	ЕГПа
		Предел прочности	Предел текучести	Относительное удлинение	Модуль упругости
0,3-0,6-0,3	Без отжига	101,29÷102,37	90,35÷90,46	8,9÷9,7	34,7÷37,3
0,3-0,6-0,3	С отжигом	68,11÷68,59	28,4÷29,3	27,9÷29,4	23,9÷27,8
0,3-0,6-0,1	С отжигом	52,8÷54,3	22,6÷23,6	23,6÷25,4	15,3÷22,6
0,3-0,3-0,1	С отжигом	68,4÷66,7	32,67÷32,76	13,3÷20	17,7÷25,5
0,1-0,2-0,1-0,2-0,1	С отжигом	59,9÷60,5	30÷33	6,28÷7,46	57÷60
0,1-0,6-0,1-0,2-0,1	С отжигом	55,9÷58,0	42÷45	3,8÷5,50	60÷82,5
0,1-0,3-0,1-0,3-0,3	С отжигом	95,6÷103	54÷60	14,7÷16,6	54÷60

Удельная прочность полученного композиционного материала почти на 50% превышает удельную прочность однослойного, который почти в два раза меньше удельного веса волочения, полностью изготовленного из соответствующего алюминиевого сплава.

Таким образом, разработана технология получения многослойного (три-пять слоев) композиционного материала алюминий - полимер-алюминий. Определены удельный вес многослойного композиционного материала, механические свойства и удельная прочность материала, необходимые для выполнения прочностных расчетов и анализа потребительской ниши данного материала.

Библиографический список

1. Справочник по композиционным материалам: В 2-х кн: Кн.1[Текст]/Дж. Любина, А. Б. Геллера, М. М. Гельмонта, Б. Э. Геллера. — М.: Машиностроение, 1988. — 448 с.
2. Palkowski, H.; Lange, G.; Austenetic Sandwich Materials in the Focus of Research 2nd Int. Conf. on Deformation Processing and Structure in Materials 2005; Belgrad, 25. –26.05.2005.

ПРЕДЕЛЬНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРОЦЕССА ГИБКИ ЛИСТОВЫХ МЕТАЛЛОВ

Бабиев Ю. А., Беляева И. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В машиностроении довольно большой спектр изделий изготавливается с помощью операции «гибка». Существующие технологии имеют ряд особенностей, в число которых входит довольно сложная конструкция штампа, а так же многопереходность данных процессов [1].

Предлагается комбинированная технология, с применением динамической нагрузки, позволяющая выполнить два этапа операции «гибка» (статический и динамический) за один переход. Операция выполняется благодаря встроенному в инструментальный штамп индуктору [2], соединенному с магнитно-импульсной установкой. Преимуществами динамического метода нагружения являются: бесконтактное воздействие и микро- или миллисекундный диапазон приложения нагрузки.

В целях изучения поведения материала заготовки, подвергающейся операции «гибка» с помощью магнитно-импульсной нагрузки, был разработан и изготовлен индуктор и необходимая для его использования оснастка (рис. 1), а так же проведен поисковый эксперимент, в ходе которого была выполнена операция гибки с использованием динамического нагружения. В работе исследовался угол и радиусгиба заготовки с целью выявления величины угла, при которой в зонегиба образуется трещина, что позволило узнать предельные возможностигиба. При этом осуществлялась съёмка данного процесса. Рассмотрено и проанализировано напряженное состояние материала в области изгиба заготовки. Уголгиба варьировался в ходе эксперимента (45° , 90° и 135°), с радиусами скругления 3 мм, 6 мм и 12 мм.

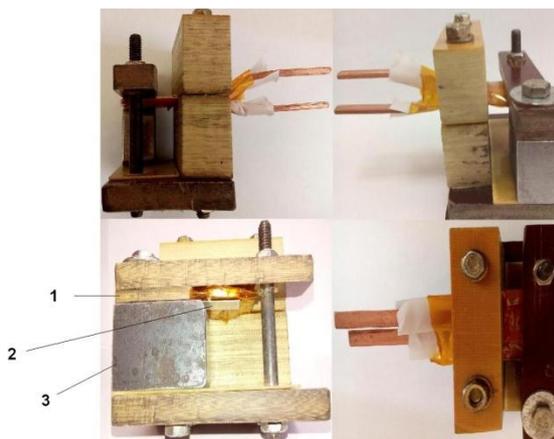


Рис. 1. Технологическая оснастка, использованная в эксперименте: 1 – прижим; 2 – заготовка; 3 – формблок.

Величина магнитно-импульсной энергии при гибке также подбирается в ходе эксперимента с целью получения требуемого качества. Заготовка 2 располагается между прижимом 1 и стальным формблоком 3. Непосредственно магнитно-импульсному воздействию подвергается свободная часть заготовки. В результате

экспериментов была определена необходимая величина магнитно-импульсной энергии, минимальный радиус и уголгиба.

Результаты эксперимента приведены на рисунке 2.



Рис. 2. Результаты эксперимента

Установлено, что динамическая нагрузка повышает предельные возможности процесса гибки для материала АМг6 на (15-20)%.

Библиографический список

1. Романовский, В.П. Справочник по холодной штамповке [Текст]/ В. П. Романовский// 6-е изд., перераб. и доп. – Л.: Машиностроение. Ленингр. отд-ние, 1979. – 520с., ил.
2. 54. Пат. 2 465 088 С2 Российская федерация, МПК В21D 26/14 Способ изготовления индуктора для магнитно – импульсной обработки металлов и приспособление для изготовления индуктора гибкой [Текст]/ Сидоренков Е.Н., Шульман Ю.Я., Макитрук П.М., Квасников Д.А. заявитель и патентообладатель Федеральное Государственное унитарное предприятие "Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева". № 2010151507/02; заявл 27.06.2012.; опубл. : 27.10.2012.; Бюл. № 30. - 9с.

УДК 669.35.71

НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ В КОСМИЧЕСКОМ МАШИНОСТРОЕНИИ

Бадаева О. Ю., Никитина Ю. В.

Школа №154, г. Самара

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В последние годы развитие космонавтики заметно замедлилось, что обусловлено понятными причинами, связанными с мировым экономическим кризисом. Но при детальном рассмотрении проблем можно выделить и технические стороны, влияющие на темпы развития, например, недостаток в новых сверхпрочных конструкционных материалах. Разработкой композитов занимаются многочисленные фирмы и научные институты, что позволяет компенсировать недостаток в развитии авиационных и космических технологий. Самарский регион носит статус аэрокосмического кластера, поэтому наш регион занимается конструкторскими, технологическими задачами и проблемами материаловедения, а предложенная тема является актуальной.

Главной целью работы является анализ применяемых в космическом машиностроении материалов, а также материалов, над разработкой которых работают ученые.

По технологичности и качеству наибольшее распространение получили композиционные материалы, представляющие собой конструкционные материалы, состоящие из двух или более разнородных компонентов и одной основы (связующим или матрицей). Композиты для авиационной и космической отрасли должны отличаться высокой жаропрочностью и ползучестью. Ряд таких композитов уже широко используются. Наиболее ярким примером является Боинг 787 DREAMLINER, который состоит из 70% композиционных материалов. В России можно выделить самолет ТУ-334, где органы управления и механизация крыла выполнены из композитов [2]. Из военной техники можно выделить новый Су-47 «Беркут», большая часть фюзеляжа и крылья которого выполнены из углепластика. Применение такого материала имеет ряд преимуществ, например, вес конструкции снижается на 20 – 25%, снижается расход топлива, снижаются трудозатраты и прочее, но есть существенный недостаток – это снижение боевой живучести для военной техники. Не только конструкторы ОКБ «Сухой» озабочены такой проблемой, нехватка конструкционных материалов получила более широкое значение. В связи с этим по указу Президента до 2030 года приоритетной научной отраслью является материаловедение.

Заменить композиты на классические сплавы при сочетании различных легирующих элементов невозможно. Использование полностью металлических композитов также не даст существенного улучшения в технологичности конструкций авиационной техники, поэтому в течение последних 15 лет ученые многих стран занимаются производством композитов дисперсно упрочненных карбидами, боридами и прочими соединениями с повышенными механическими характеристиками. Такими сплавами являются алюмоматричные композиционные материалы (АМКМ) с повышенными свойствами жесткости и удельной прочности, высокой демпфирующей способностью, износостойкостью и трибологическими свойствами при сохранении высоких электро- и теплопроводностью и малого удельного веса. Введение в алюминиевую матрицу небольшого количества керамических частиц (2...10%) вызывает улучшение механических свойств КМ в широком интервале температур [3].

Однако применение керамических частиц микронного размера от 0,5 до 50 мкм для армирования алюминиевых сплавов, наряду с положительными эффектами,

приводит и к таким недостаткам, как низкая трещиностойкость, невысокие твердость и прочность при повышенных температурах, плохая механическая обрабатываемость. Преодолеть эти недостатки можно при уменьшении размера армирующих керамических частиц до наноуровня (менее 0,1 мкм или 100 нм). При таком уменьшении размера начинают работать другие механизмы упрочнения, чем при армировании микроразмерными частицами. При этом значительное изменение свойств АМКМ достигается при существенно меньшем содержании армирующей фазы, поэтому количество частиц в сплаве как правило не превышает 20 – 25%.

В настоящее время ряд самарских предприятий и учебных заведений занимаются разработкой востребованных материалов на основе сплавов АК8М, АК12пч, АМг6 и А7, армированных частицами карбидов, нитридов и боридов. Следует отметить, что с 2013 года проведено более 1000 экспериментов по созданию АМКМ и работа продлена до 2017 года, после чего ожидается апробация разработанных материалов в реальных условиях эксплуатации космических кораблей.

Кроме КМ упрочненными нанодисперсными частицами в аэрокосмической отрасли широко применяются углепластики и прочие неметаллические материалы. Углепластики обладают малым весом, не подвержены коррозии, имеют высокий модуль упругости и прочности, поэтому их используют в качестве материалов обшивки корабля. Применение армированных пластиков приводит к увеличению мощности двигателей, скорости, высоты подъема, снижению веса самолета, расхода топлива и т.д. Кроме того, вес композитных деталей составляет не больше 20% аналогичных деталей из алюминия, при превосходящей прочности, гибкости и устойчивости к давлению. Стекловолоконные, арамидные и углеволоконные композиты не содержат формальдегида, ядовитых газов, например, метанола. Как следствие, в готовом виде детали из композитов весьма экологичны в использовании, не требуют особенного ухода. При регулярной очистке композитные детали годами выглядят как новые. Первый четырехместный Windecker Eagle самолет, построенный полностью из композитных материалов был построен в 1967 году.

Библиографический список:

1. Композиционные материалы [Электронный ресурс]. – www.esi-russia.ru (дата обращения: 04.02.2016г.).
2. Михеев, Р.С., Дискретно-армированные композиционные материалы системы Al-TiC [Текст]/Р.С. Михеев, Т.А. Чернышова// Заготовительные производства в машиностроении. – 2008. – №11. – С. 44-53.

УДК 629.78

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ШТАМПОВКИ ДЕТАЛИ «КОЛЬЦО ПОДШИПНИКА» С ПОМОЩЬЮ ПРОГРАММНОГО ПРОДУКТА «QFORM»

Барманов И. С., Данилова Д. Ю.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Подшипники качения широко используются в машиностроении в качестве опор валов. К кольцам подшипника предъявляются эксплуатационные требования, которые определяют выбор исходного материала для их изготовления. Они должны обладать износостойкостью, высоким сопротивлением пластическим деформациям и др. Широкое применение нашла сталь ШХ-15, поэтому она и была выбрана для моделирования процесса штамповки [1].

Самым распространенным способом изготовления поковок колец подшипников является штамповка на молотах. Процесс получения заданной детали будет состоять из следующих операций: осадка, штамповка, пробивка отверстия, обрезка облоя, контроль качества. Для моделирования процесса штамповки применяется программный комплекс QuantorForm-2D. Заготовка является осесимметричной, построение которой выполнено в САД-системе «Компас». Результаты были экспортированы в формате «dxf». На рисунке 1 представлен эскиз поковки кольца.

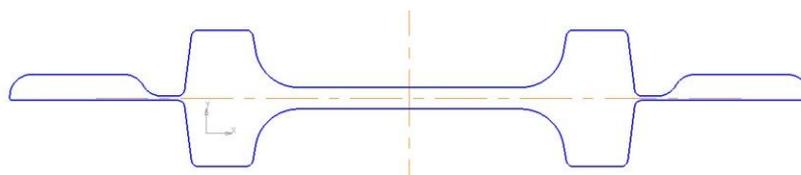


Рис. 1. Эскиз поковки кольца

Осадка производилась на молоте с массой падающих частей 5 и 2 тонны. После проведения осадки заготовки до высоты 35 мм, заготовка была перенесена в процесс штамповки. В программе конечно-элементная сетка на поверхности и в объеме штампов и заготовки автоматически строится и перестраивается в процессе вычислений по мере необходимости.

На рисунке 2 представлен фрагмент детали после завершения процесса штамповки на 5-ти тонном молоте. Из рисунка 2 видно, что при моделировании в двух местах появились так называемые «красные точки», которые свидетельствуют о наличии в данном месте ошибки моделирования – в данных местах возможно образование дефекта. Один дефект расположен в области облойного моста, второй – в области припуска. Поскольку данные области подлежат механической обработке, то влияние на свойства детали они не оказывают. При моделировании на 2-х тонном молоте дефект образовался только в области облойной канавки, который также не влияет на качество изделия.

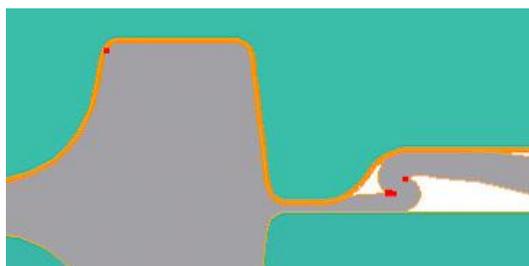
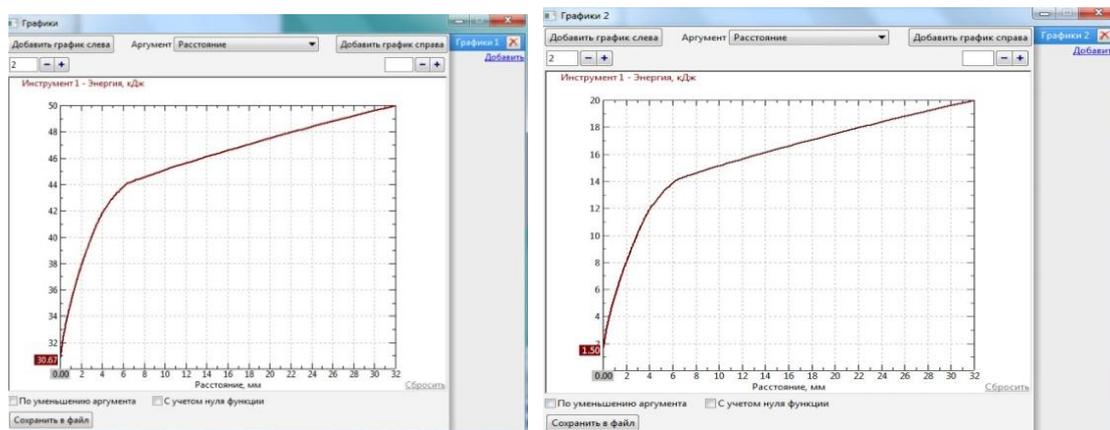


Рис.2. Образование дефектов

На рисунке 3 показаны графики энергии молотов. Графики не содержат резких изломов и пиков, что свидетельствует о правильном и плавном деформировании.



а)

б)

Рис. 3. Графики энергии 5-ти (а) и 2-х (б) тонного молотов

Выводы:

1. Выполнено моделирование процесса штамповки детали «Кольцо подшипника».
2. По результатам моделирования можно оценить качество получаемых деталей путем выявления дефектных областей («красных точек»).
3. Целесообразно применять 2 тонный молот, поскольку в этом случае образуется меньше дефектов, а также будут меньше энергозатраты на изготовление деталей.
4. Правильность деформирования детали подтверждается плавными графиками энергии молотов.

Библиографический список:

1. Спришевский, А. И. Подшипники качения. [Текст] / А.И. Спришевский. – М.: «Машиностроение», 1968. – 632 с.

УДК 537.52

МАГНЕТРОННОЕ РАСПЫЛЕНИЕ ЖИДКОФАЗНОГО КАТОДА

Булычев В. С., Духопельников Д. В.

Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана
(национальный исследовательский университет), г. Москва

Современная ракетно-космическая промышленность требует совершенствования методов обработки конструкционных материалов, в частности, улучшение или изменение свойств поверхности, по сравнению с материалом подложки (детали). Одним из способов модификации поверхности деталей двигателей летательных аппаратов является применение магнетронных распылительных систем (МРС). Данный метод позволяет наносить плотные качественные пленки с высокой адгезией [1-2].

Основной проблемой магнетронных распылительных систем является высокая энергетическая цена атома в наносимом покрытии. Наиболее очевидным способом решения этой проблемы является увеличение коэффициента катодного распыления. Перевод катода в жидкую фазу позволяет увеличить скорость нанесения покрытия и снижает энергозатраты при сохранении качества покрытий [3-4]. При этом скорость роста покрытия и энергозатраты становятся сравнимыми с методами дугового испарения, электронно-лучевого испарения и гальваникой.

Целью данной работы являлась оценка изменения коэффициентов катодного распыления с учетом количества вещества, уносимого с катода за счет термического испарения, и исследование изменения параметров разряда при изменении фазового состояния катода.

Работа проводилась на экспериментальной вакуумной установке. Магнетронная распылительная система располагалась внутри камеры. Исследования проводились на медном и алюминиевом катодах. Конструкция тигля обеспечивала минимальный тепловой контакт с водоохлаждаемой магнитной системой, что приводило к быстрому плавлению катода при ионной бомбардировке.

При повышении температуры катода выше температуры плавления, помимо катодного распыления, значительную роль начинают играть процессы термического испарения. Поэтому для более точной оценки коэффициента катодного распыления из жидкой фазы необходимо минимизировать испарительную составляющую. Для этого температура расплавленного катода в стационарном режиме поддерживалась выше температуры плавления на 50 К, а также время работы МРС t выбиралось таким образом, чтобы время распыления катода в жидком состоянии значительно превышало время плавления катода.

Коэффициент катодного распыления определялся по разности масс катода до и после процесса распыления Δm_p с учетом массы унесенной за счет термического испарения Δm_u :

$$S = \frac{e(\Delta m_p - \Delta m_u)}{m_p M_a I t}$$

где $e = 1,6 \cdot 10^{-19}$ – элементарный электрический заряд, Кл;

$m_p = 1,67 \cdot 10^{-27}$ – масса протона, кг;

M_a – атомная масса исследуемого материала, а.е.м.;

I – ионный ток, А;

Масса испаренного вещества Δm_u определялась по закону Герца-Кнудсена [5] с учетом закона Клайперона-Клазиуса для давления насыщенных паров [6].

В таблице приведены полученные коэффициенты распыления алюминия и меди в жидком состоянии в сравнении с коэффициентами распыления в твердом состоянии при одинаковых средних энергиях ионов (400 эВ для меди и 300 эВ для алюминия).

Коэффициент распыления	Распыляемый материал		Доля уноса массы за счет термического испарения $\frac{\Delta m_u}{\Delta m_p}$	
	Медь	Алюминий	Медь	Алюминий
Средняя энергия ионов, эВ	400	300	400	300
Коэффициент распыления из твердого состояния	1,8	0,6	—	—
Коэффициент распыления из жидкого состояния в среде аргона	2,1	1,0	14%	0,06%
Коэффициент распыления из жидкого состояния в режиме самораспыления	4,2	—	8%	—

Эксперименты показали, что коэффициенты катодного распыления меди и алюминия из жидкого состояния превышают коэффициент катодного распыления из твердого состояния.

Полученные данные показывают, что рост скорости уноса массы с катода (возрастание скорости роста покрытия) связан как с ростом коэффициента катодного распыления, так и с ростом скорости термического испарения. При высоких температурах катода скорость термического испарения может значительно превышать скорость катодного распыления.

Библиографический список

1. Духопельников Д.В. Магнетронные распылительные системы. В 2 ч. Ч1: устройство, принципы работы, применение. М.: Изд. МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 53 с.
2. Марахтанов, М.К. Трибологические свойства серебряных покрытий, полученных методом магнетронного распыления [Текст]/ М. К. Марахтанов, Д. В. Духопельников, Е. В. Воробьев, Д. В. Кириллов // Наноинженерия. – 2014. – № 9 (39). – С. 30-32.
3. Гвоздев В.В. Исследование магнетронных распылительных систем с жидкометаллическим катодом с целью увеличения производительности и снижения энергозатрат процесса катодного распыления: Дис. канд. техн. наук. – Москва, 1999.
4. Духопельников, Д. В. Магнетронный разряд с жидкофазным катодом [Текст]/ Д. В. Духопельников, В. С. Булычев, Е. В. Воробьев // Вакуумная техника, материалы и технологии. Новелла. – 2016. – С. 108-112.
5. Майссел, Л., Гленга, Р. Технология тонких пленок. Справочник. Т.1[Текст]/ Л. Майссел, Р. Гленга // . – М.: Советское радио, 1977.- 644 с. (Ин. Изд.: Maissel L., Glang R. Handbook of thin film technology. New York, McGraw-Hill Book Company, 1970).
6. Грошковский Я. Техника высокого вакуума. – М.: Мир, 1975 – 623 с. (Ин. Изд.: Groszkowski J. Technika wysokiej prozni. Warszawa, Wydawnictwa naukowo-techniczne, 1972).

УДК 621.73.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ШТАМПОВОЙ ОСНАСТКИ ДЛЯ ДЕТАЛИ «РЫЧАГ ОСВОБОЖДЕНИЯ» В СИСТЕМЕ SIEMENS NX

Вольф В. Б., Звонов С. Ю.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В настоящее время требования по качеству деталей и ускорению выпуска новой продукции предприятиям, занимающимся ОМД, в частности, холодной листовой штамповкой, необходимо использовать современные CAD/CAE/CAM системы, отвечающие международным стандартам. В данной работе рассматривается проектирование штамповой оснастки в системе Siemens NX

Эскиз детали «Рычаг освобождения» далее «Рычаг» представлен на рисунке 1.

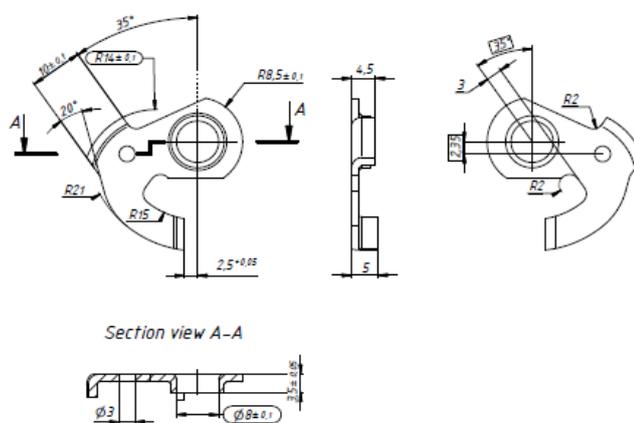


Рис. 1. Эскиз детали «Рычаг»

Раскрой полосы разработан с помощью команды «Компоновка заготовки» (рис. 2).



Рис. 2. Компоновка заготовки

Проектирование штампа начинается с проектирования технологического процесса. Для этого задается последовательность операций листовой штамповки (рис. 3).



Рис. 3. Последовательность операций штамповки

На следующем этапе необходимо скомпоновать полосу с учетом отходов и переходов формообразования (рис. 4).

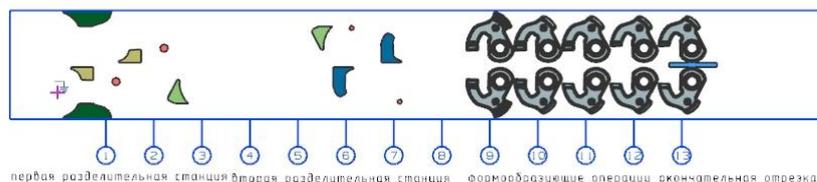


Рис. 4. Компоновка детали «Рычаг» с учетом отходов и переходов формообразования
На рисунке 5 представлено окно настроек проектирования штампа.



Рис. 5. Окно настроек проектирования штампа

На рисунке 6 представлен спроектированный инструмент для разделительных и формообразующих операций.

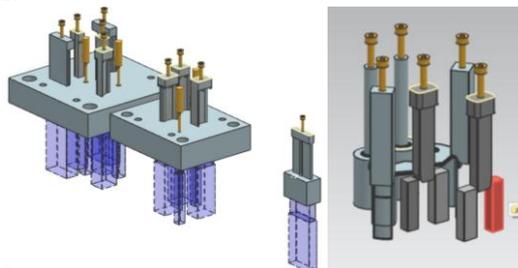


Рис. 6. Инструмент для разделительных и формообразующих операций
Спроектированный пакет штампа детали «Рычаг» представлен на рисунке 7.

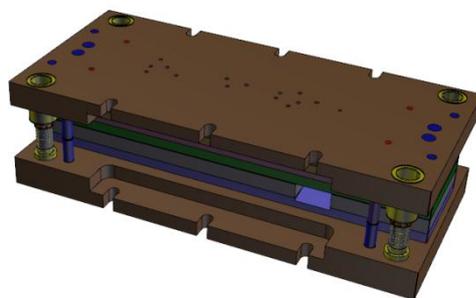


Рис. 7. Пакет штампа детали «Рычаг»

Автоматизированное проектирование штампов в системе Siemens NX позволяет ускорить проектирование штамповой оснастки, а также сократить ошибки связанные с проектированием, производить симуляцию штамповки. Это позволяет производить продукцию высокого качества, сокращая время выпуска новой продукции.

Библиографический список

1. Романовский В.П. Справочник по холодной штамповке [Текст]: 6-е изд., перераб. и доп. – Л.: Машиностроение. Ленингр. Отделение, 1979. – 520с., ил.
2. Почекуев Е.Н. Проектирование штампов для последовательной листовой штамповки в системе NX: учеб. пособие/Путеев П.А., Шенбергер П.Н. – М.: ДМК Пресс, 2012. – 336 с.: ил.

УДК 539.216.2

РАСЧЕТ ПРОЦЕССА ФОРМИРОВАНИЯ ТОНКОПЛЕНОЧНОЙ СТРУКТУРЫ $BaSi_2/Si$ ПРИ ОБРАБОТКЕ ЛАЗЕРНЫМ ИЗЛУЧЕНИЕМ, ПЕРСПЕКТИВНОГО МАТЕРИАЛА ДЛЯ ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ

Дубов В. Л. Фомин Д. В.

Амурский государственный университет, г. Благовещенск

Проблема обеспечения энергией искусственных спутников Земли в настоящий момент является одной из основных при проектировании [1]. Наиболее распространенным материалом при конструировании солнечных батарей для космических аппаратов считается GaAs, так как имеет достаточно высокий КПД при простой схеме производства [2]. Однако такой материал стоит дороже материалов, основанных на кремнии. Также при увеличении КПД кремниевых фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) до КПД арсенидо-галиевых ФЭП, последние могут быть заменены на более дешевые аналоги. Теоретические исследования показывают, что одним из возможных материалов для ФЭП может стать тонкопленочный $BaSi_2$ на Si [3]. Уже сейчас, на этапе лабораторных исследований, он показывает КПД более 9,9% [4].

Целью данной работы было численное моделирование процессов нагрева 248 нм наносекундным лазерным излучением 100 нм аморфных пленок из бария и кремния на кристаллической кремниевой подложке для оценки возможности их кристаллизации. Как известно, для кристаллизации кремниевых нанометровых пленок достаточна критическая температура, которая ниже температуры плавления [5]. Такой температурой для кристаллизации пленок дисилицида бария является $T=873K$ [4]. Расчет нагрева был выполнен методом неявной конечно-разностной схемы со сглаженными коэффициентами [6].

Согласно проведенным расчетам, по всей толщине пленки температура превышает критическую при плотности энергии лазерного излучения свыше $3\ 000\ Дж/м^2$ (рис 1).

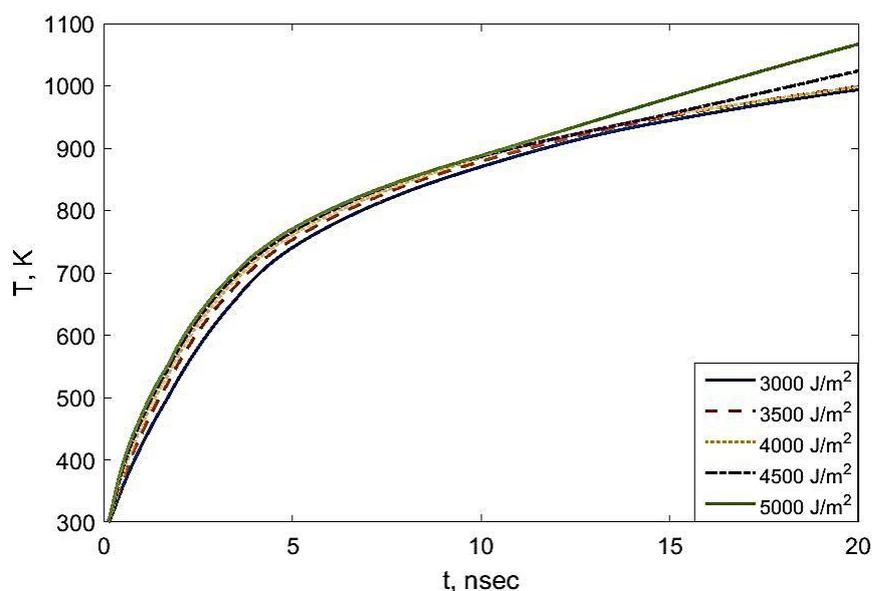


Рис. 1. Зависимость температуры на границе пленки и подложки от времени при различных энергиях лазера

При этом температура на поверхности незначительно превышает температуру плавления аморфной пленки из бария и кремния (рис 2), что позволяет не учитывать испарения атомов с поверхности при плотностях энергии ниже $5\,000\text{ Дж/м}^2$.

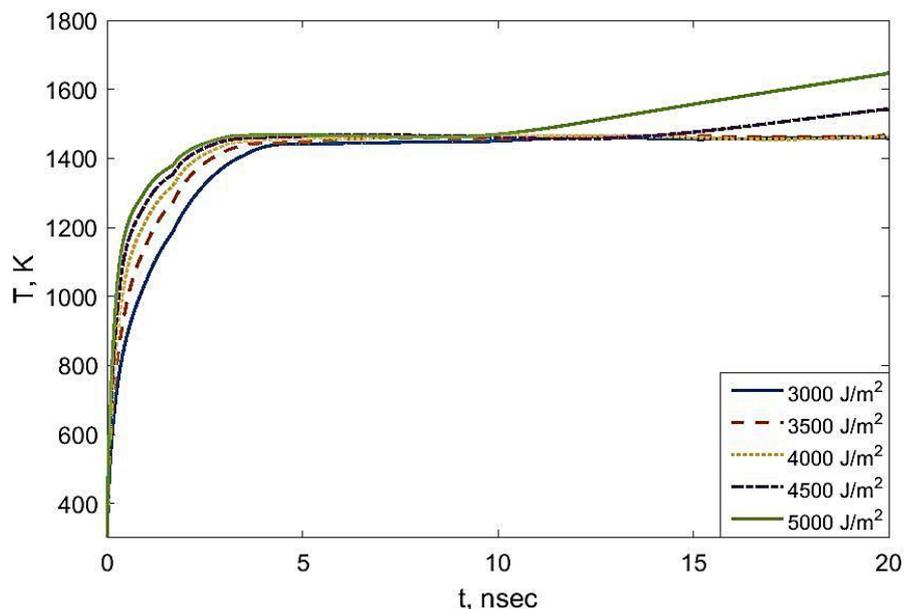


Рис. 2. Зависимость температуры на поверхности пленки от времени при различных энергиях лазера

Полученные результаты показывают, что кристаллизация 100 нм аморфных пленок из бария и кремния на кристаллической кремниевой подложке при воздействии 248 нм наносекундным лазерным излучением возможна [5], однако требует экспериментальной проверки.

Библиографический список

1. Подвальный, С. Л., Васильев, Е. М. Моделирование многоуровневой бортовой системы электроснабжения с фотоэлектрическими преобразователями энергии [Текст]/ С. Л. Подвальный, Е. М. Васильев // Известия Самарского научного центра Российской академии наук, том 18, №2(3), 2016
2. Андреевич, Д.Р. Анализ солнечных батарей современных производителей [Тест]/ Д. Р. Андреевич // Современная наука и практика, №4 2015
3. Дубов, В. Л., Фомин, Д. В. BaSi₂ - перспективный материал для фотоэлектрических преобразователей [Текст]/ В. Л. Дубов, Д. В. Фомин // Успехи прикладной физики, Т. 4, № 6, 2016., С.599 - 605.
4. Effect of p-BaSi₂ layer thickness on the solar cell performance of p-BaSi₂/n-Si heterojunction solar cells / Suguru Yachi, Ryota Takabe, Kaoru Toko, and Takashi Suemasu // Japanese Journal of Applied Physics 56, 05DB03 (2017)
5. Melting temperature and explosive crystallization of amorphous silicon during pulsed laser irradiation / Michael O. Thompson, G.J. Galvin, J.W. Mayer // Physical review letters, N.26 V.52, 1984
6. Самарский, А. А., Вабищевич, П.Н., Вычислительная теплопередача [Текст]/ А. А. Самарский, П. Н. Вабищевич // М: Едиториал УРСС, 2003. — 784 с.

УДК: 629.7.018.4:620.178.3

ВЫЯВЛЕНИЕ ТРЕЩИН В ЭЛЕМЕНТАХ ПЛАНЕРА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО ПАРАМЕТРАМ ВИБРАЦИЙ

Жуков Е. П.^{1,2}, Маленкова В. В.^{1,2}, Бернс В. А.^{1,2}

¹Новосибирский государственный технический университет, г. Новосибирск

²«СибНИА им. С. А. Чаплыгина», г. Новосибирск

Широкое распространение в машиностроении нашли методы оценки технического состояния объектов по параметрам вибраций [2, 5]. Вибрационные методы можно условно разделить на пассивные и активные. В первом случае исследуются сигналы, получаемые при функционировании контролируемого объекта, а во втором – соответствующая информация получается при приложении к нему специально заданных воздействий. Пассивные методы применяются для диагностирования, в основном, машин и механизмов, имеющих вращающиеся части (подшипники, соединительные муфты, механические передачи и т.д.) [2].

В вибрационной диагностике конструкций применяются активные методы, основанные на том, что повреждения оказывают влияние на жесткость и демпфирование механических систем, что приводит к изменению характеристик их отклика на вибрационное воздействие [2-5]. Используются также методы, основанные на изменении характеристик распространения упругих волн в материале после появления дефекта [6]. Следует отметить, что в большей части работ представлены результаты исследований гладких образцов (балок, пластин), содержащих определенную тип неоднородности (отверстие, трещина, расслоение и т.д.).

Задачей проводимого исследования является повышение достоверности и информативности в оценке наличия повреждений сложных конструкций, имеющих отверстия, вырезы и условно неподвижные соединения, определение момента появления дефекта и его местоположения. Для этого предлагается метод выявления трещин по нелинейным искажениям портретов колебаний объекта контроля при внешнем гармоническом воздействии. Метод заключается в следующем. На диагностируемую конструкцию устанавливаются датчики ускорений, их количество зависит от габаритов и степени сложности конструкции. Места установки датчиков могут выбираться произвольно, но целесообразно размещать их со сгущениями в наиболее нагруженных зонах. В конструкции с помощью одного или нескольких синхронизированных источников гармонической вибрации создаются вибрационные колебания. По сигналам каждого датчика строятся портреты колебаний: развертка по оси ординат пропорциональна сигналу акселерометра, а по оси абсцисс – его первой гармонике. Для численной оценки искажений из сигнала датчика вычитается его первая гармоника, а в остатке определяется абсолютный максимум искажений за период. Величина этого максимума нормируется и принимается в качестве идентификационного признака дефекта. Подобный подход был применен в контроле люфтов в проводках управления и сухого трения в опорах отклоняемых поверхностей самолётов и показал свою эффективность [1].

Данный способ вибрационной диагностики процессов разрушения конструкций был опробован на подкрепленной панели самолета (рис. 1 а). Диагностика панели проводилась в несколько этапов. Сначала были зафиксированы динамические характеристики неповрежденной конструкции. Затем в центре панели был сделан концентратор напряжений в виде надреза. Нагружение панели осуществлялось электродинамическим вибростендом. Появление трещин обнаруживалось по

изменению портретов колебаний. Анализ искажений портретов показал возможность их использования для контроля наличия дефектов в сложных конструкциях (рис. 1 б, в).

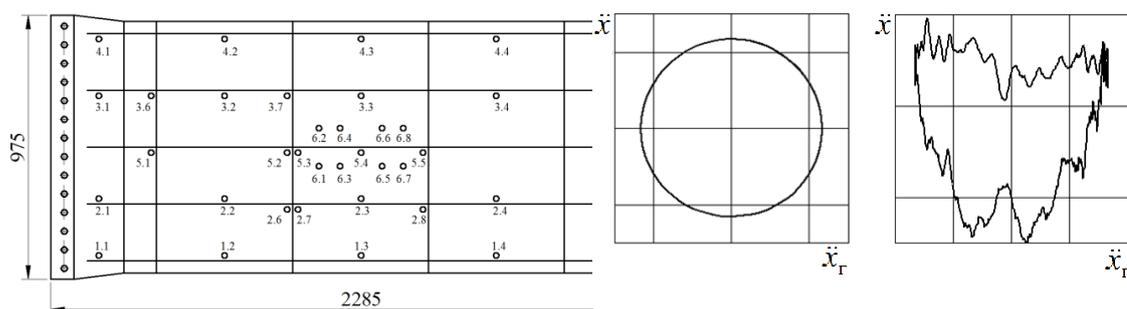


Рис. 1. Эскиз панели и портреты колебаний в контрольных точках: а) эскиз панели и схема установки датчиков; б) исходное состояние; в) панель с дефектом

Картина распределения искажений портретов колебаний по поверхности панели позволяет установить местоположения дефектов (рис. 2).

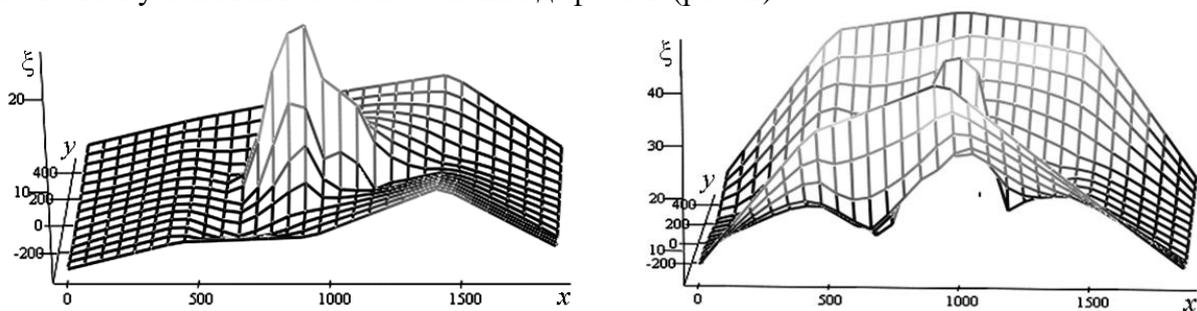


Рис. 2. Поля искажений портретов колебаний: а) надрез в центральной части; б) трещины в крайних стрингерах

Библиографический список

1. Бернс В. А., Белоусов А. И., Самуйлов В. Ф. Контроль люфтов в проводках управления летательных аппаратов по результатам резонансных испытаний отклоняемых поверхностей // Техника воздушного флота. 2010. Т. LXXXIV, № 1 (698). С. 15–19.
2. Киселев Ю. В., Киселев Д. Ю., Тиц С. Н. Вибрационная диагностика систем и конструкций авиационной техники [Электронный ресурс]: учеб. Электрон. текстовые и граф. дан. (8 Мбайт). Самара: Изд-во Самар, гос. аэрокосм, ун-та, 2012. – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM).
3. Постнов В. А., Шлоттманн Г. Использование экспериментальных данных об изменении динамических свойств упругих систем в задачах определения структурных повреждений // Вестник ННГУ. Серия Механика. 2004. № 1. С. 32–42.
4. Шевелев Н. А., Домбровский И. В. Численное исследование динамических характеристик элементов конструкций с дефектами формы // Вестник ПГТУ. Механика. 2009. № 1. С. 160–163.
5. Doebling S. W., Farrar C. R., Prime M. B., Shevitz D. W. Damage Identification and Health Monitoring of Structural and Mechanical Systems from Changes in Their Vibration Characteristics: A Literature Review. Technical Report LA-13070-MS, Los Alamos National Laboratory, Los Alamos, NM. (United States). 1996. 132 p.
6. Kessler S. S., Spearing M. S., Soutis C. Structural health monitoring in composite materials using Lamb wave methods // Smart Materials and Structures. 2002. Vol. 11. P. 269–278.

УДК: 629.7.018.4

СПОСОБ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ СОБСТВЕННЫХ ТОНОВ КОЛЕБАНИЙ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ МОДАЛЬНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Жуков Е. П.^{1,2}, Маленкова В. В.^{1,2}, Маринин Д. А.^{1,3}, Бернс В. А.^{1,2}

¹Новосибирский государственный технический университет, г. Новосибирск

²«СибНИА им. С. А. Чаплыгина», г. Новосибирск

³«ИСС» имени академика М. Ф. Решетнёва, г. Железногорск

Определение обобщенных масс, жесткостей и демпфирования собственных тонов колебаний динамических систем по результатам модальных испытаний производится по параметрам вынужденных колебаний вблизи собственных частот [2]. В этом случае минимальны погрешности их оценки из-за взаимного влияния тонов. Но в то же время наблюдается снижение точности определения обобщенной массы вблизи собственной частоты вследствие уменьшения точности измерений действительной составляющей колебаний, участвующей в расчете массы [1]. Поэтому целесообразно построить алгоритм расчета характеристик собственных тонов колебаний таким образом, чтобы ошибки измерения действительной составляющей не оказывали прямого влияния на точность определения обобщенной массы. Ниже излагается такой алгоритм.

Определение обобщенных характеристик конструкции основано на допущении о том, что вынужденные колебания системы совпадают с собственными колебаниями вблизи собственной частоты тона, то есть такие колебания можно описать одной обобщенной координатой. В качестве обобщенных координат принимаются перемещения точек нормирования тонов. Для идентификации обобщенной массы, жесткости и демпфирования тона предлагается использовать условие минимума отличия обобщенных сил, реализуемых в эксперименте, от обобщенных сил, определяющих амплитуды колебаний математической модели, равные амплитудам, зафиксированным в эксперименте. Необходимое условие экстремума функционала приводит к системе нелинейных уравнений, которую удается решить точно. При таком способе оценки обобщенных параметров не используется собственная частота тона, которая определяется независимо и с высокой точностью. Поэтому собственная частота может быть использована для контроля достоверности обобщенных масс и обобщенных жесткостей.

Проведены исследования влияния случайных ошибок измерений амплитуд колебаний на точность определения обобщенной массы. Методика этих исследований изложена в [1]. Показано, что погрешность оценки массы может не превышать погрешности измерения амплитуд колебаний при наличии определенного количества экспериментальных данных в окрестности собственной частоты тона.

Достоверность определяемых предложенным способом обобщенных характеристик собственных тонов колебаний подтверждена результатами модальных испытаний динамически подобной модели самолета Ту-334 и натуральных изделий Су-30 и Як-152 и электронасосного агрегата космического аппарата.

Библиографический список

1. Бернс, В. А. Оценка точности определения характеристик собственных тонов при наличии случайных ошибок в экспериментальных данных [Текст]/ В. А. Бернс // Вестник СибГАУ. – 2010. – № 5 (31). – С. 208–212..
2. Хейлен, В., Ламменс, С., Сас, П. Модальный анализ: теория и испытания [Текст]/ В. Хейлен, С. Ламменс, П. Сас// М.: ООО «Новатест», 2010. – 319 с.

УДК 6221.78

ЗАКОНОМЕРНОСТИ ИЗМЕНЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ИНТЕНСИВНОСТИ НАПРЯЖЕНИЙ В ПЛАСТИНАХ С КОНЦЕНТРАТОРАМИ И БЕЗ НИХ

Заболотских Т. К., Бакиров А. Б., Жарков Д. А., Сургутанова Ю. Н.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В данном исследовании были изучены закономерности изменения коэффициента интенсивности напряжений K_I (индекс I обозначает тип разрушения – отрыв) с увеличением глубины трещины в пластинах различных размеров поперечного сечения при наличии концентраторов напряжений и без них [1,2].

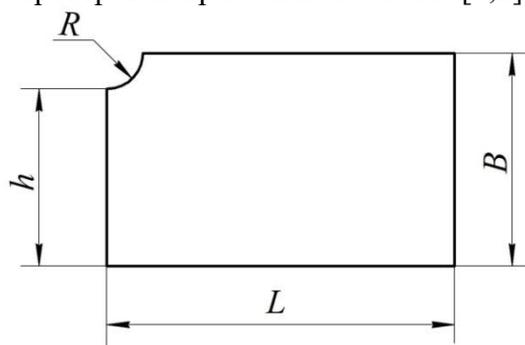


Рис. 1. Пластина с концентратором

В среде программного продукта ANSYS был проведён расчёт коэффициента интенсивности напряжений K_I для плоских гладких образцов и для образцов с концентратором напряжений в виде надреза полукруглого профиля. Решалась статическая упругая задача, напряжённое состояние принималось плоским. Материал пластины принимался изотропным со следующими механическими характеристиками: модуль продольной упругости – $E = 2 \cdot 10^5$ МПа, коэффициент поперечной деформации – $\mu = 0,33$. В данной работе исследовались плоские образцы прямоугольного поперечного сечения длиной $L = 60$ мм, высотой B и высотой h в наименьшем сечении с надрезом полукруглого профиля радиуса $R = 0,5$ мм (рис.1).

При решении задачи в силу симметрии детали и напряжённого состояния моделировалась не вся пластина, а лишь её четверть.

Граничные условия назначались, исходя из симметрии модели. На правом торце задавалась внешняя нагрузка в виде растягивающих напряжений $\sigma = 300$ МПа.

Геометрический образ конечно-элементной модели пластины с полукруглым надрезом разбивался сеткой плоских 8-и узловых конечных элементов типа *Solid Quad 8 node 183*.

На основании проведённых исследований установлено, что для пластин рассматриваемых размеров без концентраторов напряжений на всём участке увеличения глубины трещины t происходит плавное увеличение коэффициента интенсивности напряжений K_I (рис. 2). Для пластин рассматриваемых размеров с концентратором в виде надреза полукруглого профиля радиуса $R = 0,5$ мм коэффициент интенсивности напряжений K_I достигает максимального значения при глубине трещины, равной примерно $0,02h$ (рис. 3), где h – высота пластины с концентратором напряжений в наименьшем сечении. Этот результат достаточно точно согласуется с размером критической глубины $t_{кр}$ нераспространяющейся трещины

усталости для сплошных цилиндрических образцов и деталей с концентраторами напряжений, определяемый по формуле $t_{кр} = 0.0216D$, которая была получена на основании многочисленных экспериментов в работах [3-5], где D – диаметр наименьшего (опасного) сечения.

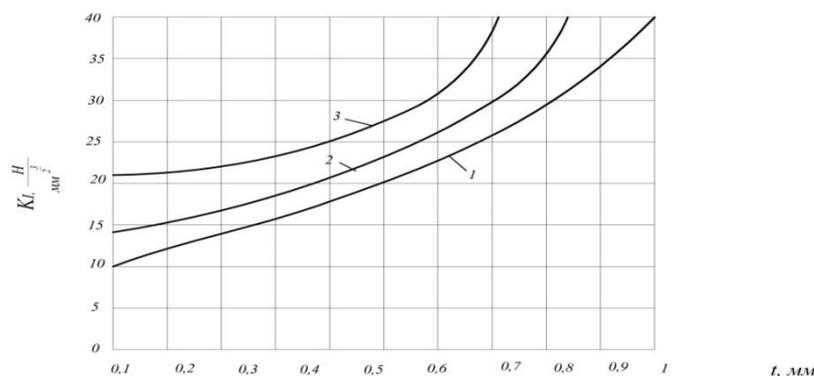


Рис. 2. Изменение коэффициента интенсивности напряжений K_I при увеличении глубины трещины в гладких пластинах: 1 – $B = 20$ мм; 2 – $B = 40$ мм; 3 – $B = 50$ мм

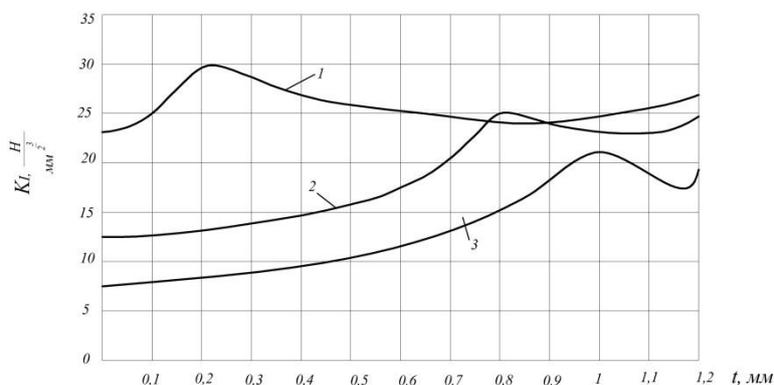


Рис. 3. Изменение коэффициента интенсивности напряжений K_I при увеличении глубины трещины в пластинах с надрезом радиуса $R = 0,5$ мм, 1 – $B = 20$ мм; 2 – $B = 40$ мм; 3 – $B = 50$ мм

Библиографический список

1. Кудрявцев, П. И. Развитие усталостных трещин в сталях в связи с поверхностным наклёпом [Текст] / П. И. Кудрявцев, Т. И. Морозова // Исследования по упрочнению деталей машин. М.: Машиностроение. – 1972. – С. 194-200.
2. Кирпичёв, В. А. Прогнозирование предела выносливости деталей при различной степени концентрации напряжений [Текст] / В. А. Кирпичёв, А. С. Букатый, А. П. Филатов, А. В. Чирков // Вестник УГАТУ. – 2011. – Т.15. – № 4 (44). – С. 81-85.
3. Павлов, В. Ф. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям [Текст] / В. Ф. Павлов, В. А. Кирпичёв, В. С. Вакулюк // Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.
4. Павлов, В. Ф. Влияние на предел выносливости величины и распределения остаточных напряжений в поверхностном слое детали с концентратором. Сообщение I. Сплошные детали [Текст] / В. Ф. Павлов // Известия вузов. Машиностроение. – 1988. – №8. – С. 22-26.
5. Иванов, С. И. Остаточные напряжения и сопротивление усталости высокоресурсных резьбовых деталей [Текст] / С. И. Иванов, В. Ф. Павлов, Б. В. Минин, В. А. Кирпичёв, Е. П. Кочеров, В. В. Головкин. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2015. – 170 с.

РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ И ЖЕСТКОСТЬ С ПОСЛЕДУЮЩЕЙ ОПТИМИЗАЦИЕЙ ПЛАТФОРМЫ ГЛАВНОГО ЗЕРКАЛА ТЕЛЕСКОПА

Захаров В. О., Еникеев Т. М., Скворцов Ю. В., Альмурзин П. П.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

At present, most engineering structures are made of composite materials. The property of these structures is of the greatest interest.

Platform which maintains the main mirror of space telescope is made using carbon-fiber-reinforced polymer. This is a 1.6-meter three-layer platform. There are two mass elements which applied by means of twelve sleeves. Sleeves are made using titanium.

Structural model is analyzed by using Computer-Aided-Engineering program MSC.Patran/Nastran. Properties of solid body are applied to the parts of platform. Then whole 3D-model is meshed on tetra finite-elements. Fixes are applied on the bottom edge of construction. Two mass finite-elements are attached to platform by twelve points which are associated with finite-elements-model. Platform is under inertial load.

After the analysis we have results such as the lowest natural frequency is about 72 Hz, and the highest deformation is about 2 mm. However, frequency must be 81 Hz. Therefore, we have to optimize the construction of platform: thickness of stiffener ribs was increased; points, where the mass elements are connected to platform, were strengthened. After the re-analysis we have received acceptable results: lowest natural frequency is about 82 Hz, and the highest deformation is about 2 mm.

The highest stress that we have received is about 5 mega pascal. This amount of stress is in the fix points and places that carry the weight of mass elements.

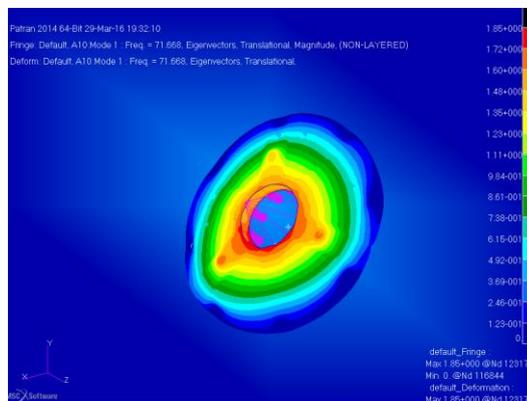


Fig. 1. Results

УДК 621.787:539.31

ВЛИЯНИЕ АСИММЕТРИИ ЦИКЛА НАПРЯЖЕНИЙ НА ПРЕДЕЛЬНУЮ АМПЛИТУДУ РЕЗЬБОВЫХ ДЕТАЛЕЙ

Злобин А. С., Рунова К. В., Павлов В. Ф.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Наблюдаемые на практике изменения характеристик сопротивления усталости резьбовых деталей, связанные с изменениями конструктивных, технологических и эксплуатационных факторов, обусловлены, в основном, характером распределения остаточных напряжений во впадинах резьбы [1]. В настоящем исследовании изучено совместное влияние средних напряжений и остаточных напряжений во впадинах резьбы на предельную амплитуду цикла резьбовых деталей.

Влияние асимметрии цикла напряжений на сопротивление многоциклового усталости исследовалось на болтах М6 из сплава ВТ16. Половина всех болтов после накатывания резьбы подвергалась отжигу для снятия остаточных напряжений, наведённых при изготовлении резьбы. В отожжённых после накатывания болтах остаточные напряжения практически отсутствовали. Резьба другой половины болтов накатывалась на предварительно отожжённых заготовках. Остаточные напряжения в опасном сечении болтов как до испытаний на усталость, так и после определялись по методике, описанной в работе [1]. Результаты экспериментального определения предельной амплитуды цикла напряжений σ_{Ra} при различных средних напряжениях цикла σ_m и расчёта критерия среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ [2] представлены в табл. 1.

Таблица 1. Результаты испытаний болтов на усталость

σ_m , МПа	σ_{Ra} , МПа		$\bar{\sigma}_{ост}$, МПа	Опыт	Расчёт
	накатывание + отжиг	отжиг + накатывание			
200	46	153	-1030	107	103
350	44	123		79	72
400	39	111		72	68
600	37	61		24	16

Для резьбы М6 с гайкой при радиусе впадин $\rho_0 = 0,17$ мм теоретический коэффициент концентрации напряжений $\alpha_\sigma = 6,2$ [3], эффективный коэффициент концентрации напряжений K_σ принимался равным α_σ . По методике, изложенной в работе [2], при указанных параметрах строилась диаграмма предельных амплитуд цикла напряжений 1 (рис. 1) для болтов без остаточных напряжений, то есть для отожжённых после накатывания резьбы болтов.

При построении диаграммы предельных амплитуд цикла напряжений 2 (рис. 1) болтов со сжимающими остаточными напряжениями, то есть для накатанных после отжига болтов, использовалась зависимость для вычисления приращения предельной амплитуды цикла $\Delta\sigma_{Ra}^{pac}$, полученная в работе [2] в следующем виде:

$$\Delta\sigma_{Ra}^{pac} = \bar{\psi}_\sigma |\bar{\sigma}_{ocm}| - \frac{\sigma_{-1p} (\sigma_m - \sigma_m^T)}{S_k}, \quad (1)$$

где $\bar{\psi}_\sigma$ – коэффициент влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости болтов при растяжении-сжатии в случае симметричного цикла; σ_m^T – среднее напряжение цикла, при котором в резьбе болтов без остаточных напряжений появляются первые пластические деформации.

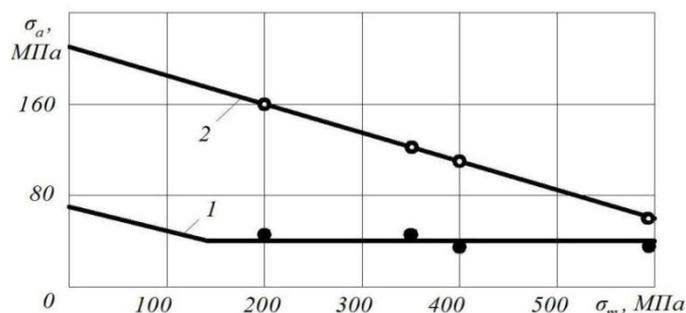


Рис. 1. Диаграммы предельных амплитуд цикла напряжений болтов М6 из сплава ВТ16, накатанных до (1) и после (2) отжига: ● – накатывание + отжиг, ○ – отжиг + накатывание

В работе [2] приведены следующие зависимости для коэффициента $\bar{\psi}_\sigma$:

$$\begin{aligned} \bar{\psi}_\sigma &= 0,612 - 0,081\alpha_\sigma, \\ \bar{\psi}_\sigma &= 0,514 - 0,065K_\sigma. \quad (2) \end{aligned}$$

Если в формулах (2) положить $\alpha_\sigma = K_\sigma = 6,2$ [3], то коэффициент $\bar{\psi}_\sigma$ будет равен 0,11.

Используя полученное значение $\bar{\psi}_\sigma = 0,11$, вычислялось приращение предела выносливости болтов при симметричном цикле по формуле (1) и строилась диаграмма 2 (рис. 1) предельных амплитуд цикла накатанных после отжига болтов.

На построенные расчётным путём диаграммы (рис. 1) нанесены результаты экспериментов, представленные в табл. 1. Видно, что опытные данные достаточно близки к расчётным, поэтому предложенная в работе [2] методика построения диаграммы предельных амплитуд цикла напряжений может быть использована для определения предельной амплитуды резьбовых деталей.

Полученные данные объясняют результаты исследований о влиянии усилия затяжки на прочность резьбовых соединений при переменных напряжениях. Для термообработанной, нарезанной и шлифованной резьбы, где толщина слоя с остаточными напряжениями и их величина незначительны, предельная амплитуда σ_{Ra} практически не зависит от среднего напряжения σ_m .

Библиографический список

1. Иванов, С. И. Остаточные напряжения и сопротивление усталости высокоресурсных резьбовых деталей [Текст] / С. И. Иванов, В. Ф. Павлов, Б. В. Минин, В. А. Кирпичёв, Е. П. Кочеров, В. В. Головкин. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2015. – 170 с.
2. Павлов, В. Ф. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям [Текст] / В. Ф. Павлов, В. А. Кирпичёв, В. С. Вакулюк// Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.
3. Биргер, И. А. Резьбовые соединения [Текст] / И. А. Биргер, Г. Б. Иосилевич// М.: Машгиз, 1973. – 256 с.

УДК 620/22-419(063), 541.6 (063)

ВЛИЯНИЕ ДИСПЕРСНЫХ НАПОЛНИТЕЛЕЙ РАЗЛИЧНОЙ ПРИРОДЫ НА СТРУКТУРУ И СВОЙСТВА ЭПОКСИДНОГО ПОЛИМЕРА

Ибатуллин И. М., Гафиятуллина С. И., Камалов А. Н., Магсумова А. Ф.

Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А. Н. Туполева – КАИ, г. Казань

На сегодняшний день широкий спектр применения находят полимерные композиционные материалы на основе эпоксидных смол с добавлением дисперсных наполнителей различной природы [1]. Объясняется это различными причинами, начиная от придания материалу каких-либо функциональных свойств и заканчивая элементарным удешевлением продукции.

Целью данной работы было исследование реологических, механических и диэлектрических свойств эпоксидных композиций, наполненных дисперсными углеродными частицами различной природы. Объектами исследования служили: эпоксидная смола ЭД-22 в качестве основы, отвердитель ПЭПА, шунгитовый порошок, различные марки технического углерода, такие как П234, П514, К354, Т900.

Реологические исследования проводились на ротационном реометре Rheostress 6000 в двух режимах: изучалось влияние температуры и скорости сдвига для наполненных эпоксидных композиций. У некоторых образцов был зафиксирован локальный минимум вязкости. К примеру, у композиции с техническим углеродом П234 при наполнении 1% масс значение вязкости ниже, чем у исходного связующего при комнатной температуре. Подобная зависимость была обнаружена в [2]. Зависимость модуля упругости наполненных полимеров от концентрации углеродных частиц различной природы были получены на динамическом механическом анализаторе ДМА Q800. При изучении механических свойств было показано как углеродсодержащие наполнители при их относительно невысоком процентном содержании в составе исследуемых образцов влияют на модуль упругости при изгибе. В ходе эксперимента было выявлено, что применение большинства углеродных наполнителей приводило к росту модуля упругости, наилучший показатель наблюдали у образца, наполненного техническим углеродом марки Т900 при его содержании 1% масс. Диэлектрические свойства измерялись в частотном диапазоне от 8-12 ГГц. Наполнение исследуемых образцов было до 30% масс. За искомые параметры были приняты диэлектрическая проницаемость ϵ' и тангенс диэлектрических потерь $\text{tg}\delta$. Для определения этих величин был использован векторный анализатор цепей Е5071С. По результатам измерений было видно, что значение диэлектрической проницаемости во всем частотном диапазоне для каждого образца менялось незначительно. С увеличением концентрации наполнителей в составе полимера значение диэлектрической проницаемости и тангенса диэлектрических потерь имело тенденцию увеличиваться. Наибольшие значения электротехнических показателей обнаружены для материалов, наполненных техническим углеродом марок П514 и П234.

Библиографический список

1. Бондалетова, Л. И. Полимерные композиционные материалы (часть 1): учебное пособие [Текст]/ Л. И. Бондалетова, В. Г. Бондалетов// Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2013. – С.32-36, 63-96.
2. Пыхтин, А. А. Влияние ультрадисперсных наполнителей на свойства низкомолекулярных жидкостей и композиций на основе эпоксидных олигомеров [Текст]/ А. А. Пыхтин// Вестник МИТХТ, 2013, т. 8, № 4. – С.113-118

УДК 621.039

ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА, ПОЛУЧЕННОГО ПРИ МОДИФИЦИРОВАНИИ ПОРОШКОВЫМИ ЛИГАТУРАМИ

Иванова Е. В., Агафонова В. О., Иванова А. Н., Кириллова А. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Неотъемлемой частью современного технического развития является внедрение новых высокоэффективных материалов и технологий их получения. Композиционные материалы (КМ), которые состоят из матрицы и распределённых в ней армирующих элементов, обладают новыми, а зачастую и уникальными свойствами [1].

Одними из наиболее известных способов упрочнения матрицы композиционных материалов на основе алюминия являются жидкофазные методы с модифицированием и твердофазное спекание. В процессе модификации зерна получают более мелкими, как следствие – улучшаются механические свойства отливок.

Введение в алюминиевую матрицу небольшого количества керамических частиц (2...10%) вызывает улучшение механических характеристик композиционных материалов в широком интервале температур [2].

Плавление проводилось в плавильной печи GRAFICARBO с цифровым терморегулятором с максимальной температурой 1200°C и максимальной загрузкой тигля 2000 гр. Режимы плавления представлены в таблице 1.

Таблица 1. Режимы плавления

№ обр.	Вес Al, гр.	Состав лигатуры	Температура плавления, °C	Выдержка, час
1	100	Cu+2,5%AlN	850	0,5
2	100	Cu+2,5%Si ₃ N ₄	850	0,5
3	100	Ni+2,5%AlN	850	0,5
4	100	Ni+5%AlN	850	0,5

Полученные в результате плавления образцы в виде цилиндрических столбиков диаметром 15 мм и массой 100 граммов подвергались микроструктурному исследованию. По результатам микроисследования, оказалось что медь и никель, которые являются носителем для упрочнителя, выделяется по границам зерен алюминия, что видно из рисунка 1.

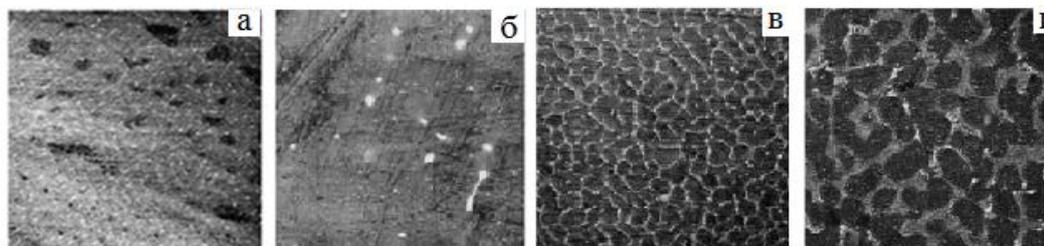


Рис. 1. Микроструктура полученных слитков: а – образец №1; б – образец №2; в – образец №3; г – образец №4

Для оценки свойств полученного сплава нами были проведены испытания на одноосное растяжение на разрывной машине.

Результаты механических испытаний представлены в таблице 2.

Таблица 2. Результаты механических испытаний полученных образцов

№ образца	$\sigma_{0,2}$, МПа	σ_B , МПа	δ , %	φ , %
1	132	190	17,5	34
2	146	179	9	12
3	139	179	10	14,4
4	119	239	11,3	12

По результатам проведения механических испытаний можно сделать следующий вывод. Увеличились предел прочности и предел текучести полученных образцов. Также нами были рассчитаны величины относительного сужения и относительного удлинения, которые в результате проведения испытаний, по отношению к А7, уменьшились. Это свидетельствует о том, что произошло упрочнение материала.

Следующим этапом работы являлось исследование микротвёрдости. Твёрдость является характеристикой материала, но не фундаментальным физическим свойством. Она определяется как сопротивление отступу, путем измерения постоянной глубины вдавливания [3].

Исследование микротвёрдости проводилось шариком диаметра 2,5 мм, нагрузкой 153,2 Н (15,6 кгс), К=2,5. График микротвёрдости представлен на рисунке 2.

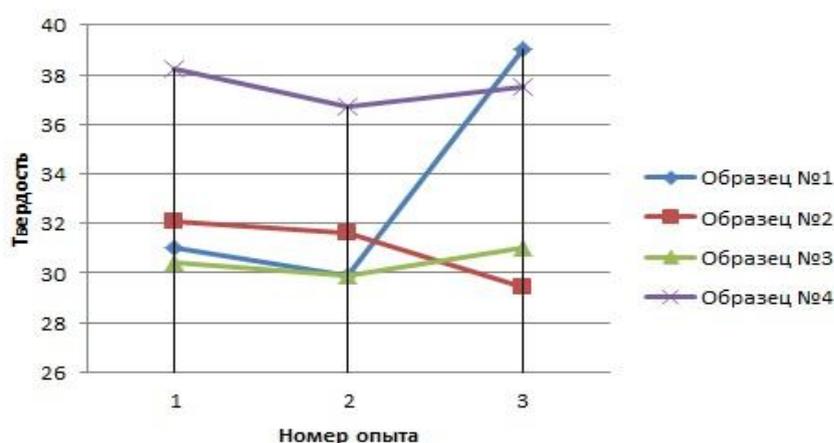


Рис. 2. График микротвёрдости

По проделанной работе можно сделать следующие выводы: распределение основных элементов сплава равномерное по всему объему слитка, замеры твердости образцов, свидетельствуют об упрочнении сплава.

Библиографический список

1. Ермошкин, А. А. Самораспространяющийся высокотемпературный синтез литых алюмоматричных композиционных материалов, армированных наночастицами карбида титана/[Текст]: диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. – Самара, 2015. – 241 с.
2. Михеев Р. С., Чернышова Т. А. Дискретно армированные композиционные материалы системы Al-TiC (обзор)/[Текст] Р. С.Михеев, Т. А. Чернышова // Заготовительное производство в машиностроении № 11, 2008. – С. 44-53 с.
3. Металлы и сплавы. Справочник / [Текст] Ю. П. Солнцев// НПО "Профессионал" НПО .Санкт-Петербург, 2003 г.

УДК 621.98.044.7, 621.757.002

ВОЗМОЖНОСТИ LS-DYNA ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИЧЕСКОЙ ФОРМОВКИ БОКОВОГО РЕЛЬЕФА

Ильин Е. В., Беляева И. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

Процессы ОМД находят широкое применение во многих отраслях машиностроения [1]. Одно из направлений их совершенствования и развития – разработка гибридных и комбинированных операций, сочетающих статическое и динамическое нагружения.

Многие полые детали содержат на боковой поверхности различного рода рельеф, получаемые формовкой. Например, это корпус алюминиевого конденсатора с отформованными на боковой поверхности ребрами жесткости, или пищевые банки с отформованным рельефом названия фирмы и другие. Фото корпуса конденсатора и фото банки с логотипом Alcoa представлены на рисунке 1.



Рис. 1. Фото корпуса конденсатора и фото банки с логотипом Alcoa

Технология изготовления таких деталей включает две операции: вытяжку и формовку. Операция формовки рельефа на боковой поверхности довольно трудоемка и требует штампов сложной конструкции.

Предлагается использовать для получения полых деталей с боковым рельефом комбинированную технологию «вытяжка – формовка» осуществляемую применением статической и динамической нагрузок. Схема такой операции представлена на рисунке 2. После завершения операции статической вытяжки осуществляют динамическую формовку. Для этого в матрицу вмонтирован индуктор, соединенный с магнитно – импульсной установкой. Вся технология реализуется в одном штампе за один ход ползуна прессы.

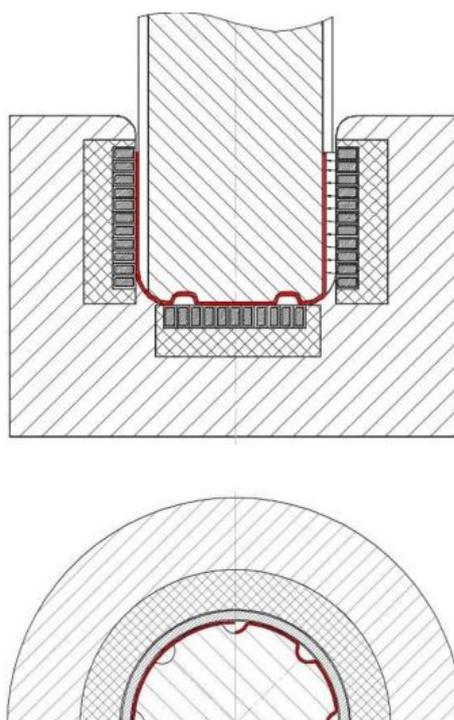


Рис. 2. Комбинированная технология вытяжка-формовка

Для разработки комбинированной операции, ее исследования необходим программный продукт, позволяющий моделировать весь статическо-динамический процесс. В статье рассматривается возможность использования программного продукта LS-DYNA для этих целей[2].

На первом этапе осуществлено моделирование процесса вытяжки. Создана конечно-элементная сетка. Построенная картина напряженно-деформированного состояния материала заготовки на конечном этапе вытяжки, которая будет начальным условием на втором этапе – динамической формовки.

Библиографический список

1. Романовский, В. П. Справочник по холодной штамповке [Текст]/ В. П. Романовский // 6-е изд., перераб. и доп. – Л.: Машиностроение. Ленингр. отд-ние, 1979. – 520с., ил.
2. Илюшкин, М. В. Моделирование процессов обработки металлов давлением в программе ANSYS/LS-DYNA: учебно-методическое пособие [Текст]/М. В. Илюшкин. – Ульяновск: УлГУ, 2013 – 112 с.

УДК 621.73(075.3)

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ФОРМООБРАЗОВАНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ, БЕСШОВНЫХ ПРОФИЛЕЙ ТИПА ТАВРА

Исроилов Н. Н., Костышев В. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

Процессы ОМД находят широкое применение во многих отраслях машиностроения [1]. Одно из направлений их совершенствования и развития – разработка гибридных и комбинированных операций, сочетающих статическое и динамическое нагружения.

Многие полые детали содержат на боковой поверхности различного рода рельеф, получаемые формовкой. Например, это корпус алюминиевого конденсатора с отформованными на боковой поверхности ребрами жесткости, или пищевые банки с отформованным рельефом названия фирмы и другие. Фото корпуса конденсатора и фото банки с логотипом Alcoa представлены на рисунке 1.



Рис. 1. Фото корпуса конденсатора и фото банки с логотипом Alcoa

Технология изготовления таких деталей включает две операции: вытяжку и формовку. Операция формовки рельефа на боковой поверхности довольно трудоемка и требует штампов сложной конструкции.

Предлагается использовать для получения полых деталей с боковым рельефом комбинированную технологию «вытяжка – формовка» осуществляемую применением статической и динамической нагрузок. Схема такой операции представлена на рисунке 2. После завершения операции статической вытяжки осуществляют динамическую формовку. Для этого в матрицу вмонтирован индуктор, соединенный с магнитно – импульсной установкой. Вся технология реализуется в одном штампе за один ход ползуна прессы.

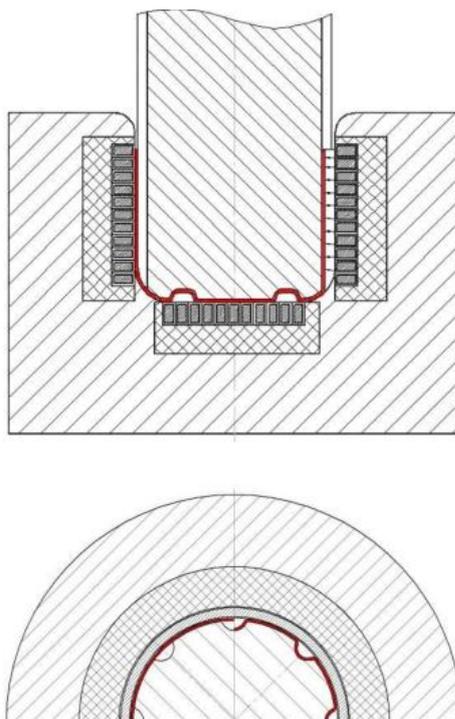


Рис. 2. Комбинированная технология вытяжка-формовка

Для разработки комбинированной операции, ее исследования необходим программный продукт, позволяющий моделировать весь статическо-динамический процесс. В статье рассматривается возможность использования программного продукта LS-DYNA для этих целей[2].

На первом этапе осуществлено моделирование процесса вытяжки. Создана конечно-элементная сетка. Построенная картина напряженно-деформированного состояния материала заготовки на конечном этапе вытяжки, которая будет начальным условием на втором этапе – динамической формовки.

Библиографический список

1. Романовский, В. П. Справочник по холодной штамповке [Текст]/ В. П. Романовский // 6-е изд., перераб. и доп. – Л.: Машиностроение. Ленингр. отд-ние, 1979. – 520с., ил.
2. Илюшкин, М. В. Моделирование процессов обработки металлов давлением в программе ANSYS/LS-DYNA: учебно-методическое пособие [Текст]/М. В. Илюшкин. – Ульяновск: УлГУ, 2013 – 112 с.

УДК 621.787:539.319

ОЦЕНКА ПРИРАЩЕНИЯ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ УПРОЧНЁННЫХ ДЕТАЛЕЙ ПО ОСТАТОЧНЫМ НАПРЯЖЕНИЯМ ОБРАЗЦА-СВИДЕТЕЛЯ

Киселёв П. Е., Анохин Д. В., Каранаева О. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

Для контроля технологического процесса упрочнения деталей на практике широко используются образцы-свидетели. Эти образцы, имеющие определённые форму и размеры, проходят весь технологический цикл обработки вместе со штатными деталями. В данной работе изучалась возможность прогнозирования предела выносливости упрочнённых деталей по результатам исследования остаточного напряжённо-деформированного состояния образца-свидетеля.

В основе расчётно-экспериментального метода определения остаточных напряжений в детали лежит известная гипотеза о том, что обрабатываемые совместно деталь и образец-свидетель при упрочнении получают одинаковые первоначальные деформации. Однако во всех случаях практического применения эта гипотеза требует проведения тщательной экспериментальной и расчётной проверки. С этой целью были проанализированы результаты испытаний на усталость и экспериментального определения остаточных напряжений по толщине упрочнённого дробью поверхностного слоя нескольких партий цилиндрических образцов с надрезами $R = 0,3$ мм из стали 30ХГСА и алюминиевого сплава Д16Т, приведённых в работе [1]. Размеры образцов представлены в таблице 1 и на рисунке 1.

Таблица 1

Материал	Партия	D	d	D_1
		мм		
30ХГСА	1	10	0	9,4
	2	15	0	14,4
	3	15	5	14,4
	4	15	10	14,4
Д16Т	1	15	0	14,4
	2	15	5	14,4
	3	15	10	14,4

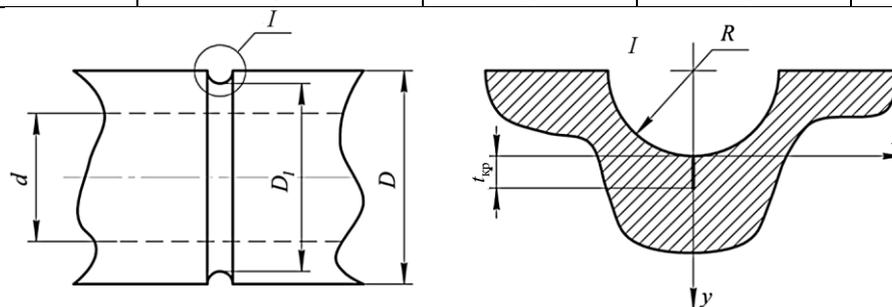


Рис. 1. Цилиндрический образец и нераспространяющаяся трещина усталости

Моделирование остаточных напряжений по толщине упрочнённого поверхностного слоя осуществлялось методом термоупругости [2]. При определении первоначальных деформаций в качестве исходных данных использовались экспериментальные распределения осевых остаточных напряжений σ_z по толщине a упрочнённого поверхностного слоя образцов-свидетелей (втулки диаметром 51,5×45 мм).

Оценку влияния поверхностного упрочнения на приращение предела выносливости образцов с надрезами при изгибе в случае симметричного цикла $(\Delta\sigma_{-1})_{\text{расч}}$ производили по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{\text{ост}}$ [1]:

$$(\Delta\sigma_{-1})_{\text{расч}} = \bar{\psi}_{\sigma} |\bar{\sigma}_{\text{ост}}|, \quad (1)$$

где $\bar{\psi}_{\sigma}$ – коэффициент влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости при изгибе по критерию $\bar{\sigma}_{\text{ост}}$:

$$\bar{\sigma}_{\text{ост}} = \frac{2}{\pi} \int_0^1 \frac{\sigma_z(\xi)}{\sqrt{1-\xi^2}} d\xi, \quad (2)$$

где $\sigma_z(\xi)$ – осевые остаточные напряжения в опасном сечении образца (детали) с концентратором по толщине поверхностного слоя a ; $\xi = a/t_{\text{кр}}$ – расстояние от поверхности опасного сечения образца (детали) до текущего слоя, выраженное в долях $t_{\text{кр}}$; $t_{\text{кр}}$ – критическая глубина нераспространяющейся трещины усталости (см. рис. 1), возникающей в упрочнённом образце (детали) с концентратором напряжений при работе на пределе выносливости.

Значения критической глубины $t_{\text{кр}}$ и коэффициента $\bar{\psi}_{\sigma}$, приведённые в табл. 2, определялись по зависимостям работы [1]. Далее по формуле (1) вычислялись расчётные значения приращений предела выносливости $(\Delta\sigma_{-1})_{\text{расч}}$ упрочнённых образцов с надрезами и сравнивались с опытными значениями $(\Delta\sigma_{-1})_{\text{оп}}$, приведёнными в работе [1].

Таблица 2

Материал	Партия	$t_{\text{кр}}$, мм	$\bar{\sigma}_{\text{ост}}$, МПа	$\bar{\psi}_{\sigma}$	$(\Delta\sigma_{-1})$, МПа		Расхождение, %
					$_{\text{расч}}$	$_{\text{оп}}$	
30ХГСА	1	0,203	-240	0,393	94	90	5
	2	0,311	-196	0,385	75,5	77,5	3
	3	0,303	-211	0,385	81,3	77,5	5
	4	0,249	-218	0,377	82,1	80	3
Д16Т	1	0,311	-180	0,385	69,3	65	7
	2	0,303	-169	0,385	65,1	60	9
	3	0,249	-165	0,377	62,4	60	4

Из данных, представленных в табл. 2, видно, что расхождение между расчётными и опытными значениями приращения предела выносливости в данном исследовании не превышает 9%. Следовательно, используя результаты определения остаточных напряжений в образцах-свидетелях, представляется возможным прогнозировать предел выносливости поверхностно упрочнённых деталей в условиях концентрации напряжений с приемлемой для многоциклового усталости точностью.

Библиографический список

1. Павлов, В. Ф. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям [Текст] / В. Ф. Павлов, В. А. Кирпичёв, В. С. Вакулюк // Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.
2. Павлов, В. Ф. Расчёт остаточных напряжений в деталях с концентраторами напряжений по первоначальным деформациям [Текст] / В. Ф. Павлов, А. К. Столяров, В. С. Вакулюк, В. А. Кирпичёв // Самара: Издательство СНЦ РАН, 2008. – 124 с.

УДК 621.18:539.4

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ УПРОЧНЁННЫХ ДЕТАЛЕЙ С УЧЁТОМ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ

Киселёв П. Е., Катанаева Ю. А., Денискина Е. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

Для прогнозирования предела выносливости поверхностно упрочнённых деталей используются два критерия: критерий $\sigma_z^{нов}$, учитывающий влияние остаточных напряжений на поверхности упрочнённой детали, и критерий среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ по толщине упрочнённого поверхностного слоя [1]. В работе [2] было установлено, что использование первого критерия не является целесообразным из-за большого рассеивания соответствующего коэффициента ψ_σ влияния упрочнения по критерию $\sigma_z^{нов}$. Поэтому прогнозирование предела выносливости в данном исследовании осуществлялось с использованием второго критерия, для чего кроме остаточных напряжений, необходимо знать две величины: критическую глубину $t_{кр}$ нераспространяющейся трещины усталости и коэффициент $\bar{\psi}_\sigma$ влияния поверхностного упрочнения по критерию $\bar{\sigma}_{ост}$. Значение $t_{кр}$ определяется только размерами поперечного сечения детали и вычисляется по формуле [2]:

$$t_{кр} = 0,0216D \quad (1)$$

где D – диаметр опасного поперечного сечения детали.

Коэффициент $\bar{\psi}_\sigma$ влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости, полученный экспериментальным путём, в общем виде описывается следующим выражением [2]:

$$\bar{\psi}_\sigma = 0,612 - 0,081\alpha_\sigma \quad (2)$$

где α_σ – теоретический коэффициент концентрации напряжений.

В исследовании рассмотрено влияние некоторых эксплуатационных факторов на предел выносливости при кручении и изгибе.

1. Тип деформации

В работе [2] было показано, что при $\alpha_\sigma = 2,5 - 3$ в случае изгиба и растяжения-сжатия коэффициент $\bar{\psi}_\sigma \cong 0,36$, в случае кручения $\bar{\psi}_\tau \cong 0,18$. Для большой группы авиационных деталей (валы, рессоры, торсионы) характерной деформацией является переменное кручение. Для исследования влияния остаточных напряжений на предел выносливости при кручении были изготовлены образцы из сталей 30ХГСА, ЭИ961 и алюминиевого сплава В95 [3]. На упрочнённые и неупрочнённые образцы диаметром $D_l = 12$ мм из стали ЭИ961 и сплава В95 безнаклёпным способом наносились надрезы полукруглого профиля с $\rho_0 = 0,3$ мм, из стали 30ХГСА – с $\rho_0 = 0,35$ мм. Результаты определения предела выносливости при кручении τ^{-1} приведены в табл. 1. Из данных табл. 1 видно, что коэффициент $\bar{\psi}_\tau$ влияния упрочнения на предел выносливости при кручении имеет небольшой разброс и составляет в среднем 0,181, что вдвое меньше значения аналогичного коэффициента $\bar{\psi}_\sigma$ при изгибе и растяжении-сжатии.

Таблица 1. Результаты испытаний на усталость и определения остаточных напряжений

Материал	Размеры образцов и концентраторов			Неупрочнённые образцы	Упрочнённые образцы			
	D_1 , мм	D , мм	ρ_0 , мм	τ_{-1} , МПа	τ_{-1} , МПа	$t_{кр}$, мм	$\bar{\sigma}_{ост}$, Па	$\bar{\psi}_\tau$
30ХГС А	12	11,3	0,35	180,7	222,5	0,235	-233	0,179
ЭИ961	12	11,4	0,30	244	300	0,240	-293	0,191
В95	12	11,4	0,30	37,5	72,5	0,250	-193	0,180

2. Рабочая температура

Для учёта влияния рабочей температуры на предел выносливости деталей были проведены испытания на усталость образцов диаметром 7,5 мм из стали ЭИ961 после алмазного выглаживания и диаметром 10 мм из алюминиевого сплава В95 после упрочнения дробью. Затем стальные образцы выдерживались в печи при температуре 400°C, алюминиевые – при температуре 125°C в течение 100 часов. На упрочнённые и неупрочнённые образцы наносились надрезы полукруглого профиля с $\rho_0 = 0,3$ мм. Далее определялись остаточные напряжения и проводились испытания образцов на усталость при изгибе в случае симметричного цикла. Результаты испытаний приведены в табл. 2.

Таблица 2. Результаты испытаний на усталость и определения остаточных напряжений

Материал	Температура, град. С	Неупрочнённые образцы σ_{-1} , МПа	Упрочнённые образцы			
			σ_{-1} , МПа	$t_{кр}$, мм	$\bar{\sigma}_{ост}$, МПа	$\bar{\psi}_\sigma$
ЭИ961	20	230	380	0,160	-422	0,356
	400	190	270	0,160	-242	0,331
В95	20	105	200	0,310	-249	0,382
	125	105	155	0,310	-141	0,355

Из данных, приведённых в табл. 2, видно, что коэффициент $\bar{\psi}_\sigma$, учитывающий влияние поверхностного упрочнения по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений, как для стальных, так и для алюминиевых образцов достаточно близок к значению $\bar{\psi}_\sigma = 0,36$.

Таким образом, проведённое исследование показывает, что прогнозирование предела выносливости поверхностно упрочнённых деталей с учётом эксплуатационных факторов можно вести по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений.

Библиографический список

1. Павлов, В. Ф. О связи остаточных напряжений и предела выносливости при изгибе в условиях концентрации напряжений [Текст] / В. Ф. Павлов // Известия вузов. Машиностроение. – 1986. – №8. – С. 29-32.
2. Павлов, В. Ф. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям [Текст] / В. Ф. Павлов, В. А. Кирпичёв, В. С. Вакулюк // Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.
3. Павлов, В. Ф. Связь остаточных напряжений и предела выносливости при кручении в условиях концентрации напряжений [Текст] / В. Ф. Павлов, А. А. Прохоров // Проблемы прочности. – 1991. – №5. – С. 43-46.

УДК 621.983.3

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ МОДУЛЯ УПРУГОСТИ ЗЕРЕН ПУТЕМ ИЗМЕРЕНИЯ МИКРОТВЕРДОСТИ

Климова Т. Ю., Литошина А. Д., Воронин С. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

В авиационных конструкциях чаще всего используют детали и узлы, изготовленные из алюминия и его сплавов. Прочностные расчеты деталей и узлов выполняют в программах компьютерного моделирования и инженерного анализа, основанных на методе конечных элементов. В процессе данных расчетов, материал деталей и узлов принимается как однородное изотропное тело, что не соответствует действительности, т. к. металл, или сплав, при наблюдении на микроскопическом уровне представляет собой конгломерат зерен и фаз.

Для создания конечно элементных моделей с учетом микроструктуры материала необходимо знать механические свойства отдельных структурных составляющих, которые зависят от природы фазы и от кристаллографической ориентации зерна. Поэтому целью данной работы является разработка методики определения модуля упругости отдельных зерен, путем измерения микротвердости.

Исследование проводилось на алюминиевом деформируемом сплаве АМг6 в отожженном состоянии. Для достижения поставленной цели микрошлиф сплава АМг6М предварительно подвергался механическому полированию и электротравлению. С помощью оптической части микротвердомера ПМТ-3 выбиралось зерно α -твердого раствора [1]. Далее согласно ГОСТу 9450-76 выполнялись три укола индентором, который представляет собой четырехгранную пирамидку с квадратным основанием и углом с противоположащими гранями 136° . Индентирование выполнялось с нагрузкой 100 грамм [2].

Затем определение модуля упругости зерен производилось на сканирующем нанотвердомере «НаноСкан-3D». С применением оптической приставки данного прибора осуществлялся поиск микроиндентированного зерна. Далее образец перемещался под индентор прибора «НаноСкан-3D» и на недеформированной области зерна определялся модуль упругости путем снятия и анализа кривых подвода [3].

В результате данных исследований был получен массив значений микротвердости зерна и соответствующие значения модуля упругости этого зерна. Сопоставление вышеуказанных данных позволило установить зависимость, между микротвердостью и модулем упругости. Соответственно, нами был разработан подход для определения модуля упругости отдельных зерен путем измерения микротвердости.

Библиографический список

1. Коновалов Д. А. Определение сопротивления деформации по результатам вдавливания конических инденторов [Текст] / Д. А. Коновалов, С. В. Смирнов, Д. И. Вичужанин // Известия высших учебных заведений. Черная металлургия.-М.: Мисис. – 2007. - №3. – С. 69-70.
2. ГОСТ 9450-76 Измерение микротвердости вдавливанием алмазных наконечников [Текст] – Введ. 1977-01-01.-М.: Издательство стандартов, 1976.
3. Литошина А. Д. Адекватность конечно-элементного моделирования процесса индентирования образца из алюминиевого сплава АД1 [Текст] / А. Д. Литошина, М. Е. Ледяев, С. В. Воронин // XIII Королевские чтения – 2015. – Т.1 – С. 349

МОДЕЛИРОВАНИЕ КОМБИНИРОВАННОГО ПРОЦЕССА «ВЫТЯЖКА-ОБРЕЗКА ПРИПУСКА» В ПРОГРАММНОМ ПРОДУКТЕ ANSYS/LS-DYNA

Косолапова А. Ю., Беляева И. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

Процессы ОМД находят широкое применение во многих отраслях машиностроения [1]. Одно из направлений их совершенствования и развития – разработка гибридных и комбинированных операций, сочетающих статическое и динамическое нагружения. Циклограммы таких процессов приведены на рисунке 1.

Применение таких технологий позволяет соединить воедино преимущества статических и динамических методов штамповки в одном производственном цикле, повысить качество готовой продукции, упростить применяемую оснастку, повысить производительность процессов.

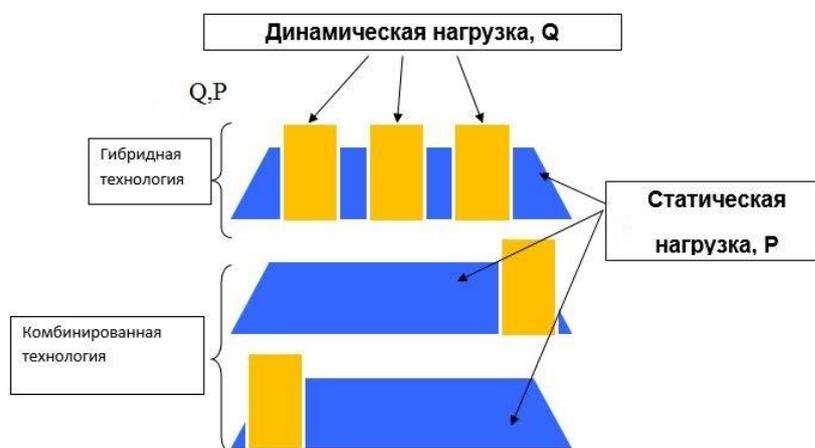


Рис. 1. Циклограммы гибридных и комбинированных технологий

Примером гибридных и комбинированных технологий штамповки может служить операция вытяжки полых деталей с одновременной обрезкой припуска. При этом в качестве динамической нагрузки предлагается использовать импульсное магнитное поле. Преимуществами этого динамического метода нагружения являются: бесконтактное воздействие и микро- или миллисекундный диапазон приложения нагрузки [2].

Процесс комбинированной операции вытяжка-обрезка припуска осуществляется в два этапа: статический – вытяжка и динамический – обрезка припуска. С научной точки зрения при разработке таких технологий необходимо состыковать решения «статического» и «динамического» этапа. Это обусловлено различным временным характером приложения нагрузки на разных этапах, что приводит к разным напряжённым состояниям деформируемого материала, поскольку при теоретическом расчёте напряжённых состояний дифференциальные уравнения равновесия, пригодные для группы статических методов, должны быть заменены в случае динамических нагрузок на дифференциальные уравнения движения, учитывающие инерционные силы.

В данной статье рассматривается возможность использования программного продукта ANSYS/LS-DYNA для решения обоих этапов, где напряженно-деформированное состояние на завершающем первом этапе является начальным условием для второго этапа.

Программный продукт ANSYS/LS-DYNA предназначен для расчетов быстротекущих и динамичных задач физики и процессов, имеющих значительную нелинейность. Применение программ, основанных на методе конечных элементов, идеально подходит для решения задач обработки металлов давлением, поскольку процессы пластической деформации обладают нелинейностью и быстротечностью [3].

В ходе работы была построена модель в препроцессоре, создана, конечно-элементная сетка, после чего был произведен расчёт модели (процессорная часть без участия пользователя). Данный этап завершает технологическую цепочку этапов создания и использования имитационных моделей.

Моделирование процесса вытяжки в программном продукте позволило определить напряжения, деформации на всех стадиях процесса и в зависимости от геометрических размеров используемые усилия технологического процесса «вытяжка – обрезка припуска». Как видно из рисунка 2 «а», минимальное значение напряжения находится на дне заготовки и равно $\min = 70,52$ МПа, максимальное же находится у радиусов закруглений $\max = 644,8$ МПа.

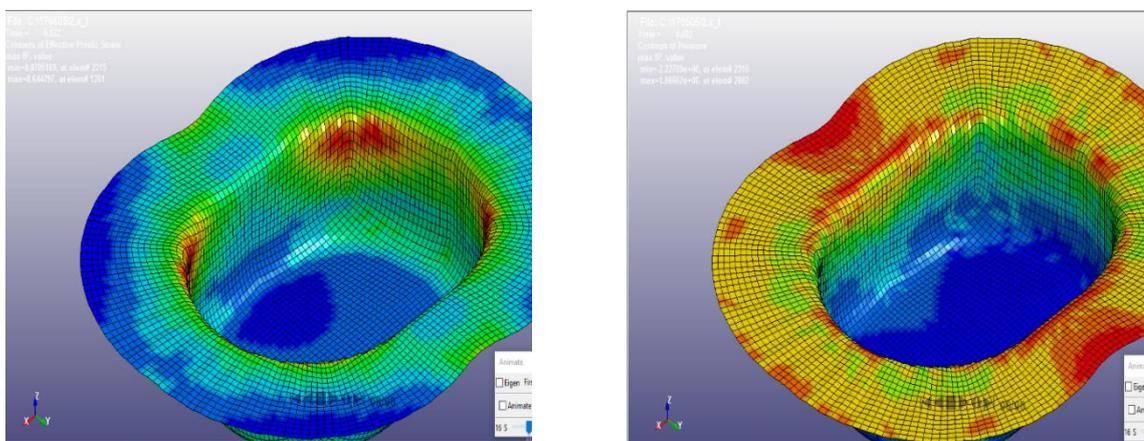


Рис. 2. Результаты моделирования: а) напряжение; б) давление

Разработана ANSYS-модель процесса вытяжки тонкостенной коробчатой детали, произведен расчет напряженно-деформированного состояния, дана оценка кинематических параметров и конечных размеров детали.

Проверка адекватности результатов моделирования была осуществлена сравнением с результатами экспериментальных исследований.

Библиографический список

1. Романовский, В. П. Справочник по холодной штамповке [Текст] // 6-е изд., перераб. и доп. – Л.: Машиностроение. Ленингр. отд-ние, 1979. – 520с., ил.
2. Белый, И. В. Справочник по магнитно-импульсной обработке металлов [Текст]/И. В. Белый, С. М. Фертик, Л. Т. Хименко// Харьков: «Вища шк.», 1977. – 168 с.
3. Илюшкин, М. В. Моделирование процессов обработки металлов давлением в программе ANSYS/LS-DYNA: учебно-методическое пособие [Текст]/М. В. Илюшкин// Ульяновск: УлГУ, 2013 – 112 с.

УДК 621.787, 539.319

РАЗРАБОТКА ПОДПРОГРАММЫ РАСЧЁТА КРИТЕРИЯ СРЕДНЕИНТЕГРАЛЬНЫХ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ

Костичев В. Э., Муртазин В. М., Шадрин В. К.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

В данной работе предпринята попытка оценки приращения предела выносливости коленчатого вала теплового двигателя ЯМЗ-238 по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений [1, 2] расчётным методом с применением методики динамического моделирования [3].

В работе [4] по результатам анализа технической документации определены зоны разрушения коленчатого вала, на основании которого предложен расчётный способ определения уровня и характера распределения остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя галтелей коленчатого вала. Задача решена средствами программного комплекса ANSYS/LS-DYNA. При решении учитывались модели заготовки вала, а также элементы технологической оснастки, инструмента и оборудования для обкатки коренных и шатунных шеек роликом. Особое внимание уделялось описанию граничных условий по времени, наиболее точно отражающих процесс упрочнения. Осуществлялся выбор типов элемента и модели материала, учитывающих особенности протекания процесса упрочнения, а также задание иных параметров, влияющих на динамическую составляющую расчёта.

В результате получено напряжённо-деформированное состояние (НДС) коленчатого вала после упрочнения, на основе которого определены остаточные напряжения по толщине поверхностного слоя.

Критерий среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ [2], необходимый для определения приращения предела выносливости с помощью эпюры распределения остаточных напряжений, вычисляется аналитическим способом по формуле Симпсона, так как расчёт приращения предела выносливости упрочнённых поверхностным пластическим деформированием (ППД) деталей средствами ANSYS/LS-DYNA не предусмотрен.

В настоящем исследовании разработана методика расчёта приращения предела выносливости в среде ANSYS/LS-DYNA, используя язык программирования ANSYS – APDL.

С использованием параметрического языка программирования APDL создана подпрограмма для ANSYS/LS-DYNA, считывающая полученные после расчёта напряжённо-деформированного состояния данные и производящая непосредственный расчёт среднеинтегральных остаточных напряжений и, в итоге, приращение предела выносливости. Блок-схема подпрограммы представлена на рис. 1.

Подпрограмма интегрирована в интерфейс ANSYS/LS-DYNA с помощью функции «EditToolBar».

Выполнение подпрограммы позволило произвести расчёт приращения предела выносливости по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений средствами программного комплекса ANSYS/LS-DYNA.

Совпадение расчётов, проведённых аналитическим способом, с расчётами по разработанной программе позволяет сделать вывод о корректности и работоспособности разработанной подпрограммы расчёта критерия среднеинтегральных остаточных напряжений.

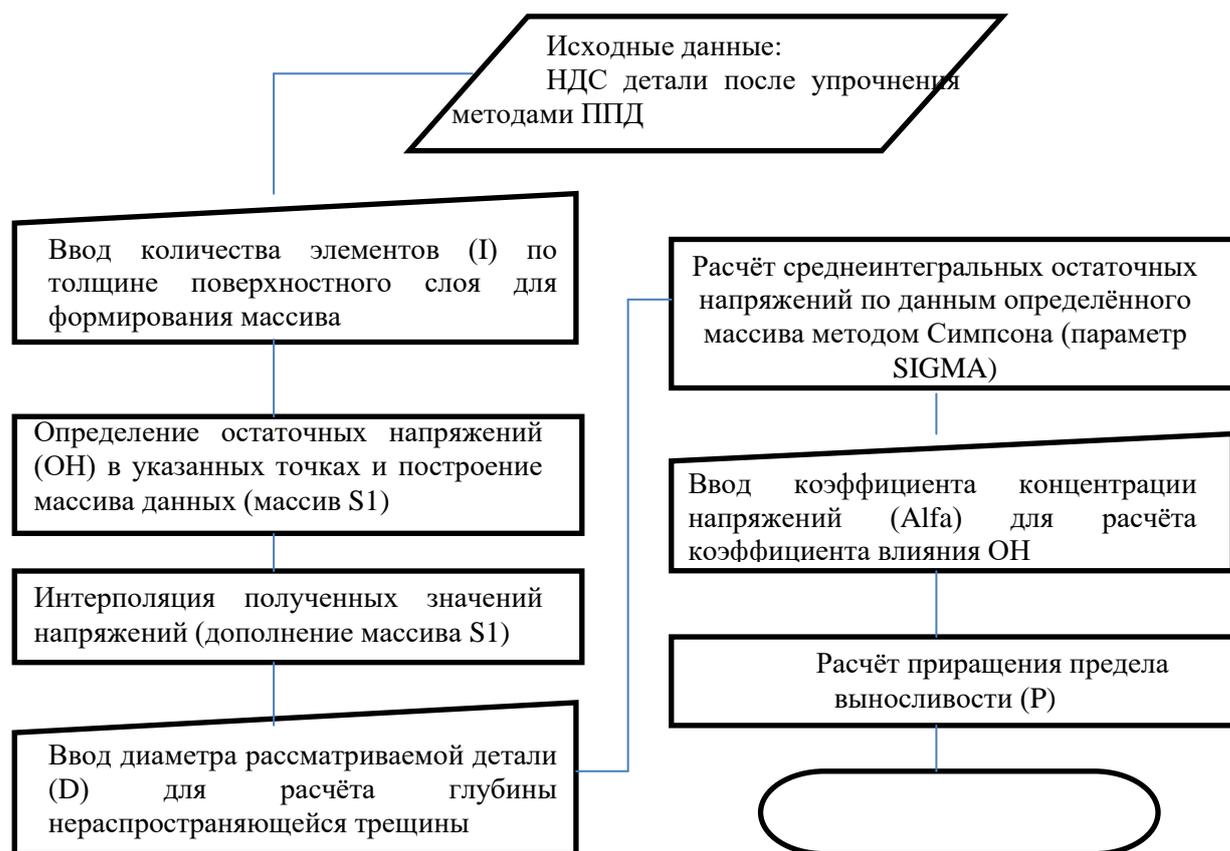


Рис. 1. Блок-схема подпрограммы расчёта критерия среднеинтегральных остаточных напряжений

Для автоматизации процесса определения приращения предела выносливости коленчатого вала теплового двигателя разработана подпрограмма вычисления критерия среднеинтегральных остаточных напряжений по полученному с помощью расчётного комплекса ANSYS/LS-DYNA напряжённо-деформированному состоянию вала. Результаты исследования позволяют автоматизировать процесс расчётов.

Библиографический список

1. Павлов, В. Ф. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям [Текст] / В. Ф. Павлов, В. А. Кирпичёв, В. С. Вакулук. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.
2. Павлов, В. Ф. О связи остаточных напряжений и предела выносливости при изгибе в условиях концентрации напряжений [Текст] / В. Ф. Павлов // Известия вузов. Машиностроение. – 1986. – №8. – С. 29-32.
3. Букатый, А. С. Повышение сопротивления усталости деталей технологическими методами с использованием динамического моделирования [Текст] / А. С. Букатый, В. Э. Костичев, Е. А. Денискина // Проблемы и перспективы развития двигателестроения. – 2014. – Ч.1. – С. 231-232.
4. Костичев, В. Э. Применение динамического моделирования для оценки влияния упрочняющей обработки на сопротивление усталости [Текст] / В. Э. Костичев // Вестник СГАУ. – 2015. – Т14. – Ч.1. – С.147-153.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ СТАНДАРТНЫХ ОБРАЗЦОВ ПОСЛЕ ОБКАТКИ РОЛИКОМ С ПРИМЕНЕНИЕМ ДИНАМИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Костичев В. Э., Нагиев А. В., Кирпичёв В. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

При определении приращения предела выносливости упрочнённых деталей необходимо учитывать уровень сжимающих остаточных напряжений не только на поверхности, но и по толщине упрочнённого слоя.

Таким требованиям удовлетворяет критерий среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ [1, 2]. Приращение предела выносливости ΔP_R упрочнённой детали с остаточными напряжениями при использовании критерия $\bar{\sigma}_{ост}$ определяется по формуле

$$\Delta P_R = \bar{\psi}_p \cdot |\bar{\sigma}_{ост}| \quad (1)$$

где $\bar{\psi}_p$ – коэффициент влияния остаточных напряжений на предел выносливости по разрушению, $\bar{\sigma}_{ост}$ – среднеинтегральные остаточные напряжения, определяемые по формуле

$$\bar{\sigma}_{ост} = \frac{2}{\pi} \cdot \int_0^1 \frac{\sigma_z(\xi)}{\sqrt{1-\xi^2}} d\xi, \quad (2)$$

где $\sigma_z(\xi)$ – осевые остаточные напряжения в опасном сечении образца по толщине поверхностного слоя a , $\xi = a/t_{кр}$ – расстояние от поверхности образца до текущего слоя, выраженное в долях $t_{кр}$, $t_{кр}$ – критическая глубина нераспространяющейся трещины усталости, возникающей при работе образца (детали) на пределе выносливости.

В настоящей работе для определения распределения сжимающих остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя с применением методики динамического моделирования [3] произведён расчёт приращения предела выносливости стандартных образцов диаметром $D = 10$ мм, изготовленных из стали 12Х18Н10Т, имеющих следующие механические характеристики: $\sigma_{0,2} = 281$ МПа, $\sigma_g = 646$ МПа, $\delta = 50,8$ %, $\psi = 65,6$ %. Обкатка проводилась роликом с наружным диаметром $D_p = 60$ мм и профильным радиусом $r = 1,6$ мм с усилием обкатки – 0,5 кН, продольной подачей – 0,11 мм/об, частотой вращения заготовки – 400 об/мин.

Для расчётного определения эпюры остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя, средствами программного комплекса ANSYS/LS-DYNA, разработана конечно-элементная модель образца, подвергаемого обкатке роликом, на режимах, соответствующих экспериментальным данным. Принималась упруго-пластическая модель с кинематическим упрочнением, учитывающая изменение свойств материала. Ролик принят условно недеформируемым для упрощения вычислений. Тип конечных элементов модели образца – Solid 164.

По результатам расчётов получено напряжённо-деформированное состояние образца после упрочнения методом обкатки цилиндрических образцов.

На основании полученного расчётным путём напряжённо-деформированного состояния построены эпюры остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя

цилиндрического образца для трёх различных вариантов разбиения на конечные элементы поверхностного слоя толщиной $a = 0,5$ мм: 3 элемента по толщине поверхностного слоя, 5 элементов и 10 элементов. Установлено, что разбиение поверхностного слоя более чем на 10 элементов по толщине не даёт существенных изменений в значениях остаточных напряжений.

Экспериментальное исследование упрочнения подобных образцов на аналогичных режимах выполнено в работе [4]. В результате исследования получена зависимость остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя, из которой следует, что максимальный уровень сжимающих остаточных напряжений равен 450 МПа и залегает на глубине 0,1 мм.

Максимальный уровень сжимающих остаточных напряжений на эпюре остаточных напряжений в варианте с разбиением в 10 элементов равен 442 МПа и залегает на глубине 0,095 мм, что отличается от экспериментальных данных не более чем на 1,7 % по значению и на 5 % по глубине залегания.

Анализ полученных результатов показал, что погрешность определения значения приращения предела выносливости по сравнению с экспериментом при расчётах по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений составляет не более 6%. Следует отметить, что результаты, полученные моделированием упрочняющей обработки, дают завышенный результат при расчётах критерия $\bar{\sigma}_{осм}$.

Подводя итог, следует отметить, что применение динамического моделирования процессов упрочнения методами поверхностного пластического деформирования позволяет минимизировать количество испытаний при расчётах приращения предела выносливости по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений.

Результаты данной работы позволяют без проведения дополнительных испытаний производить оценку приращения предела выносливости для образцов на различных режимах упрочнения.

Библиографический список

1. Иванов, С. И. Влияние остаточных напряжений на выносливость образцов с надрезом [Текст] / С. И. Иванов, М. П. Шатунов, В. Ф. Павлов // Вопросы прочности элементов авиационных конструкций. – Куйбышев: КуАИ, 1974. – Вып. 1. – С. 88-95.
2. Павлов, В. Ф. О связи остаточных напряжений и предела выносливости при изгибе в условиях концентрации напряжений [Текст] / В. Ф. Павлов // Известия вузов. Машиностроение. – 1986. – №8. – С. 29-32.
3. Букатый, С. А. Разработка метода исследования деталей тепловых двигателей в концентраторах напряжений с учётом упрочняющей обработки поверхностным пластическим деформированием [Текст] / С. А. Букатый, А. С. Букатый, В. Э. Костичев // Сборник тезисов докладов 16-ой Международной научно-практической конференции «Технологии упрочнения, нанесения покрытий и ремонта: теория и практика». Санкт-Петербург, 15-18 апреля: С.-П. гос. политехн. ун-т. – 2014. – С. 121-123.
4. Кирпичёв, В. А. Прогнозирование предела выносливости поверхностно упрочнённых деталей с концентраторами при различных видах деформации [Текст] / В. А. Кирпичёв // Известия высших учебных заведений. Поволжский регион. Технические науки. – 2008. – № 3. – С. 138-142

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПОВЕРХНОСТНОГО УПРОЧНЕНИЯ НА ПРЕДЕЛ ВЫНОСЛИВОСТИ ОБРАЗЦОВ С НАДРЕЗАМИ

Кочерова Е. Е., Микушев Н. Н., Павлов В. Ф.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Основную роль в повышении сопротивления усталости упрочнённых деталей с концентраторами напряжений играют сжимающие остаточные напряжения [1,2]. Для учёта влияния остаточных напряжений на предел выносливости таких деталей используются два критерия. Первым критерием являются остаточные напряжения на поверхности концентратора σ_z^{nos} . Зависимость для определения приращения предела выносливости $\Delta P_R(\Delta\sigma_R, \Delta\tau_R)$ упрочнённой детали (образца) в этом случае имеет вид

$$\Delta P_R = \psi_P \cdot \left| \sigma_z^{nos} \right|, \quad (1)$$

где $\psi_P(\psi_\sigma, \psi_\tau)$ – коэффициент влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости по критерию σ_z^{nos} .

Для определения второго критерия в работе [3] использовалось решение задачи о дополнительных остаточных напряжениях в наименьшем сечении поверхностно упрочнённой детали после нанесения на неё надреза полуэллиптического профиля.

Выделив основную часть этого решения, был получен второй критерий $\bar{\sigma}_{ocm}$ – критерий среднеинтегральных остаточных напряжений в виде

$$\bar{\sigma}_{ocm} = \frac{2}{\pi} \cdot \int_0^1 \frac{\sigma_z(\xi)}{\sqrt{1-\xi^2}} d\xi, \quad (2)$$

где $\sigma_z(\xi)$ – осевые остаточные напряжения в опасном сечении детали, $\xi = y/t_{кр}$ – расстояние от дна концентратора до текущего слоя, выраженное в долях $t_{кр}$, $t_{кр}$ – критическая глубина нераспространяющейся трещины усталости, возникающей при работе детали (образца) на пределе выносливости.

Приращение предела выносливости $\Delta P_R(\Delta\sigma_R, \Delta\tau_R)$ упрочнённой детали при использовании критерия $\bar{\sigma}_{ocm}$ определяется по следующей формуле:

$$\Delta P_R = \bar{\psi}_P \cdot \left| \bar{\sigma}_{ocm} \right|, \quad (3)$$

где $\bar{\psi}_P(\bar{\psi}_\sigma, \bar{\psi}_\tau)$ – коэффициент влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости по критерию $\bar{\sigma}_{ocm}$.

В настоящем исследовании гладкие образцы из стали 20 диаметром 50 мм подвергались обкатке роликом при усилиях $P = 0,5$ кН (ОР1) и $P = 1,0$ кН (ОР2). Затем на упрочнённые и неупрочнённые гладкие образцы наносились круговые надрезы полукруглого профиля радиусов $R = 0,3$ мм, $R = 0,5$ мм и $R = 1,0$ мм.

Остаточные напряжения в гладких образцах определялись экспериментально методом колец и полосок, а в образцах с надрезами – расчётным путём. Значения

остаточных напряжений на поверхности дна надрезов $\sigma_z^{нов}$ и среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ представлены в табл. 1.

Испытания на усталость при изгибе в случае симметричного цикла неупрочнённых и упрочнённых образцов с надрезами проводились на машине УМП-02, результаты определения предела выносливости σ_{-1} и критическая глубина $t_{кр}$ нераспространяющейся трещины усталости приведены в табл. 1.

Таблица 1. Результаты испытаний образцов с надрезами на усталость и определения остаточных напряжений

Надрез	Неупроч. образцы σ_{-1} , МПа	Упрочнённые образцы							K_σ	$(\bar{\psi}_\sigma)_{pa}$
		обработ. ка	σ_{-1} , МПа	$\sigma_z^{нов}$, МПа	ψ_σ	$t_{кр}$, мм	$\bar{\sigma}_{ост}$, МПа	$\bar{\psi}_\sigma$		
$R = 0,3$ мм	87,5	ОР1	117,5	-898	0,033	1,0 40	-94	0,322	2,86	0,328
		ОР2	130	-1004	0,042	1,1 10	-128	0,332		
$R = 0,5$ мм	92,5	ОР1	122,5	-396	0,078	1,0 77	-82	0,366	2,47	0,353
		ОР2	132,5	-547	0,073	1,0 24	-112	0,357		
$R = 1,0$ мм	92,5	ОР1	110	-126	0,139	1,0 73	-46	0,380	2,32	0,363
		ОР2	115	-166	0,136	1,0 35	-62	0,363		

Из представленных в табл. 1 данных видно, что оценка влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости образцов по критерию $\sigma_z^{нов}$ приводит к значительному рассеянию коэффициента ψ_σ . Этот коэффициент в проведённом исследовании изменяется в 4,5 раза. Учёт влияния поверхностного упрочнения по критерию $\bar{\sigma}_{ост}$ приводит к существенно меньшему рассеянию соответствующего коэффициента $\bar{\psi}_\sigma$.

В работе [2] приведена зависимость между коэффициентом влияния $\bar{\psi}_\sigma$ при изгибе по критерию $\bar{\sigma}_{ост}$ и эффективным коэффициентом концентрации напряжений K_σ в виде

$$(\bar{\psi}_\sigma)_{расч} = 0,514 - 0,065K_\sigma. \quad (4)$$

В табл. 1 представлены значения коэффициента K_σ , а также расчётные величины коэффициента $(\bar{\psi}_\sigma)_{расч}$. Видно, что опытные значения коэффициента $\bar{\psi}_\sigma$ незначительно отличаются от расчётных значений $(\bar{\psi}_\sigma)_{расч}$, вычисленных по формуле (4).

Проведённое исследование показало, что для прогнозирования приращения предела выносливости поверхностно упрочнённых образцов (деталей) с

концентраторами напряжений наиболее оправдано использование критерия среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$.

Библиографический список

1. Иванов, С. И. Влияние остаточных напряжений и наклёпа на усталостную прочность [Текст] / С. И. Иванов, В. Ф. Павлов // Проблемы прочности. – 1976. – №5. – С. 25-27.
2. Павлов, В. Ф. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям [Текст] / В. Ф. Павлов, В. А. Кирпичёв, В. С. Вакулюк. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.
3. Павлов, В. Ф. О связи остаточных напряжений и предела выносливости при изгибе в условиях концентрации напряжений [Текст] / В. Ф. Павлов // Известия вузов. Машиностроение. – 1986. – №8. – С. 29-32.

УДК 621.787:539.319

ВЫЯВЛЕНИЕ ПРИЧИН ВОЗНИКНОВЕНИЯ ДЕФЕКТА В ДЕФЛЕКТОРАХ ДВИГАТЕЛЕЙ СЕРИИ НК

Кочерова Е. Е., Злобин А. С., Кирпичёв В. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В данной работе освещена проблема устранения дефекта «трещины в радиусе перехода центрирующего пояса фланца дефлектора турбины высокого давления» газотурбинного двигателя и предотвращения его будущих проявлений в рамках работ по исследованию влияния остаточных напряжений на циклическую долговечность типовых деталей авиационных двигателей, работающих в условиях малоциклового нагружения.

В процессе решения проблемы были изучены материалы отчётов по эксплуатации изделия, проведены металлургические исследования ремонтных, дефектных и вновь изготовленных дефлекторов, выполнены прочностные расчёты, получено напряжённо-деформированное состояние детали с учётом влияния остаточных напряжений, разработан ряд технологических мероприятий по устранению данных дефектов на уже изготовленных и эксплуатируемых изделиях. Также внесены изменения в конструкцию детали, позволяющие предупредить возникновение подобных дефектов в будущем.

В техническом проекте на изделие был проведён анализ эксплуатационного цикла напряжённо-деформированного состояния и циклической долговечности. Расчёты не выявили проблем в обеспечении узлом проектного назначенного ресурса [1]. Однако при эквивалентно-циклических испытаниях (ЭЦИ) одного из двигателей было получено разрушение дефлектора с началом по полотну в зоне между первым и вторым лабиринтами. Аналогичный дефект на двигателе стал причиной катастрофы самолёта. На ряде дефлекторов после соответствующих циклических наработок Z_0 (от 480 до 780 циклов) были обнаружены трещины различной протяжённости и глубины. На одном из двигателей с исследуемым дефлектором обнаружены трещины при наработке $Z_0 = 637$. Нарботка на момент последнего контроля, при котором трещины обнаружены не были, составила $Z_0 = 607$ циклов.

Разрушения во всех случаях квалифицировались как усталостные (малоцикловая усталость (МЦУ)) [2] и связывались как с повышенной циклической нагруженностью, так и с неблагоприятной технологической наследственностью материала проблематичной при механической обработке межлабиринтной зоны (повышенный уровень остаточных напряжений, наклёп, низкая чистота обработки). Для выявления причин возникновения дефекта, а также для разработки мероприятий по его устранению проводился анализ:

- нестационарного теплового состояния диска турбовинтового двигателя с дефлекторами с использованием граничных условий конвективного теплообмена, полученных на базе расчётно-экспериментальных корреляций;

- цикла изменения напряжённо-деформированного состояния дефлектора в упругопластической постановке с моделированием контактов и использованием реальных кривых деформирования сплава ЭК-79 для принятого упрощенного типового полётного цикла и типового цикла ЭЦИ.

На базе этого анализа, а также имеющихся данных по МЦУ, полученных на образцах из сплава ЭК-79, проводился расчёт циклической долговечности дефлектора,

коэффициентов соответствия полных испытательных и полных полётных циклов, а также коэффициентов соответствия полных и элементарных циклов при ЭЦИ.

По результатам расчётного анализа при $P = 0,995$ и $KN = 5$ в зависимости от метода оценки расчётная долговечность дефлектора без учёта технологического повреждения составила 580 полных циклов при использовании уравнения Мэнсона-Коффина и 520 – 960 полных циклов нагружения при трёх различных вариантах использования данных испытаний стандартных образцов.

Были проведены исследования остаточных напряжений в поверхностном и подповерхностном слое полотна между лабиринтами [3]. По результатам исследований зафиксирован большой разброс в распределении остаточных напряжений, в их уровне, а также глубины их распространения. На поверхности полотна наблюдается высокий (до 800 МПа) уровень растягивающих остаточных напряжений с подповерхностным максимумом.

По литературным источникам удаление грубого наклёпа и стабилизирующая остаточные напряжения обработка микрошариками при исследовании на образцах может обеспечить существенное, иногда многократное, увеличение циклической долговечности по МЦУ [4]. В связи с этим был введен комплекс технологических мероприятий по снижению уровня технологического повреждения материала в труднообрабатываемых (межлабиринтных) зонах дефлекторов данной конструкции: Перевод мехобработки на станки с ЧПУ, удаление слоя материала с грубым наклёпом от лезвийной обработки посредством АЖО, коррекция направления обработки микрошариками межлабиринтной зоны – улучшающие исходное состояние поверхности детали, в том числе и зоны проявления дефекта.

Исследования остаточных напряжений по поверхности полотна в дефлекторах с технологическими мероприятиями по межлабиринтной зоне показали, что мероприятия обеспечивают стабильный уровень остаточных напряжений в поверхностном слое от – 80 до + 40 МПа, что существенно снижает риск возникновения трещин.

Стеновыми испытаниями дефлекторов с технологическими мероприятиями по межлабиринтной зоне на двигателях подтверждена эффективность проведённых мероприятий по предотвращению дефектов. Отсутствие случаев повторного проявления дефектов показывает, что мероприятия по устранению отрицательной технологической наследственности эффективны, и позволяет в очередной раз сделать вывод о том, что неучтённая технологическая наследственность может привести к аварийным, а в ряде случаев и катастрофическим ситуациям. Следует вновь обратить внимание на необходимость предварительной расчётной оценки влияния тех или иных остаточных напряжений на надёжность изделия на этапе проектирования и разработки технологии изготовления деталей двигателя.

Библиографический список

1. Нормы прочности авиационных газотурбинных двигателей гражданской авиации [Текст] / М.: ЦИАМ, 2004. – 260 с.
2. Терентьев, В. Ф. Усталость высокопрочных металлических материалов [Текст] / В. Ф. Терентьев, А. Н. Петухов // М.: ИМЕТ РАН-ЦИАМ, 2013. – 515 с.
3. Иванов, С. И. Определение остаточных напряжений в пластинках методом полосок [Текст] / С. И. Иванов // Куйбышев: Труды КуАИ, 1971. – Вып. 48. – С. 139-152.
4. Павлов, В. Ф. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям [Текст] / В. Ф. Павлов, В. А. Кирпичёв, В. С. Вакулюк. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012.

РАСЧЕТ МОДУЛЯ ДЛЯ ЛУННЫХ ПОСЕЛЕНИЙ

Кошелев Д. В., Байгалиев Б. Е., Черноглазова А. В.

Казанский национальный исследовательский технический университет имени А. Н. Туполева – КАИ, г. Казань

Бурное развитие космической техники позволяет утверждать, что освоение космоса — вполне достижимая и оправданная цель. В силу своей близости к Земле (три дня полёта) и достаточно хорошей изученности ландшафта. Луна уже давно рассматривается как приемлемый кандидат для места создания поселения человека.

В первой половине 1970-х гг. под руководством академика В.П. Бармина разрабатывался проект долговременной лунной базы, в котором, в частности, изучались возможности обваловки обитаемых сооружений направленным взрывом для защиты от космического излучения. Более детально, включая макеты экспедиционных транспортных средств и обитаемых модулей, был разработан проект лунной базы СССР «Звезда», который должен был быть реализован в 1970-х—1980-х гг. в рамках развития советской лунной программы [1]. В 2007 году Россия объявила о возможности организации полётов на Луну с 2025 года и создании в дальнейшем на ней базы [2].

Преимуществами сборных конструкций для лунных поселений при промышленном освоении луны, предложенных в данном проекте, являются: простота сборки конструкции, высокая мобильность, малое время процесса сборки конструкции, низкая стоимость используемых материалов.

Модуль представляет собой сферу (рис.1). Сфера очень прочна и сейсмоустойчива. Архитектура модуля положительно влияет на здоровье и сознание живущих в нем людей.

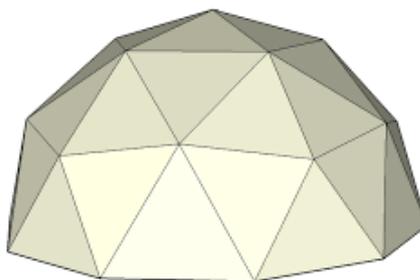


Рис. 1. Общий вид конструкции

При строительстве сферы с диаметром 7м общая площадь строения будет составлять 55 м^2 (первый этаж 30 м^2 , второй этаж 25 м^2).

Тепловой расчет модуля содержит разработку методики расчета теплопередачи через многослойную стенку с воздушными зазорами (рис. 2) и расчет по этой методике температурных состояний между пластинами [3].

Методика расчета содержит последовательные этапы расчета температурного состояния при заданных коэффициентах:

1. Расчет температурного состояния при приближенных коэффициентах теплоотдачи (α), приближенных коэффициентах теплопроводности (λ) полиэтилена высокого давления (ПЭВД) пластин, приближенных коэффициентах эквивалентной теплопроводности воздуха в зазорах ($\lambda_{\text{эк}}$).

2. Уточнение коэффициентов теплоотдачи, коэффициентов теплопроводности ПЭВД пластин, коэффициентов эквивалентной теплопроводности воздуха в зазорах.

3. Расчет температурного состояния при уточненных коэффициентах: коэффициентах теплоотдачи, коэффициентах теплопроводности ПЭВД пластин, коэффициентах эквивалентной теплопроводности воздуха в зазорах.

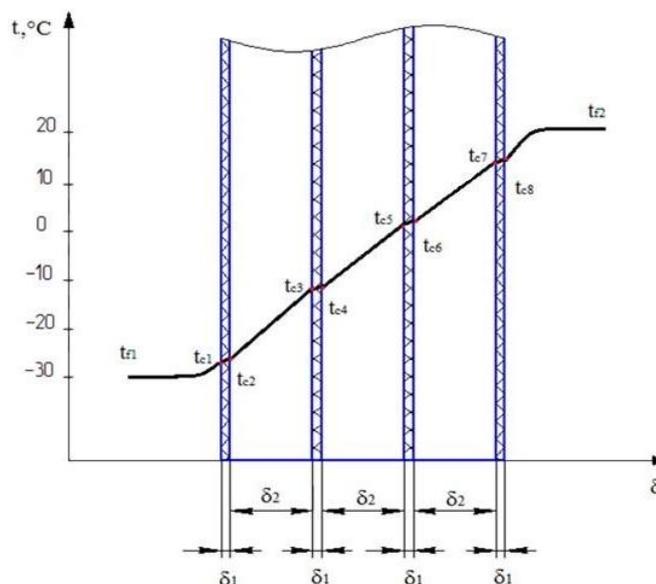


Рис. 2. График теплопередачи, где: $\delta_1 = 1$ мм – толщина полимерной пластины; $\delta_2 = 92$ мм – толщина воздушного зазора между пластинами; t_{f1} – температура воздуха окружающей среды вдали от стенки; t_{f2} – температура воздуха внутри модуля; t_{c1} – температура стенки, граничащей с окружающей средой; t_{c8} – температура стенки, граничащей с воздухом внутри модуля; $t_{c2}, t_{c3}, t_{c4}, t_{c5}, t_{c6}, t_{c7}$ – промежуточные температуры пластин.

Проведен тепловой расчет при уточненных коэффициентах. Методом последовательного приближения температур заданы значения плотности теплового потока, передаваемого через стену (q), позволяющую обеспечить температуру воздуха внутри модуля t_{f2} получилась равной 20°C.

По представленной методике проведены расчеты при наружной температуре от -30°C и -50°C. Получены значения для плотности теплового потока, равные во всех пунктах расчета, -15,50 Вт/м², и -23,20 Вт/м² соответственно.

Таким образом, при наружной температуре -30°C и -50°C достаточно будет установить внутри модуля источник тепловой энергии мощностью 1,8 кВт и 2,5 кВт соответственно, и температура внутри будет поддерживаться равной 20°C.

Библиографический список

1. Первушин, А. И. Битва за звезды-2 [Текст]/ А. И. Первушин// Космическое противостояние (часть 1) Издательство: ООО «Издательство АСТ», 2004, 105с.
2. Черток Б. Е. «Космонавтика в XXI веке» М.: РТСофт, 2010, 864 с.
3. Авдуевский, В.С., Галицейский, Б.М., Глебов, Г.А., Данило, Ю.И., под ред. В. К. Кошкина. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике [Текст]/ В. С. Авдуевский, Б. М. Галицейский, Г. А. Глебов, Ю. И. Данило//. Москва «Машиностроение», 1975. – 624 с.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛИ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Краснов Н. А., Черноглазова А. В.

Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А. Н. Туполева – КАИ, г. Казань

В настоящее время разработано, проверено на практике и освоено значительное количество прогрессивных методов изготовления деталей аэрокосмического производства, обеспечивающих получение отливок повышенной точности и с весьма чистой поверхностью. Этим процессом, известным под общим названием «специальные виды литья», принадлежит большое будущее.

Метод литья по выплавляемым моделям (ЛВМ) [1] имеет ряд преимуществ перед другими способами получения отливок, благодаря этому он получил значительное распространение. Но к литейному производству постоянно предъявляются все возрастающие требования в области охраны окружающей среды и технике безопасности. Выделения продуктов крекинга и серы при заливке и дальнейшем охлаждении особенно проблематичны. Они возникают в процессе заливки при контакте металла со стержнями, преобладающая часть которых, состоит из связанных искусственными смолами кварцевых песков. Наряду с процессом литья, эмиссия вредных веществ происходит в процессе изготовления стержней. Несмотря на предпринимаемые усилия и значительное усовершенствование общего процесса литья, достигнутое за последнее время, эта проблема еще окончательно не решена.

Таким образом, за последние годы значительно возрос спрос на альтернативные связующие. При этом все больше внимания обращается на неорганические связующие. Их внедрение обещает значительное снижение выделений вредных веществ и связанных с этим запахов в процессе изготовления стержней и при заливке.

Значительное влияние на качество и себестоимость заготовок, получаемых методом ЛВМ, оказывает качество многослойных неразъемных керамических форм. Производственный опыт показывает, что низкая прочность форм приводит к повышенному браку отливок по керамическим засорам, дефектам поверхности ("гребешкам", наплывам), прорывам форм при заливке металла и др. Значительны потери самих форм на различных технологических операциях (вытопка моделей, формовка, транспортировка и т.д.). Учитывая высокую себестоимость ЛВМ, работы по улучшению качества керамических форм весьма актуальны.

В настоящее время, на большинстве отечественных предприятиях при изготовлении формы, в качестве связующего применяют гидролизированные растворы этилсиликатов [2]. При их изготовлении применяется спирт, который взрыво- и пожароопасен и имеет негативное влияние на окружающую среду.

Решение задач по снижению себестоимости отливок и улучшению экологических условий производства требует поиска новых связующих материалов, не уступающих по своим свойствам этилсиликату.

В настоящей работе рассмотрена возможность замены этилсиликата на Армосил А, который представляет собой термостойкое водно-дисперсионное связующее на основе коллоидного кремнезоля и имеет следующие преимущества: это готовый продукт; связующее на водной основе, производство взрыво- и пожаробезопасно, нетоксично, более экологически чистое; суспензии обладают большим сроком живучести, постоянными свойствами и требуют минимального обслуживания; формы

обладают большей газопроницаемостью, имеют меньшую склонность к растрескиванию; низкая стоимость; отсутствие пригара на металле.

Армосил А способен смешиваться со всеми огнеупорными материалами. Суспензию на основе водного связующего Армосил А можно наносить на модельные блоки воскового состава, не содержащие мочевины. При использовании Армосил А на первые два слоя керамической формы он выполняет роль противопригарного покрытия. Наличие ПАВ в Армосил А обеспечивает режим смачивания модельных блоков и обсыпочногo материала во всем интервале вязкости суспензии, которая зависит от коэффициента наполнения суспензии пылевидным огнеупорным материалом и выбирается в зависимости от габаритов и конфигурации деталей.

Библиографический список

1. Гини, Э. Ч. Технология литейного производства: специальные виды литья: учебник для студ. Вузов [Текст]/ Э. Ч. Гини, А. М. Зарубин, В. А. Рыбкин// под. Ред. В. А. Рыбкина.- М. Издательский центр «Академия», 2005.-352с.
2. Иванов, В. Н. Словарь-справочник по литейному производству. -М.: Машиностроение, 1990. -384 с.

УДК 621.73

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА И ШТАМПОВОЙ ОСНАСТКИ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛИ «КРЫШКА»

Курганский В. Ю., Звонов С. Ю.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В настоящее время программы САПР позволяют технологам анализировать процессы обработки металлов давлением, термической и механической обработки, проверить, отработать и оптимизировать технологические процессы непосредственно за компьютером, а не в ходе экспериментов на производстве методом проб и ошибок. В работе, рассмотрен анализ технологических процессов и проектирование оснастки с помощью программ САПР.

В работе рассмотрены процессы вырубki с последующей вытяжкой комбинированным способом. Анализируя применяемый метод, необходимо рассчитать усилие штамповки каждого процесса, спроектировать оснастку.

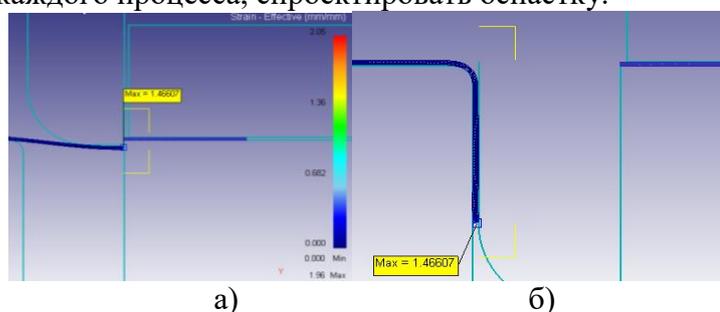


Рис. 1. Процесс вырубki с последующей вытяжкой:
а – процесс вырубki; б – процесс вытяжки;

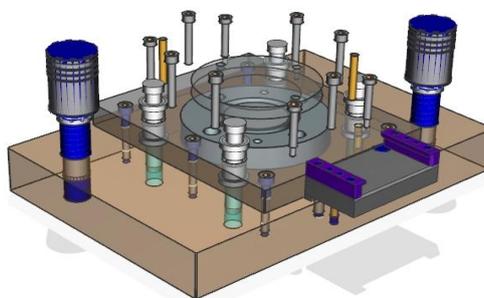


Рис. 2. 3D модель штампа в Siemens NX

В работе проведен анализ необходимых процессов в программе Deform 2D и спроектирована штамповая оснастка для изготовления детали в Siemens NX.

Библиографический список

1. Справочник по холодной штамповке [Текст]/В. П. Романовский// Л.: Машиностроение, 1979. – 520 с.
2. Попов И. П. Направленное изменение толщины листовой заготовки в процессах пластического деформирования [Текст]/ И. П. Попов // Учебное пособие – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та 2006. – 190 с.
3. Гречников, Ф. В. Использование программы DEFORM - 2D для описания операции глубокой вытяжки [Текст]/Ф. В. Гречников, А. Г. Шляпугин, К. А. Николенко - Деп. в ВИНТИ 15.06.06, № 804-В2006.

УДК 621.762

ПОЛУЧЕНИЕ ПОРОШКОВЫХ ЛИГАТУР $\text{Cu-Si}_3\text{N}_4$ ДЛЯ МОДИФИЦИРОВАНИЯ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ

Куц А. В., Ручкина В. С., Кузина А. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В изделиях современной техники широко используют алюминий и его сплавы. Конструкторов привлекают их низкий удельный вес, высокие пластические свойства, коррозионная стойкость и технологичность. Понятен интерес к опробованию таких материалов в качестве матриц дискретно армированных композиционных материалов (КМ). Введение в сплавы алюминия высокопрочных частиц обеспечивает повышенные удельные прочность и жесткость, высокую износостойкость с сохранением высоких электро- и теплопроводности и малого удельного веса. В качестве упрочняющих дискретных фаз обычно используют частицы или короткие волокна керамики. Ввод в алюминиевую матрицу небольшого количества тугоплавких частиц вызывает улучшение механических свойств композиционных материалов в широком интервале температур. В последние годы большой интерес для повышения качества литого металла вызывает применение специальных нанопорошковых инокуляторов – нанопорошков размерами частиц менее 100 нм из тугоплавких соединений (нитридов, карбидов и др.). Введенные в расплав они гомогенно распределяются по объему металла и служат гетерогенными затравками для образования кристаллической фазы [1-7].

Целью данной работы было исследование режимов механического смешивания и последующего компактирования порошковых смесей состава $\text{Cu-Si}_3\text{N}_4$ для получения брикетов – порошковых лигатур, используемых для последующего ввода в алюминиевые расплавы.

Механическое смешивание исходных компонентов: медного порошка с размером частиц до 100 мкм и порошка нитрида кремния с размером частиц до 100 нм, полученного по азидной технологии самораспространяющегося высокотемпературного синтеза [8], проводили в шаровой и центробежной планетарной «Pulverisette - 5» мельницах, в течение 60 минут со скоростью 50 об./мин. и 150 об./мин. соответственно. Были получены порошковые смеси $\text{Cu-2,5\%Si}_3\text{N}_4$ с размером частиц до 81 мкм (при смешивании в планетарной мельнице) и $\text{Cu-2,5\%Si}_3\text{N}_4$ с размером частиц до 85 мкм (при смешивании в шаровой мельнице), $\text{Cu-5\%Si}_3\text{N}_4$ с размером частиц до 80 мкм (при смешивании в планетарной мельнице) и $\text{Cu-5\%Si}_3\text{N}_4$ с размером частиц до 87 мкм (при смешивании в шаровой мельнице) для последующего компактирования. Определены технологические свойства исследуемых порошковых смесей. Так, наибольшей насыпной массой обладает порошковая смесь состава $\text{Cu-2,5\% Si}_3\text{N}_4$ (смешивание в шаровой мельнице) – 2,08 г/см³, наименьшим значением насыпной массы из рассмотренных порошковых смесей обладает порошковая смесь состава $\text{Cu-5\%Si}_3\text{N}_4$ (смешивание в планетарной мельнице) – 1,89 г/см³. Все исследуемые порошковые смеси не обладают текучестью. Далее проводилось одноосное компактирование полученных композиций на гидравлическом прессе ПСУ-50 с давлением прессования до 40 МПа. Получены порошковые лигатуры диаметром 18,2 мм, высотой до 4,6 мм и массой 2,5 и 5 грамм. Определена относительная плотность брикетов – 68...83% ($\text{Cu-2,5\%Si}_3\text{N}_4$) и 67...84% ($\text{Cu-5\%Si}_3\text{N}_4$).

Таким образом, рассмотренные режимы механического смешивания и последующего прессования исследуемых композиций позволяют получать порошковые

лигатуры, состоящие из медного порошка – носителя и нанопорошка нитрида кремния - модифицирующей фазы при увеличенном содержании последней.

Библиографический список

1. Михеев, Р. С. Дискретно армированные композиционные материалы системы Al-TiC (обзор) [Текст] / Р. С. Михеев, Т. А. Чернышова // Заготовительное производство в машиностроении. - 2008. - №11. - С. 44-53.
2. Крушенко, Г. Г. Роль частиц нанопорошков при формировании структуры алюминиевых сплавов [Текст] / Г. Г. Крушенко // Металлургия машиностроения. – 2011. - №1. – С. 20 – 24.
3. Крушенко, Г. Г. Применение нанопорошков химических соединений для улучшения качества металлоизделий [Текст] / Г. Г. Крушенко // Технология машиностроения. – 2002. - №3. – С. 3 – 6.
4. Анисимов, О. В. Разработка металлокомпозитов на основе алюминия, упрочненных наночастицами тугоплавких соединений [Текст] / О. В. Анисимов, В. И. Костиков, Е. В. Лобачева, В. И. Пузик, Ю. В. Штанкин // Известия вузов. Порошковая металлургия и функциональные покрытия. – 2011. – №3. - С. 33 – 39.
5. Крушенко, Г. Г. Повышение механических свойств алюминиевых литейных сплавов с помощью ультрадисперсных порошков [Текст] / Г. Г. Крушенко, Б. А. Балашов, З. А. Василенко, М. Н. Фильков, Т. Н. Миллер // литейное производство. – 1991. - №4. – С. 17 – 18.
6. Манолов, В. Влияние нанопорошковых инокуляторов на структуру и свойства сплава AlSi7Mg [Текст] / В. Манолов, А. Черепанов, Р. Лазарева, С. Константинова // Литейное производство. – 2011. - №4. – С. 17 – 20.
7. Кузина, А. А. Получение нанопорошковых псевдолигатур Cu-(SiC + Si₃N₄) для модифицирования и армирования алюминиевых сплавов [Текст] / А. А. Кузина // Изв. вузов. Цвет. металлургия. - 2016. -№5. - С. 78-84.
8. Titova, Yu. V. Self-propagating high-temperature synthesis of silicon carbide and silicon nitride nanopowders composition using sodium azide and halides [Text] / Yu. V. Titova, A. P. Amosov, G. V. Bichurov, D. A. Maidan // Eurasian chemico-technological Journal. – 2014. – №16. - P. 41 – 48.

УДК 621.983.3

КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА РАЗРУШЕНИЯ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЙ МОДЕЛИ ОБРАЗЦА ИЗ СПЛАВА АД1 ПРИ ОДНООСНОМ РАСТЯЖЕНИИ

Ледяев М. Е., Воронин С. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Для применения пористых материалов в промышленности необходимо исследовать процесс их разрушения. Поры являются структурными составляющими, которые позволяют снизить скорость развития трещины, т.к. за счет специфического распределения напряжений трещина будет «заходить» в пору. Данный механизм разрушения позволит увеличить ресурс материала. Поэтому целью данной работы является моделирование процесса разрушения пористого материала и визуализация траектории движения трещины.

Процесс разрушения пористого материала на основе алюминиевых сплавов является многофакторной задачей, т.к. необходимо учитывать наличие пор, упругих и пластических деформаций. Поэтому в первом приближении было принято считать пористый материал гипотетически хрупким, соответственно, не учитывать пластические свойства основного материала. Для исследования процесса разрушения хрупкого пористого материала была выбрана методика, разработанная авторами работы, основанная на принципе совершения минимальной работы для продвижения трещины [1].

Для исследования были выбраны модели пористого материала с квадратным расположением пор, с диаметром 300 мкм и пористостью 5 %. Геометрические размеры образца составили 172x52x0,65 мм. Для предопределения места начала развития трещины на торцах срединных областей заготовки наносились концентраторы напряжений в виде раздвоенных узлов. В горизонтальных направлениях к модели прикладывались растягивающие усилия. Конечным элементам задавались механические свойства сплава АД1, за исключением пластических характеристик. Компьютерное моделирование процесса одноосного растяжения состояло из конечного числа шагов. Данный подход дает возможность на каждом этапе моделирования находить в узлах максимальные значения напряжений, которые использовались в уравнении для расчета работы необходимой для продвижения трещины. Узлы с максимальными значениями напряжений раздваивались в том направлении, в котором необходимо совершить минимальную работу.

В ходе работы получены эпюры распределения напряжений и деформаций. Построены диаграммы растяжения. Визуализирован процесс движения трещины, что позволяет проводить анализ разрушения пористого материала на основе алюминиевого сплава, но без учета пластических свойств. Однако в дальнейшем планируется исследовать процесс разрушения пористого материала с учетом пластической деформации, различных диаметров пор, характером их расположения и процентом пористости.

Библиографический список

1. Воронин, С. В. Компьютерное исследование влияния реальной структуры материалов на характер распространения трещин в хрупких анизотропных телах [Текст] / С. В. Воронин, Г. З. Бунова, В. Д. Юшин // Проблемы машиностроения и автоматизации. – 2006. – № 4. – С. 72–77

УДК 55.16.20; 621.98.044.7

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА МАССОПЕРЕНОСА С УЧЕТОМ КРИТЕРИЯ ТЕПЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ПРИ ЭЛЕКТРОИСКРОВОМ ЛЕГИРОВАНИИ ТИТАНОВОГО СПЛАВА АЛЮМИНИЕМ

¹Мартынов С. В., Верхотуров А. Д., ²Коневцов Л. А.,
³Коваленко С. В., ¹Козырь А. В.

¹Амурский государственный университет, г. Благовещенск

²Институт материаловедения ХНЦ ДВО РАН, г. Хабаровск

³Тихоокеанский государственный университет, г. Хабаровск

Известно, что Ti-сплавы обладают сравнительно высокой удельной прочностью, жёсткостью, а также коррозионной стойкостью. Эти свойства определяют использование Ti-сплавов в авиакосмической технике, судостроении, других отраслях современного машиностроения [1-2]. Однако их высокая химическая активность при температурах 450-600°C, сравнительно низкая износостойкость и жаростойкость побуждают использовать поверхностное упрочнение для более широкого и эффективного применения материала.

Проведённое исследование формирования легированного слоя (ЛС) на поверхности титанового сплава ВТ9 методом электроискрового легирования (ЭИЛ) с использованием анода из алюминия (Al/ВТ9) [3] показало, что этот материал в качестве анода является перспективным и образует с титаном ряд жаростойких интерметаллидов. В работе [4] в качестве материала анода, используемого для ЭИЛ титана, также был выбран Al. Как показывают авторы этих работ, величина электрической эрозии электродов зависит от энергии разряда и определяет эрозию анода, количество перенесённого на катод материала.

Целью настоящей работы являлось изучение процесса переноса материала на Ti-сплав легирующим электродом-инструментом из Al для определения оптимальных условий ЭИЛ с использованием критерия теплового воздействия.

В качестве материала подложки использовался титановый сплав ВТ18, материала анода – технический алюминий марки АТ. ЭИЛ выполнялось на промышленных установках “ЭФИ-46А”, “ЭФИ 25М” на воздухе. Выбор электрических режимов ЭИЛ позволял проследить формирование ЛС в диапазоне: $J_{к.з.} = 2,6-125 \text{ А}$, $U_{х.х.} = 15-193 \text{ В}$, $E=0,03-6 \text{ Дж}$. Для выявления закономерностей формирования ЛС изучали кинетику массопереноса в зависимости от различной длительности времени от 1 до 18 мин при ЭИЛ образцов единичной площади 1 см^2 . Для оценки влияния тепловой нагрузки, силы тока, напряжения, величины энергии при ЭИЛ на формирование ЛС, использовали критерий теплового воздействия “R” (А/Дж), который определяли как отношение силы тока короткого замыкания ($J_{к.з.}$, А), отнесённый к величине энергии “E” (Дж). Параметры варьировались в зависимости от $J_{к.з.}$ (А) и $U_{х.х.}$ (В). Чем больше значение “R”, и меньше значение “E”, тем меньше влияние тепловых нагрузок на электроды [5].

Из представленных результатов кинетики массопереноса при упрочнении сплава ВТ18 алюминием (рис. 1) видно, что эрозия материала анода и привеса катода изменяется в зависимости от времени ЭИЛ и энергетического режима в общем случае в соответствии с “правилом Лазаренко”. Формирование ЛС при различных режимах и длительности ЭИЛ характеризовалось зависимостями: а) с повышением времени обработки наблюдалось уменьшение веса катода, затем повышение; б) при повышении длительности ЭИЛ и веса катода с определённого момента его вес начинает уменьшаться; в) с повышением времени обработки вес катода непрерывно повышается; г) при ЭИЛ вес анода непрерывно уменьшается.

Показано, что изменение массы катода при ЭИЛ Al в большей степени зависит от критерия “R”, чем от времени обработки. Так, уже после 2-3 проходов электрода-инструмента на режиме с критерием “R” малых тепловых воздействий, появляются микроучастки разрушения ЛС, количество которых с увеличением времени обработки изменяется в связи с вновь поступающей жидкой фазой с анода, а при времени обработки 2-3 мин – хрупкое разрушение, отслаивание или выкрашивание структуры ЛС, хотя общий привес образцов катода при этом возрастает.

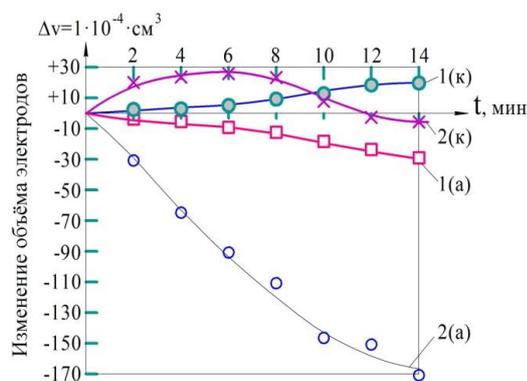


Рис. 1. Изменение объёма электродов (Δv) от времени ЭИЛ Al/VT18 и параметра “R”. Кривые 1: $R=33$, А/Дж ($E=0,12$ Дж); кривые 2: $R=1,5$ А/Дж ($E=3$ Дж) анода (а) и катода (к).

Напротив, при режимах с критерием “R” повышенных тепловых воздействий обработки, количество участков разрушения превышает число участков “залечивания” и происходит стремительное разрушение ЛС, в результате которого вес катода становится ниже первоначального. Размеры контактных пятен электродов в исследованных поверхностях подложек после ЭИЛ на режиме с критерием “R” повышенных тепловых воздействий меньше по величине, чем при обработке на “мягком” режиме с критерием “R” малых тепловых воздействий, но их глубина значительно больше и степень образования микротрещин, соответственно, выше.

Установленные закономерности формирования ЛС при ЭИЛ Ti-сплавов позволяют осуществлять выбор оптимальных режимов обработки для получения жаростойких покрытий. При использовании небольших значений энергии в импульсе и больших токов короткого замыкания ($J_{к.з.} > 6$ А) происходит перенос вещества с анода на катод преимущественно в жидкой фазе, что способствует лучшим условиям формирования ЛС в связи со значительно меньшими напряжениями в поверхностных слоях электродов.

Библиографический список

1. Муравьев В. И., Бахматов П. В., Долотов Б. И., др. Обеспечение надёжности конструкций из титановых сплавов [Текст]/ В. И. Муравьев, П. В. Бахматов, Б. И. Долотов. М: «Эком». 2009. 752 с.
2. Верхотуров, А. Д., Подчерняева, И. А., Панашенко, В. М., Коневцов, Л. А. Электроискровое легирование титана и его сплавов металлами и композитными материалами [Текст]/ А. Д. Верхотуров, И. А. Подчерняева, В. М. Панашенко, Л. А. Коневцов// ред. член-корр. Буренин А. А. Комсомольск-на-Амуре: ИМиМ ДВО РАН, 2014. 320 с.
3. Верхотуров, А. Д., Рогозинская, А. А., Тимофеева, И. И. Формирование упрочнённого слоя при электроискровом легировании сталей и титановых сплавов [Текст]/ А. Д. Верхотуров, А. А. Рогозинская, И. И. Тимофеева// Киев: Общество “Знание” УССР Металлургия. 1979. 28 с.

УДК 55.16.20; 621.98.044.7

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ И СВОЙСТВ РАБОЧИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ЭЛЕКТРОДОВ ПОСЛЕ ЭЛЕКТРОИСКРОВОГО ЛЕГИРОВАНИЯ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ АЛЮМИНИЕМ

¹Мартынов С. В., **Верхотуров А. Д.**, ²Коневцов Л. А., ³Коновалов С. В.,
⁴Коваленко С. В., ¹Козырь А. В.

¹Амурский государственный университет, г. Благовещенск

²Институт материаловедения ХНЦ ДВО РАН, г. Хабаровск

³Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

⁴Тихоокеанский государственный университет, г. Хабаровск

Известно, что высокая химическая активность титана и его сплавов ограничивает жаростойкие свойства материала при температурах выше 500°C [1]. Объемное легирование и термическая обработка ($\alpha+\beta$)-сплавов в большей степени повышает жаропрочность титана, чем жаростойкость. Применяя метод электроискрового легирования (ЭИЛ) можно повысить длительную стойкость титановых сплавов к высокой температуре, при этом необходимый эффект можно получить, упрочняя лишь рабочую поверхность деталей. В работах [2-4] показана перспективность упрочнения титанового сплава алюминием, установлены закономерности переноса материала анода при ЭИЛ с учетом критерия теплового воздействия.

В данной работе представлены исследования структуры и свойств измененных поверхностных слоев Ti-сплавов после ЭИЛ алюминием с целью определения оптимальных условий ЭИЛ, учитывая критерий теплового воздействия.

В качестве материала подложки (катода) использовались титановые сплавы BT1, BT9, BT18; материала анода – алюминий марки АТ. ЭИЛ выполнялось на установках “ЭФИ-46А”, “ЭФИ 25М” на воздухе, в среде аргона, гелия. Электроду-инструменту (аноду) сообщалась вибрация частотой 100 Гц или вращение вокруг горизонтальной оси (при использовании проволоки) со скоростью 750 мин⁻¹. Электрические режимы выбраны в диапазоне: $J_{к.з.} = 2,6-125\text{А}$, $U_{х.х.} = 15-193\text{В}$, $E=0,03-6\text{Дж}$.

Металлографический анализ упрочнённого слоя при ЭИЛ Al/BT9 показал, что при высоких значениях энергии в импульсе $E=3-6\text{Дж}$, условия формирования легированного слоя (ЛС) хуже – большое число трещин, сколов. Высота ЛС $h_{ЛС} = 30-40\text{ мкм}$ при легировании с низкими значениями энергии в импульсе $E=0,12-0,28\text{ Дж}$ и $h_{ЛС} = 60-70\text{ мкм}$ при легировании с высокими энергиями в импульсе $E=3-6\text{ Дж}$. Аналогична зависимость микротвердости ЛС – 200 МПа при низких и 500-950 МПа при высоких значениях энергии ЭИЛ. Качество покрытий зависит также и от вида движения анода (рис. 1). При обработке вибрирующим электродом (рис. 1а) под слоем чистого алюминия возникает тонкая упрочнённая зона с микротвёрдостью 500-800 МПа, неравномерно распределенная по поверхности образца. При вращении анода под слоем алюминия (рис. 1б) образуется белая зона толщиной 60-80 мкм с микротвёрдостью до 800-1000 МПа. Эта зона относительно равномерно расположена по всему сечению шлифа.

Микроструктура поверхности анода при ЭИЛ Al/BT18 (рис. 2) характеризуется участками оплавления, интенсивного испарения материала, отсутствием блокировки рабочей поверхности электрода вторичными структурами и активной эрозией последних со следами контактного взаимодействия с материалом катода. Длительность ЭИЛ единичной площади (1 см²) на режимах с критерием тепловых воздействий $R=1,5$

А/Дж при энергии в импульсе $E=3$ Дж должна быть не более 6-7 мин. Кроме того, при длительности ЭИЛ 14 мин порог хрупкого разрушения (T_x) не достигнут на режимах с критерием $R>33$ А/Дж, что означает непрерывный привес катода и соответствующее увеличение эрозии анода. Микроструктура ЛС подложки неоднородна: обнаружен ряд характерных участков со специфической структурой, среди которых выделяются места контактного взаимодействия электродов в виде лунок, капель закристаллизовавшейся жидкости, участки хрупкого и усталостного разрушения.

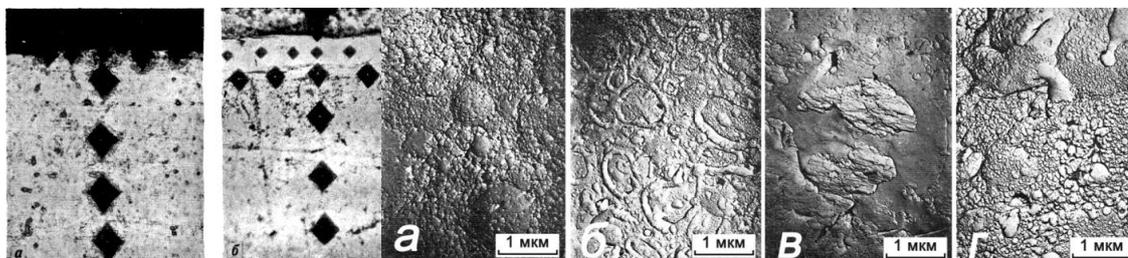


Рис. 1. Микротвердость йодидного Ti, легированного Al при условиях: а – вибрирующий электрод-анод, б – вращающийся электрод-анод.

Рис. 2. Микроструктура поверхности анода после трёх проходов ЭИЛ Al/VT18: а – схватывание электродов, б – разбрызгивание жидкой фазы, в и г – первичное и вторичное разрушение структуры соответственно.

Установлено влияние межэлектродной среды на условия массопереноса, где наиболее благоприятной для формирования ЛС является инертная среда. В эксперименте слои, полученные при ЭИЛ VT1 алюминием в среде аргона и гелия, были лучшего качества (меньше микротрещин, пор, лучше сплошность), чем полученные в воздухе. В два раза интенсивней происходит перенос материала анода на катод в межэлектродной среде аргона, нежели воздуха. Так как теплопроводность гелия в 10-15 раз больше, чем у аргона, и достаточная ионизация для дуги аргона при 10^{17} ионов/см³ наступает при 16000 °К, в то время как для гелия – при 25000 °К. Низкий температурный градиент по радиусу канала разряда в гелии приводит к тому, что концентрация тепла в зоне разряда на катоде в гелии меньше, чем в аргоне. Следовательно, процесс охлаждения материала электродов в зоне разряда значительно ближе к адиабатическому в аргоне, чем в гелии.

Показано, что фазовый состав ЛС при изменении режимов обработки практически не изменяется. Рентгенофазовый анализ ЛС сплава VT18 показал присутствие Ti и Al, причем встречаемость участков с содержанием Ti больше, чем с содержанием Al; интерметаллидов Ti_3Al , $TiAl$, $TiAl_3$; нитрида титана TiN и оксида алюминия Al_2O_3 . При ЭИЛ Ti/VT9 формируется ЛС, содержащий до глубины 130 мкм фазы: TiN , Al_3Ti , γAl_2O_3 , αAl_2O_3 ; до глубины 170 мкм фазы: Al_3Ti , Ti_3O_5 , $\alpha-Ti$ и до 210 мкм фазы Ti_3O_5 и $\alpha-Ti$.

Библиографический список

1. Солонина, О. П., Глазунов, С. Г. Жаропрочные титановые сплавы //М.: Металлургия, 1976, 447с.
2. Верхотуров, А. Д., Подчерняева, И. А., Панашенко, В. М., Коневцов, Л. А. Электроискровое легирование титана и его сплавов металлами и композитными материалами [Текст]/ А. Д. Верхотуров, И. А. Подчерняева, В. М. Панашенко, Л. А. Коневцов// ред. член-корр. Буренин А.А. Комсомольск-на-Амуре: ИМиМ ДВО РАН, 2014. 320 с.
3. Верхотуров, А. Д., Козырь, А. В., Коневцов, Л. А. Исследование процесса формирования поверхностного слоя титанового сплава при электроискровом

легировании с учётом критерия теплового воздействия [Текст]/ А. Д. Верхотуров, А. В. Козырь, Л. А. Коневцов// Учёные записки Комсомольского-на-Амуре государственного технического университета. № I-1(21). 2015. – С. 68-75.

4. Верхотуров, А. Д., Рогозинская, А. А., Тимофеева, И. И. Формирование упрочнённого слоя при электроискровом легировании сталей и титановых сплавов [Текст]/ А. Д. Верхотуров, А. А. Рогозинская, И. И. Тимофеева // Киев: Общество “Знание” УССР Металлургия. 1979. 28 с.

УДК 621.787.539.319

ВЛИЯНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ШЛИЦЕВЫХ ДЕТАЛЕЙ НА ОСТАТОЧНЫЕ НАПРЯЖЕНИЯ

Михалкина С. А., Матвеева К. Ф., Вакулюк В. С.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Определялись остаточные напряжения по методике работы [1] в полых шлицевых деталях в зависимости от способа зубообразования, химико-термической обработки, покрытия и поверхностного пластического деформирования (ППД). Все детали изготавливались по стандартной технологии, принятой в авиационном двигателестроении.

Наблюдалось заметное рассеяние меридиональных σ_ϕ остаточных напряжений в пределах каждой партии образцов, что следует из данных табл. 1. Наибольшее рассеяние напряжения имеют в образцах без химико-технической обработки, причём с удалением от поверхности относительное рассеяние увеличивается. Применение ППД уменьшает величину относительного рассеяния. В партиях образцов, подвергнутых химико-термической обработке, относительное рассеяние остаточных напряжений меньше и более стабильно по толщине удалённого слоя. Применение ППД для термообработанных образцов практически не изменяет рассеяния.

Таблица 1. Относительное рассеяние S_σ / σ_ϕ остаточных напряжений σ_ϕ

Способ зубообразования	Химико- термическая обработка	Покрытие	ППД	a, мкм			
				10	30	60	90
фрезерование	–	–	–	0,231	0,255	0,530	1,304
фрезерование	цементация	–	–	0,221	0,280	0,288	0,288
фрезерование	цементация	серебрение	–	0,137	0,230	0,137	0,192
фрезерование	цементация	–	обдувка микро- шариками	0,111	0,153	0,198	0,199
долбление	–	–	–	0,153	0,137	0,191	5,560

В связи с рассеянием, в каждой партии было взято 28...30 образцов. На рисунках 1 и 2 приведены средние для каждой партии образцов остаточные напряжения, полученные статистической обработкой результатов [2]. Как показала проверка всех партий по критериям асимметрии и эксцесса, рассеяние остаточных напряжений соответствует закону нормального распределения. Выявление и исключение грубых ошибок проведено проверкой однородности результатов по квантилю максимального относительного отклонения. Проверялась значимость наблюдаемых различий остаточных напряжений. Во всех рассмотренных партиях образцов у поверхности впадин действуют сжимающие остаточные напряжения.

После химико-термической обработки происходит существенное увеличение сжимающих остаточных напряжений у поверхности впадин (рис. 1), что, по-видимому, обусловлено финишной пескоструйной обработкой, так как после цементации наблюдаются меньшие по величине напряжения [3]. Образование больших по величине сжимающих остаточных напряжений после такой обработки описано, например, в работе [4].

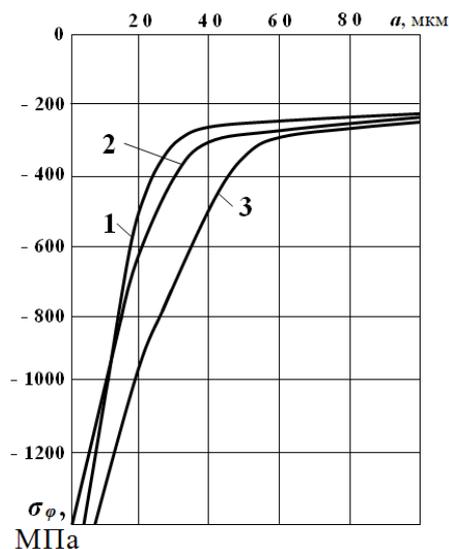


Рис. 1. Остаточные напряжения во фрезерованных шлицах $t=1$ из материала 12X2H4A: 1 – цементация; 2 – цементация+серебрение; 3-цементация+обдувка микрошариками

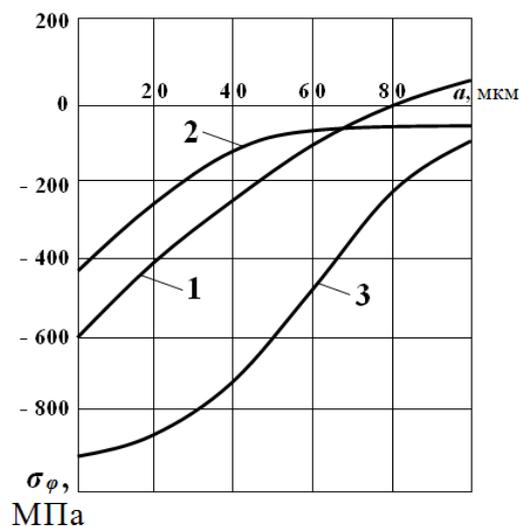


Рис. 2. Остаточные напряжения в шлицах, изготовленных долблением из материала 12X2H4A: 1– $t=1$; 2 – $t=1,25$; 3 – $t=1$, обработанные микрошариками

После применения ППД особенно существенное изменение остаточных напряжений произошло в образцах из нецементованной стали. Сжимающие остаточные напряжения у поверхности увеличились на 60%. Эффект упрочнения цементованной стали ниже (17%), что объясняется пониженной пластичностью поверхностного слоя, имеющего HRC 59...61, а также высоким уровнем остаточных напряжений до ППД.

Библиографический список

1. Иванов, С. И. Определение остаточных напряжений в шлицевых деталях [Текст] / С. И. Иванов, М. П. Шатунов, В. С. Вакулук // Получение деталей авиационной техники методами пластической деформации металлов: Межвузовский сборник. – Куйбышев, 1981. – Вып. 2.
2. Пустыльник, Е. И. Статистические методы анализа и обработки наблюдений [Текст]/ Е. И. Пустыльник// М.: Наука, 1968. – 341 с.
3. Балтер, М. А. Усталостная прочность упругих шлицевых валов при различных видах упрочнения [Текст] / М. А. Балтер, А. В. Горелый // Металловедение и термическая обработка металлов. – 1964. – №7. – С.16-18.
4. Вершинина, Н. М. Исследование остаточных напряжений и выносливости винтовых цилиндрических пружин [Текст] / Н. М. Вершинина, И. В. Григорьева, С. И. Иванов, Г. Ф. Мальков // Рук.деп. ВИНТИ. 1977. – №237 – 77 ДЕП. – 18 с.

УДК 621.787.539.319

ОСТАТОЧНЫЕ НАПРЯЖЕНИЯ И СОПРОТИВЛЕНИЕ УСТАЛОСТИ ШЛИЦЕВЫХ ДЕТАЛЕЙ

Михалкина С. А., Кяримов Р. Р., Вакулук В. С.

Самарский национальный исследовательский университет

имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Изучалось влияние технологии изготовления полых шлицевых деталей из сталей 12Х2Н4А и 30ХГСА на остаточные напряжения и сопротивление многоциклового усталости. Все детали изготавливались по стандартной технологии, принятой в авиационном двигателестроении. Часть шлицевых деталей исследовалась непосредственно после фрезерования (исходное состояние), другая часть подвергалась химико-термической обработке, а также обработке микрошариками. Исследовалось четыре партии шлицевых деталей из стали 12Х2Н4А и две – из стали 30ХГСА по вариантам технологии изготовления, приведённым в табл. 1.

Таблица 1

Материал	Номер партии	Вариант технологии изготовления
12Х2Н4А	1	фрезерование (исходное состояние)
	2	фрезерование + цементация
	3	фрезерование + цементация + серебрение
	4	фрезерование + цементация + обработка микрошариками
30ХГСА	1	фрезерование (исходное состояние)
	2	фрезерование + цементация

Окружные σ_φ остаточные напряжения во впадинах шлиц как до, так и после испытаний на усталость шлицевых деталей определялись по методике, изложенной в работе [1]. Следует отметить, что после испытаний на усталость при напряжениях, близких к пределу выносливости, остаточные напряжения в деталях в исходном состоянии полностью снимались, а после химико-термической обработки практически не изменялись. Наблюдалось заметное рассеяние остаточных напряжений в пределах каждой партии деталей, причём наибольшее рассеяние напряжений имело место в деталях после фрезерования, то есть без химико-термической обработки.

В связи с рассеянием остаточных напряжений, в каждой партии исследовалось по 28 – 30 деталей, а на рис. 1 и 2 по толщине поверхностного слоя a представлены

средние для каждой партии эпюры окружных σ_φ остаточных напряжений, полученные в результате статистической обработки.

Из данных рисунка 1 видно, что цементация приводит к созданию в поверхностном слое впадин шлицевых деталей сжимающих остаточных напряжений на поверхности $\sigma_\varphi^{нов}$ до -1450 МПа, а дополнительная (последующая) обработка микрошариками увеличивает эти напряжения до -1510 МПа. Покрытие цементованных шлицевых деталей электролитическим способом серебром при толщине слоя 3 – 6 мкм практически не изменяет остаточных напряжений на поверхности шлиц. Обработка микрошариками повышает сжимающие остаточные напряжения не только на поверхности, но и по толщине поверхностного слоя.

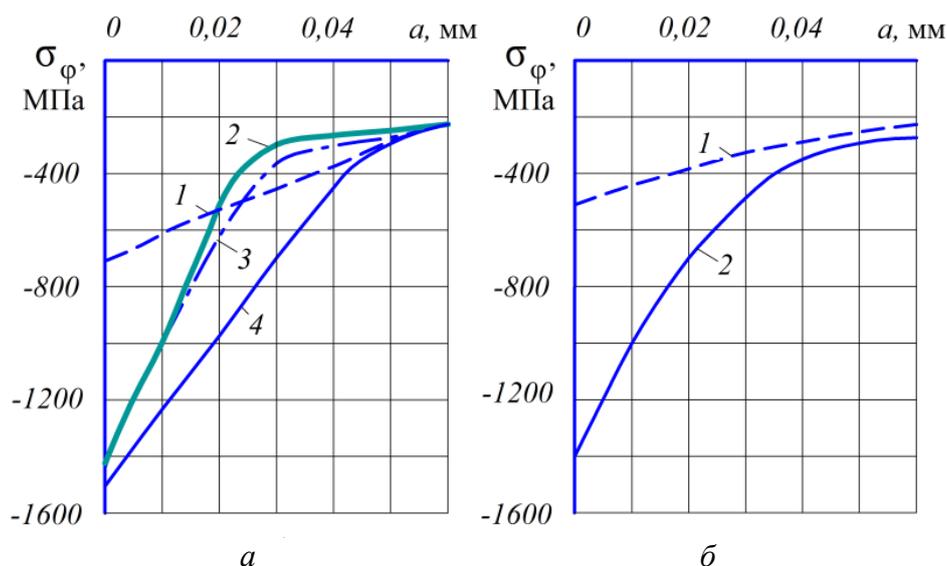


Рис. 1. Окружные σ_{φ} остаточные напряжения в шлицевых деталях из сталей 12Х2Н4А (а) и 30ХГСА (б); номера эюр соответствуют номерам партий таблицы 1

Для испытаний на усталость при кручении в случае симметричного цикла нагружения шлицевые детали изготавливались одновременно с деталями для определения остаточных напряжений. База испытаний – $3 \cdot 10^6$ циклов нагружения. Результаты испытаний приведены в табл. 2. Оценка влияния остаточных напряжений на приращение предела выносливости проводилась по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ [2]. Из представленных в табл. 2 данных видно, что среднее значение коэффициента влияния остаточных напряжений на предел выносливости при кручении составляет 0,235. Эта величина $\bar{\psi}_{\tau}$ близка к значению коэффициента для деталей и образцов с аналогичной концентрацией напряжений [2].

Таблица 2

Материал	Номер партии	$\sigma_{\varphi}^{нов}$, МПа	τ_{-1} , МПа	$\bar{\sigma}_{ост}$, МПа	$\bar{\psi}_{\tau}$
12Х2Н4А	1	-740	231	–	–
	2	-1450	385	-579	0,266
	3	-1440	369	-632	0,218
	4	-1510	392	-802	0,201
30ХГСА	1	-520	213	–	–
	2	-1390	384	-684	0,253

Библиографический список

1. Иванов, С. И. Определение остаточных напряжений в шлицевых деталях [Текст] / С. И. Иванов, М. П. Шатунов, В. С. Вакулук // Получение деталей авиационной техники методами пластической деформации металлов: Межвузовский сборник. – Куйбышев, 1981. – Вып. 2. – С. 143-148.

УДК 629.78

ЗАЩИТА ПОЛИИМИДНЫХ ТРУБОПРОВОДОВ РКТ ОТ НАКОПЛЕНИЯ СТАТИЧЕСКОГО ЭЛЕКТРИЧЕСТВА МЕТОДОМ ГАЗОПЛАМЕННОГО НАПЫЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОПРОВОДНОГО ПОКРЫТИЯ

Можаровский Я. О., Мишензников Г. Е., Сидоров А. В., Чувилькин А. В.

Государственный космический научно-производственный центр
имени М. В. Хруничева, КБ «Салют», г. Москва

В последние годы в ракетной технике в качестве магистралей для криогенных компонентов топлива используются трубопроводы, выполненные из полиимида.

Полиимидные трубопроводы обладают тем основным достоинством, что имеют меньший вес, по сравнению с таковыми из металла, а также позволяют отказаться от использования специальных устройств - сифонов [1].

Однако полиимидные трубопроводы имеют существенный недостаток - так как полиимид является диэлектриком, то на поверхности трубопровода происходит накопление статического электричества.

Во время эксплуатации ракеты-носителя, на внешних диэлектрических поверхностях происходит накопление статического электричества до напряжений, приводящих к разрядным процессам – пробоем и, как следствие, изменению рабочих характеристик или разрушению материалов конструкции. В дополнение к этому, вследствие процесса поверхностных разрядов возникает широкий спектр электромагнитных помех, что отрицательно влияет на системы управления изделия, вплоть до отказа.

На сегодняшний день следует отметить, что электризация относится к важнейшим факторам, негативно влияющим на надёжность и безопасность изделий ракетно-космической техники в условиях её лётной эксплуатации.

Таким образом, при эксплуатации полиимидных трубопроводов необходимо обеспечить защиту поверхности от накопления статического электричества.

Защита изделий от опасного воздействия статического электричества должна быть обеспечена при решении следующих задач:

а) создание внешней поверхности, не имеющей при эксплуатации между отдельными ее частями разницы электростатического потенциала, способного вызвать электростатический разряд достаточной мощности для нарушения работы электротехнических устройств, возгорание пожароопасных смесей или разрушение материалов;

б) создание бортовой аппаратуры, работоспособной при воздействии электромагнитного импульса, вызванного разрядом статического электричества;

в) создание бортовых средств, снижающих общий электростатический потенциал различными специальными воздействиями на поверхность.

Для защиты полиимидных трубопроводов от накопления статического электричества наиболее приемлемым способом является создание электропроводного покрытия.

Традиционные технологии и материалы (намотка металлических сеток, наклейка металлических фольг, окраска токопроводными эмалями) для покрытия внешней поверхности трубопроводов из полиимидов не обеспечивают надёжной адгезии, не технологичны и приводят к увеличению массы трубопровода.

На опытных образцах в КБ «Салют» с кооперацией была проведена отработка технологии газопламенного напыления алюминиевого электропроводного покрытия на внешнюю поверхность полиимидных трубопроводов. В процессе работы по разработке

технологии нанесения электропроводного покрытия были опробованы разные методы газотермического напыления:

- высокоскоростное газопламенное (HVOF);
- газодинамическое (холодное);
- плазменное,
- газопламенное,
- электродуговое.

Все указанные методы имеют свои преимущества и недостатки, но наиболее экономичным и технологичным оказался метод газопламенного напыления. Другие методы напыления не позволили получить необходимое покрытие на поверхности полиимидной трубы за счёт своих технологических особенностей (высокого нагрева подложки, высокой кинетической энергии частиц, приводящей к пробое образца, а так же сложности и дороговизне оборудования).

При газопламенном напылении внешний токопроводный слой из алюминия на поверхности полиимидного трубопровода имеет высокую адгезию к подложке, малый вес $\sim 80 \text{ г/м}^2$ и поверхностное электрическое сопротивление $R_{\text{пов}} = 10^{-3} \text{ Ом}$ (Рис. 1)

В процессе нанесения электропроводного покрытия подложка не нагревается выше 120°C , что не разрушает структуру материала, возможна автоматизация процесса, а так же ручное нанесение покрытия на криволинейные участки ПИТ (Рис. 2).

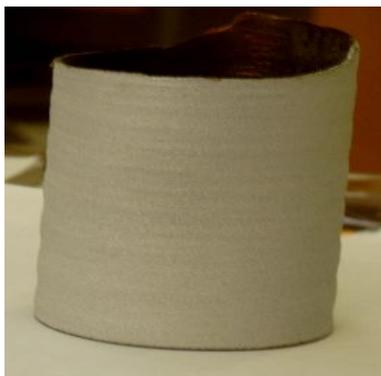


Рис. 1. Образец с электропроводным покрытием



Рис. 2. Криволинейный полиимидный трубопровод без покрытия

Оборудование для газопламенного напыления достаточно простое и недорогое, а возможность напылять на различные поверхности, как металлы, так и неметаллы, с заранее требуемыми свойствами, существенно расширяют область применения этого метода, позволяя использовать его в различных отраслях народного хозяйства.

Библиографический список:

1. Сеницын, В. В., Мишензников, Г. Е., Павлищев, Г. А. Перспективные покрытия для ракетно-космической техники (технология, оборудование, опыт применения) [Текст]/ В. В. Сеницын, Г. Е. Мишензников, Г. А. Павлищев // Первый научно-технический семинар. Сборник тезисов докладов. Опыт по повышению герметичности полиимидных трубопроводов для изделий РКТ, 2003г.-54с.

УДК 621.787.4

МЕТОД ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ ЦЕМЕНТАЦИИ НА СОПРОТИВЛЕНИЕ УСТАЛОСТИ ДЕТАЛЕЙ ПРИ ИЗГИБЕ

Мокшин Д. С., Сазанов В. В., Семёнова О. Ю.

Самарский национальный исследовательский университет

имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Правильно назначенный технологический процесс поверхностного упрочнения деталей машин приводит к значительному повышению их сопротивления усталости и соответственно повышает их ресурс и надёжность работы. Поэтому задачей данного исследования является разработка расчётно-экспериментального метода оценки эффективности цементации и других видов химико-термической обработки деталей с использованием определённых типов образцов-свидетелей. Решение поставленной задачи выполнено расчётно-экспериментальным методом, в котором в качестве исходных данных были использованы экспериментальные результаты, полученные при изучении влияния химико-термической обработки, в том числе цементации, на предел выносливости деталей из конструкционной легированной стали 16ХЗНВФМБ (ВКС-5) [1-4].

Для оценки влияния цементации деталей (химико-термическая обработка) результатами расчётов и экспериментов обосновано применение корсетных образцов-свидетелей для проведения испытаний на усталость и гладких образцов-свидетелей для определения остаточных напряжений в поверхностном слое. Расчётная часть исследования выполнена методом конечно-элементного моделирования с использованием комплексов ANSYS и PATRAN/NASTRAN. Расчётный комплекс ANSYS применён для определения коэффициента концентрации напряжений при изгибе корсетного образца [5]. Используемые модели с гармоническими осесимметричными конечными элементами позволяют определять коэффициенты концентрации напряжений при растяжении-сжатии и изгибе деталей, представляющих собой тела вращения. Полученное значение коэффициента влияния остаточных напряжений на приращение предела выносливости достаточно точно согласуется с его экспериментальными значениями для цементации и других видов химико-термической обработки корсетных образцов. Комплекс PATRAN/NASTRAN использован при расчёте напряжённо-деформированного состояния в корсетных образцах от действия остаточных напряжений, возникающих при цементации поверхностей детали [6, 7]. Моделирование выполнено методом термоупругости, при этом в качестве исходных данных использованы экспериментальные эпюры распределения остаточных напряжений в гладких образцах.

Оценка результатов расчётов показывает, что распределения осевых остаточных напряжений σ_z по толщине a поверхностного слоя в наименьшем (опасном) сечении корсетного образца в рассматриваемых вариантах термической и химико-термической обработки практически совпадают с аналогичными распределениями для гладких образцов, причём отличие от исходной эпюры для гладкого образца не превышает 2,5–3%. На основании полученных в исследовании результатов установлено, что с достаточной точностью критерий среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ [2] можно определять по экспериментальной эпюре остаточных напряжений гладкого образца. Также показано, что размер наименьшего сечения корсетного образца для повышения точности прогнозирования предела выносливости за счёт упрочнения должен быть увязан с размером упрочняемой детали. В качестве гладких образцов-свидетелей в случае осесимметричных деталей целесообразно использовать

цилиндрические втулки, которые позволяют определять осевые и окружные остаточные напряжения хорошо отработанными методами и с высокой точностью.

С экономической точки зрения значение предложенного метода образцов-свидетелей при оценке эффективности цементации заключается в том, что значительно сокращаются объём и время проведения испытаний на усталость, причём правильность выбора режимов технологической операции цементации подтверждается испытанием относительно небольшой партии корсетных образцов и сходимостью полученных результатов с расчётным значением предела выносливости. На основании проведённых исследований установлено, что полученные расчётными методами результаты прогнозирования предела выносливости корсетных образцов, упрочнённых на различных режимах термической и химико-термической обработки (цементации), имеют достаточно высокую сходимость с результатами проведённых испытаний на усталость. Анализ результатов расчёта методом конечно-элементного моделирования остаточного напряжённого состояния гладких и корсетных образцов показывает, что определение критерия среднеинтегральных остаточных напряжений для вычисления приращения предела выносливости цементированных деталей представляется возможным проводить по результатам определения остаточных напряжений в поверхностном слое гладких образцов-свидетелей. Результатами расчёта и испытаний показано, что для повышения предела выносливости оптимальными режимами цементации и последующей за ней термической обработки детали будут те режимы, при которых критерий среднеинтегральных остаточных напряжений будет наибольшим.

Библиографический список

1. Павлов, В. Ф. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям [Текст] / В. Ф. Павлов, В. А. Кирпичёв, В. С. Вакулюк. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.
2. Павлов, В. Ф. О связи остаточных напряжений и предела выносливости при изгибе в условиях концентрации напряжений [Текст] / В. Ф. Павлов // Известия вузов. Машиностроение. – 1986. – №8. – С. 29-32.
3. Павлов, В. Ф. Влияние на предел выносливости величины и распределения остаточных напряжений в поверхностном слое детали с концентратором. Сообщение I. Сплошные детали [Текст] / В. Ф. Павлов // Известия вузов. Машиностроение. – 1988. – №8. – С. 22-26.
4. Кирпичёв, В. А. Прогнозирование предела выносливости поверхностно упрочнённых деталей при различной степени концентрации напряжений [Текст] / В. А. Кирпичёв, А. П. Филатов, О. В. Каранаева, А. В. Чирков, О. Ю. Семёнова // Труды МНТК «Прочность материалов и элементов конструкций». – Киев: ИПП им. Г. С. Писаренко НАНУ. – 2011. – С. 678-685.
5. Петерсон, Р. Е. Коэффициенты концентрации напряжений [Текст] / Р. Е. Петерсон. – М.: Мир, 1977. – 304 с.
6. Сазанов, В. П. Моделирование перераспределения остаточных напряжений в упрочнённых цилиндрических образцах при опережающем поверхностном пластическом деформировании [Текст] / В. П. Сазанов, А. В. Чирков, В. А. Самойлов, Ю. С. Ларионова // Вестник СГАУ. – 2011. – №3(27). Ч. 3. – С. 171-174.
7. Сазанов, В. П. Определение первоначальных деформаций в упрочнённом слое цилиндрической детали методом конечно-элементного моделирования с использованием расчётного комплекса PATRAN/NASTRAN [Текст] / В. П. Сазанов, В. А. Кирпичёв, В. С. Вакулюк, В. Ф. Павлов // Вестник УГАТУ. – 2015. – Т. 19. – №2 (68). – С. 35-40.

УДК 544.541: 535.343

ДЕГРАДАЦИИ ОПТИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ПОКРЫТИЙ НА ОСНОВЕ НАНОПОРОШКОВ TiO_2

Нещименко В. В., Житенев А. Н.

Амурский государственный Университет, г. Благовещенск

Космические аппараты подвержены действию многих факторов, обуславливающих изменение свойств и рабочих характеристик материалов внешних поверхностей. В большей степени это касается терморегулирующих покрытий класса «солнечные отражатели», к которым относятся эмалевые и керамические покрытия на основе оксидных белых пигментов с органическими и неорганическими связующими [1]. Среди пигментов для покрытий этого класса используются порошки диоксида титана. Но при длительных сроках орбитального полета космических аппаратов образуется достаточно большое количество дефектов и центров поглощения, что приводит к появлению полос поглощения, а также к увеличению интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения. Поэтому разработка способов повышения радиационной стойкости покрытий является актуальной проблемой. В данной работе исследовалась возможность применения наночастиц диоксида титана в качестве пигмента для покрытий космических аппаратов, оценивались их оптические свойства и радиационная стойкость к действию ионизирующих излучений.

Наночастицы TiO_2 были получены золь-гель методом и имели размер 10-30 нм, и высокую удельную поверхность $120 \text{ м}^2/\text{г}$. Для сравнения свойств, использовались микропорошки, их размер был порядка 1 мкм, удельная поверхность $5 \text{ м}^2/\text{г}$. Микро- и нанопорошки TiO_2 имели структуру анатаз. Покрытия были приготовлены при смешивании 75 % по объему порошка-пигмента и 25 % по объему кремнийорганического лака, которые были нанесены на алюминиевые подложки АМгб. Толщина слоя покрытия составляла примерно 150-200 мкм.

Образцы были облучены протонами энергией 100 кэВ флюенсом $5 \cdot 10^{15} \text{ см}^{-2}$ потоком $5 \cdot 10^{11} \text{ см}^{-2}\text{с}^{-1}$ в вакууме $2,5 \cdot 10^{-4} \text{ Па}$. Спектры диффузного отражения регистрировали спектрофотометром Perkin Elmer Lambda 950 с шагом 5 нм/с в диапазоне от 250 до 2500 нм. Спектры ρ_λ оценивались по двум экспериментальным точкам. Значение интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения (α_s) рассчитывалась по стандартам ASTM (E490 и E903-00a-96).

Коэффициент отражения для покрытий на основе микро- и нанопорошков TiO_2 достигает 80 % в области от 500 до 1500 нм, в ближней ИК-области происходит его уменьшение до 40 % (рис.1). В этой области также регистрируются полосы поглощения 1190, 1405, 1690, 1740, 1830, 1930, 2275, 2360, 2460 нм, которые сходны с полосами поглощения используемого связующего кремнийорганического лака, часть из них совпадают с полосами поглощения микропорошков.

После облучения порошков протонами в разностных спектрах диффузного отражения ($\Delta\rho = \rho_0 - \rho_\phi$, где ρ_0 и ρ_ϕ – спектры диффузного отражения до и после облучения соответственно), регистрируется полоса наведенного поглощения в области от 3,5 до 0,5 эВ. Данная полоса обусловлена различными радиационными дефектами как в пигменте, так и в связующем. Элементарные процессы и реакции, приводящие к образованию и накоплению дефектов в диоксиде титана были описаны в наших предыдущих работах [2, 3]. Наибольшим поглощением 76 % обладают образцы покрытий из микропорошков TiO_2 , пик, которого приходится на видимую область 3,08 эВ, что совпадает со значением характерным для дефектов в пигменте. Для покрытий на основе наночастиц положение пика поглощения варьируется от 2,7 эВ до 2,9 эВ и его интенсивность достигает 50 %.

Из рассчитанных значений Δa_s следует, что наибольшей радиационной стойкостью обладают образцы покрытий на основе нанопорошков, значения Δa_s , которых равно $0,203 \pm 0,001$, тогда как у покрытий на основе микропорошков она достигает $0,268 \pm 0,001$.

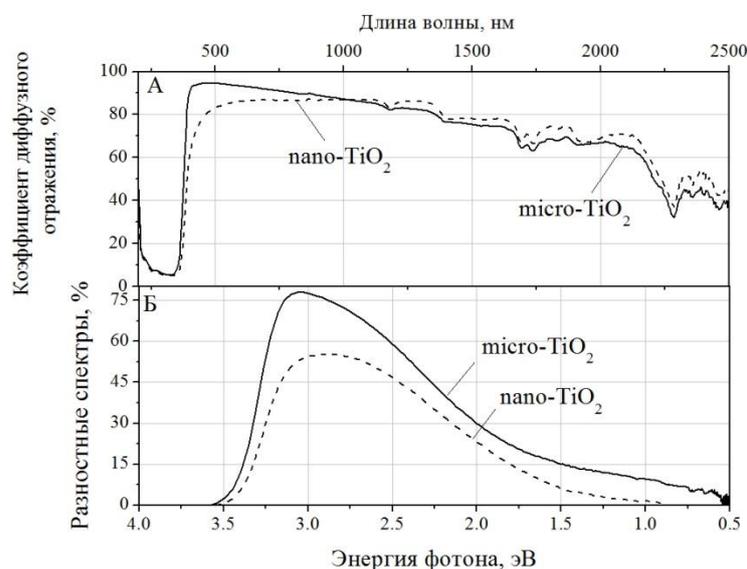


Рис. 1. Спектры диффузного отражения (А) и разностные спектры диффузного отражения покрытий (Б) на основе микро- и нанопорошков TiO_2 после облучения протонами $100 \text{ кэВ } \Phi = 5 \cdot 10^{15} \text{ см}^{-2}$.

Выполненные исследования показали, что коэффициент отражения в спектрах диффузного отражения покрытий микропорошков выше, чем у нанопорошков. Но радиационная стойкость к воздействию протонов покрытий на основе наночастиц выше, чем у микрочастиц. Таким образом, можно говорить о возможности использования наночастиц для разработки новых терморегулирующих покрытий и использованием нанопорошков диоксида титана.

Библиографический список

1. Tribble, A. C., Lukins, R., Watts, E., Borisov, V. A., Demidov, S. A., Denisenko, V. A., Gorodetskiy, A. A., Grishin, V. K., Nauma, S. F., Sergeev, V. K., Sokolova, S. P. United States and Russian Thermal Control Coating Results in LowEarth Orbit. *Journal of Spacecraft and Rockets* 1996; 33(1): 160-166.
2. Mikhailov, M. M., Chundong, Li, Neshchimenko, V. V. Optical property degradation of titanium dioxide micro- and nanopowders under irradiation. *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research B*, 2014; 333: 52–57
3. Mikhailov, M. M., Neshchimenko, V. V., Yuryev, S. A. Optical properties and radiation stability of submicro- and nanopowders titanium dioxide measured in situ. *Radiation Physics and Chemistry*. 2016; 121: 10-15.

УДК 669.295

ВЛИЯНИЕ ОБРАБОТКИ ИМПУЛЬСНЫМИ ЭЛЕКТРОННЫМИ ПУЧКАМИ НА ПОВЕРХНОСТЬ РАЗРУШЕНИЯ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ1-0

Новиков М. Ю.¹, Комиссарова И. А.², Косинов Д. А.², Иванов Ю. Ф.³, Коновалов С. В.¹

¹Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

²Сибирский государственный индустриальный университет, г. Новокузнецк

³Институт сильноточной электроники СО РАН, г. Томск

Целью работы являлось сравнительное исследование поверхности разрушения при многоцикловой усталости образцов титанового сплава ВТ1-0, подвергнутых облучению интенсивными импульсными электронными пучками.

Для исследования использовались образцы титанового сплава толщиной 4 мм и шириной 12 мм, имеющие симметричный концентратор напряжений с минимальным сужением в центральной части 5 мм. Облучение поверхности образцов, приготовленных к усталостным испытаниям, осуществляли на установке «СОЛО» [1, 2] при следующих параметрах: энергия электронов 16 кэВ; частота следования импульсов $0,3 \text{ с}^{-1}$; длительность импульса пучка электронов 150 мкс; плотность энергии пучка электронов 30 Дж/см^2 ; количество импульсов воздействия 3.

Анализируя результаты, можно отметить, что облучение интенсивным импульсным электронным пучком субмиллисекундной длительности воздействия привело к увеличению усталостной долговечности исследуемого материала в среднем на 40 % относительно необлученных образцов.

Усталостный излом титанового сплава, подвергнутого облучению интенсивным электронным пучком перед усталостным испытанием, имеет многослойное строение и характеризуется наличием поверхностного слоя 1 толщиной 20-25 мкм, промежуточного слоя 2 толщиной 50-55 мкм и слоя 3 - основного объема материала. В поверхностном слое был обнаружен подслоя, примыкающий к поверхности облучения, характеризующийся наличием микропор.

В результате исследования было выявлено, что облучение титана сопровождается формированием сравнительно тонкого ($\approx 25 \text{ мкм}$) поверхностного слоя, образующегося в результате высокоскоростной кристаллизации расплава. Поверхностный слой 1 сформировался в результате плавления и скоростной кристаллизации материала; слой 2 является слоем термического влияния.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ (проекты №16-32-60048 мол а дк и № 16-58-00075 Бел_а) и государственного задания № 3.1283.2017/ПЧ.

Библиографический список

1. Grishunin, V. A. Evolution of the phase composition and defect substructure of rail steel subjected to high-intensity electron-beam treatment [Текст]/ V. A. Grishunin, V. E. Gromov, Yu. F. Ivanov, A. D. Teresov, S. V. Konovalov // Journal of Surface Investigation — 2013. - с.990-995
2. Koval', N. N. Nanostructuring of surfaces of metalloceramic and ceramic materials by electron-beams [Текст]/ N. N. Koval', Yu. F. Ivanov // Russian Physics Journal — 2008. - с.505-516

УДК 004.942, 539.3, 621.793

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ФОРМИРОВАНИЯ ГАЗОТЕРМИЧЕСКИХ ПОКРЫТИЙ ИЗ ПОРОШКОВЫХ МАТЕРИАЛОВ

Орлова С. И., Докукина И. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

При нанесении плазменных газотермических покрытий распыляемый материал вводится в плазменную струю, нагревается, ускоряется и деформируется при ударе о напыляемую поверхность. При этом формируется специфическая структура плазменных покрытий с явно выраженной слоистостью и дискообразной формой кристаллитов. Структура реальных покрытий содержит различные по степени деформирования кристаллиты.

Адгезионная и когезионная прочность плазменных покрытий определяется площадью поверхности частиц, на которой прошло химическое взаимодействие с контактируемой поверхностью. На процесс химического взаимодействия оказывают непосредственное влияние напряжения, возникающие в частицах в процессе их деформирования. С целью определения оптимальной степени деформирования частиц при формировании плазменных покрытий исследовались механические напряжения на контактной поверхности деформируемой частицы. Исследования проводили методом конечно-элементного моделирования с применением программного комплекса «ANSYS».

В качестве объекта деформирования был выбран цилиндр, диаметр и высота которого были одинаковы. Задавались скорость и время деформирования, а также прочностные характеристики деформируемого материала частицы. В процессе моделирования изменялась степень осадки цилиндра. Исследовались значения напряжений, возникающих по оси y и по оси x . Первые из них оказывают первостепенное влияние на процессы схватывания при формировании покрытия. Они обеспечивают сжатие поверхностей, по которым протекают реакции образования химических связей. Вторые – от центра к краю сформированного объекта, они оказывают непосредственное влияние на образование центров схватывания, поскольку способствуют активации этой контактной поверхности за счет образования дислокаций, выходящих на контактируемые поверхности при их совместном пластическом деформировании.

Установлены оптимальные значения степени деформирования частиц при формировании плазменных покрытий. Выявлено, что чрезмерное увеличение растягивающих напряжений по оси x может привести к разрыву образовавшихся связей и снижению прочности образовавшегося соединения.

Библиографический список

1. Барвинок, В. А. Современные технологии в авиа- и ракетостроении: учебник для студентов высших учебных заведений [Текст]/ В. А. Барвинок, В. И. Богданович, С. Г. Дементьев, А. Н. Кирилин, Ю. С. Клочков, Г. А. Кулаков, В. К. Моисеев, А. И. Пекарш, С. Г. Рыжиков, В. И. Шпорт// Под ред. Чл.-корр. РАН В.А. Барвинка – М.: Машиностроение, 2014. – 402 с.
2. Барвинок, В. А. Плазма в технологии, надежность, ресурс [Текст]/ В. А. Барвинок// М.: Наука и технологии, 2005. – 456 с.
3. Кудинов, В. В. Нанесение плазмой тугоплавких покрытий [Текст]/ В. В. Кудинов, В. М. Иванов// М.: Машиностроение, 1981. – 192 с.

4. Докукина, И. А. Теоретические исследования формирования мезоструктурно-упорядоченных кластерных структур в плазменных покрытиях [Текст]/ И. А. Докукина // Международный журнал «Проблемы машиностроения и автоматизации». – 2009. – №4. – С. 106 – 112.
5. Докукина, И. А. Повышение эксплуатационных характеристик деталей за счет нанесения плазменных газотермических покрытий кластерной структуры [Текст]/ И. А. Докукина // Вестник СГАУ. – 2012. – №5. – С. 49 – 54.
6. Bogdanovich, V. I. Model of powder material plastic transformation during plasma coating application [Текст]/ V. I. Bogdanovich, M. G. Giorbelidze // Key Engineering Materials. – 2016. – Vol. 685. – P. 685 – 689.
7. Barvinok, V. A., Bogdanovich, V. I. Physical and Mathematical Simulation of the Formation of Mesostructure-Ordered Plasma Coatings [Текст]/ V. A. Barvinok, V. I. Bogdanovich // Technical physics. – 2012. – Vol. 57, Issue 2. – P. 262 – 269.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ АНИЗОТРОПИИ ОБШИВОЧНЫХ ЛИСТОВ НА РАЗНОТОЛЩИННОСТЬ ПРИ ОБТЯЖКЕ

Петров И. Н., Сурудин С. В., Ерисов Я. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Освоение новых процессов формообразования обтяжкой высокотехнологичных обшивок летательных аппаратов из алюминиевых сплавов требует надежных знаний о их механических свойствах, а также их анизотропии. Кроме того, необходимы сведения о влиянии реологических свойств деформируемых материалов на напряженно-деформированное состояние очага деформации, определяющее характер развития деформации в этих процессах и формирующее качество готового изделия. Имеются работы последних лет, посвященные решению частных технологических задач по совершенствованию процессов формообразования обтяжкой, в которых вопрос о влиянии анизотропии механических свойств затрагивается слабо, либо не затрагивается совсем [1-4].

Однако, разнотолщинность готовой обшивки после обтяжки в основном является следствием не кинематических параметров формообразования, а неконтролируемых факторов, таких как, неодинаковое внешнее трение, неодинаковое реологическое поведение деформируемого материала, задаваемое анизотропией свойств листовых полуфабрикатов.

В связи с этим для изучения влияния анизотропии свойств на параметр разнотолщинности в данной работе проведено компьютерное моделирование процесса обтяжки в программном комплексе PAM-STAMP 2G.

Моделируемая схема обтяжки осуществляется в следующей последовательности. Заготовка предварительно растягивается и обертывается вокруг обтяжного пуансона, а затем подвергается дополнительному растяжению с целью вывода всех ее элементов за предел текучести.

Для исследования влияния анизотропии свойств на разнотолщинность применялось центральное композиционное планирование, которое включает полный и дробный факторный эксперименты и некоторое число дополнительных опытов, зависящее от числа факторов. В качестве переменных факторов модели использовались механические свойства материала: предел прочности σ_B , предел текучести $\sigma_{0,2}$, равномерное относительное удлинение δ_p , коэффициенты поперечной деформации μ_{ij} . В качестве отклика использовалось значение разнотолщинности, которое оценивалось показателем среднего квадратичного отклонения.

Анализируя полученные зависимости можно отметить, что механические свойства влияют на значение разнотолщинности не значительно, в отличие от показателей анизотропии (рис. 1). Уменьшение разнотолщинности будет наблюдаться при обтяжке листов, показатель анизотропии которых вдоль направления обтяжки больше 0,5. При низком значении этого показателя разнотолщинность увеличивается, даже в случае высоких значениях относительного удлинения. Это связано с тем, что чем ниже μ_{ij} тем материал более интенсивно деформируется по толщине. При этом наименьшая разнотолщинность будет в том случае, если деформирующее усилие приложено вдоль направления максимального показателя анизотропии, а показатель анизотропии в поперечном направлении обтяжки - наименьший.

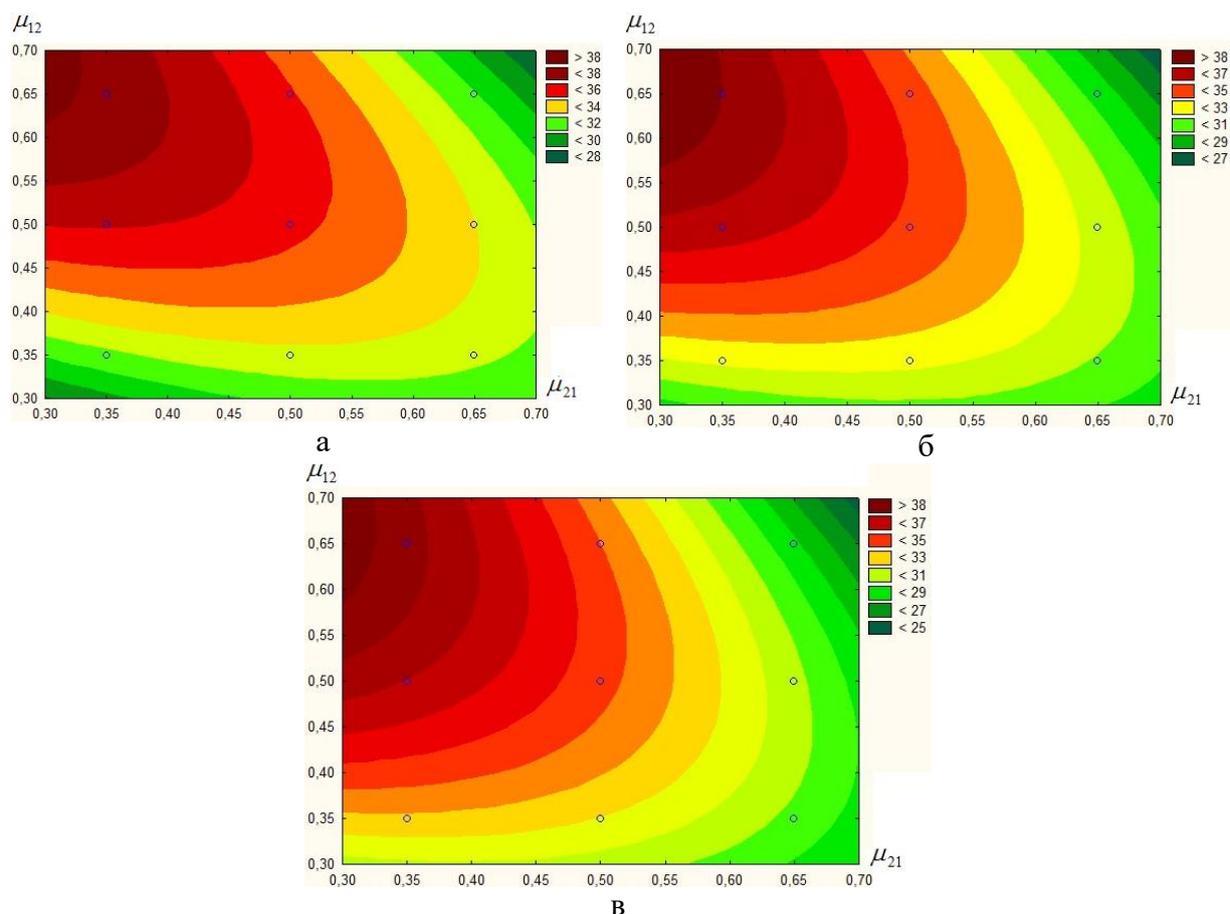


Рис. 1. Этюры распределения разнотолщинности в зависимости от уровня показателей анизотропии при постоянных механических свойствах ($\sigma_B = 417,5$ МПа, $\sigma_{0,2} = 302,5$ МПа, $\delta_p = 16\%$): а - $\mu_{21} = 0,35$; б - $\mu_1 = 0,5$; в - $\mu_{12} = 0,65$

Используя известные методы [5] поиска глобального минимума, была определена оптимальная анизотропия механических свойств, обеспечивающая минимальную разнотолщинность $\Delta = 19,62$ мкм для данной схемы обтяжки обшивок из алюминий-литиевого сплава 1441: $\sigma_B = 430$ МПа, $\sigma_{0,2} = 280$ МПа, $\delta_p = 14\%$, $\mu_{21} = \mu_1 = 0,65$, $\mu_{12} = 0,35$.

Библиографический список

1. Seo, Y.-H. Study on relationship between design parameters and formability in flexible stretch forming process / Y.-H. Seo, B.-S. Kang, J. Kim. // International Journal of Precision Engineering and Manufacturing. – 2012 – 13(10). – pp. 1797–1804.
2. Liu, W. Numerical simulation of multi-point stretch forming and controlling on accuracy of formed workpiece / Y.-Y. Yang, M.-Z. Li // International Journal of Advanced Manufacturing Technology. – 2010. – 50 (1–4). – pp. 61–66.
3. He, J. Sheet metal forming limits under stretch-bending with anisotropic hardening / Z. C. Xia, X. Zhu, D. Zeng, S. Li // International Journal of Mechanical Sciences. – 2013. – №75. – pp. 244–256.
4. Малащенко, А. Ю. Конечно-элементное моделирование процесса изготовления гибридных листовых деталей [Текст] / А. Ю. Малащенко // Вестник Иркутского государственного технического университета. – 2013. – №4. – С. 40–43.
5. Самарский, А. А., Гулин, А. В. Численные методы. М.: Наука, 1989. - 432 с.

УДК 621.787, 539.319

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДРОБЕСТРУЙНОЙ ОБРАБОТКИ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ АДГЕЗИИ ПОКРЫТИЙ ИЗ НИКЕЛЯ И ХРОМА

Пешков П. А., Лунин В. В., Букатый А. С.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Одним из наиболее распространённых способов повышения сопротивления усталости деталей на авиационных производствах является упрочнение методами поверхностного пластического деформирования [1]. Дробеструйная обработка деталей микродробью применяется на 90% изготавливаемых в авиации деталей шасси на заключительных этапах технологического процесса с целью создания в поверхностном слое сжимающих остаточных напряжений.

Известно, что сжимающие остаточные напряжения замедляют развитие микродефектов, устраняют неблагоприятную технологическую наследственность, растягивающие остаточные напряжения после операций механической обработки, в том числе шлифования. В настоящей работе упрочняющая дробеструйная обработка применялась с целью улучшения адгезии гальванических покрытий из хрома и никеля.

Исследования проводились на детали «Поршень со штоком» из материала ВТЗ-1. При изготовлении по базовому технологическому процессу наблюдалось отслаивание хромового покрытия на всех изготовленных деталях. Анализ технологического процесса показал, что заключительными операциями механической обработки перед операцией «Хромирование» являются «Шлифование» и «Отжиг». После операции «Шлифование» в поверхностном слое детали создаются растягивающие остаточные напряжения, значительно ухудшающие адгезию хромового покрытия, причём наиболее неблагоприятным случаем создания растягивающих остаточных напряжений при шлифовании являются «прижоги». Операция «Отжиг», применяемая для снятия неблагоприятных растягивающих остаточных напряжений, значительно снижает уровень растягивающих напряжений в поверхностном слое, однако знак напряжений не меняется, и напряжения остаются растягивающими, но значительно меньшей величины. Следовательно, реализация базового технологического процесса приводит к отслаиванию хромового покрытия при хромировании деталей из материала ВТЗ-1.

Для повышения адгезии хромового покрытия детали «Поршень со штоком» из материала ВТЗ-1 на основе ранее проводимых работ [2, 3] были разработаны мероприятия, целью которых является назначение режимов дробеструйной обработки, создающих в поверхностном слое детали сжимающие остаточные напряжения, улучшающие адгезию покрытий и обеспечивающие при этом геометрические размеры и форму штока в соответствии с требованиями технологических допусков.

Работы проводились с использованием упрочняющей пневмодробеструйной установки на базе робота АВВ. Поскольку основной целью данной работы являлось не повышение долговечности, а улучшение адгезии покрытия, то основной задачей исследования было получение сжимающих остаточных напряжений в приповерхностном слое детали, подвергаемой гальваническому покрытию. В качестве режима обработки был выбран наименее интенсивный режим работы установки, обеспечивающий наилучшую шероховатость упрочняемой поверхности. Установлено оптимальное время насыщения поверхностного слоя детали ударами микродроби, составившее 5,26 с при длине контрольной пластины 100 мм, что соответствует скорости перемещения сопла 19 мм/с. По результатам упрочнения контрольных

пластин и построения кривой насыщения установлены параметры режима упрочняющей обработки: скорость перемещения сопла – 19 мм/с; давление воздуха – 1,8 Ат; расход дробы – 4,5 кг/мин (для одного сопла); количество сопел – 2 шт; диаметр дробы – 0,6 мм (стальные микрошарики); расстояние от сопел до упрочняемой поверхности – 175 мм.

Деталь №1 «Шток» из материала ВТЗ-1 подвергалась упрочнению на установленных в рамках данной работы режимах. Деталь №2 не подвергалась упрочнению, т.е. была изготовлена по базовому технологическому процессу. После операции «Хромирование» обе детали подвергались шлифованию в соответствии с базовым технологическим процессом. В процессе шлифования на детали №1 получено требуемое хромовое покрытие без дефектов. Шлифование детали №2, изготовленной по базовому технологическому процессу, привело к сколам покрытия сразу после начала процесса шлифования.

Определение остаточных напряжений в образце, вырезанном из детали, подвергнутой дробеструйной обработке перед операцией «Хромирование», показало наличие сжимающих остаточных напряжений в приповерхностном слое -70 МПа, при этом максимальный уровень остаточных напряжений находился на глубине 85 мкм и составил -240 МПа при толщине упрочнённого слоя ~150 мкм.

Выводы.

1. Проведены экспериментальные работы на детали «Поршень со штоком» из материала ВТЗ-1, подтверждающие повышение адгезии хромового покрытия в результате применения дробеструйной обработки перед операцией «Хромирование».

2. Проведено определение остаточных напряжений в поверхностном слое образцов, вырезанных из детали «Поршень со штоком». Показано наличие сжимающих остаточных напряжений в поверхностном слое, непосредственно в приповерхностных зонах материала (-70 МПа), определена глубина залегания сжимающих остаточных напряжений (~150 мкм) и максимальная величина (-240 МПа).

3. Применение наименее интенсивных режимов дробеструйной обработки позволило обеспечить геометрические размеры и форму изготовленной детали «Поршень со штоком» в соответствии с требованиями технологического процесса.

Библиографический список

1. Кузнецов, Н. Д. Технологические методы повышения надёжности деталей машин: Справочник [Текст]/ Н. Д. Кузнецов, В. И. Цейтлин, В. И. Волков// М.: Машиностроение, 1993. – 304 с.
2. Букатый, А. С. Совершенствование конструкции и технологии изготовления ответственных деталей ГТД на основе энергетического метода и исследования жёсткости напряжённого состояния [Текст] / А. С. Букатый, С. А. Букатый, Д. П. Лёшин, А. А. Округин // Научно-технические материалы в машиностроении и авиационном двигателестроении (ТМ-2012). Материалы IV международной научно-технической конференции. В 2-х частях. – Рыбинск: РГАТУ имени П.А.Соловьёва, 2012. – Ч. 1. – С. 308–312.
3. Букатый, С. А. Коробление и размерная стабильность маложёстких тонкостенных деталей в производстве газотурбинных двигателей [Текст] / С. А. Букатый, И. В. Семенченко // Вестник машиностроения. – 1994. – № 10. – С. 32-37.

УДК 621.787, 539.319

ПРИМЕНЕНИЕ АЛМАЗНОГО ВЫГЛАЖИВАНИЯ С ЦЕЛЬЮ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ГЕРМЕТИЧНОСТИ ХРОМОВОГО ПОКРЫТИЯ ПОРШНЕЙ ГИДРОЦИЛИНДРОВ

Пешков П. А., Лунин В. В., Букатый А. С.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Алмазное выглаживание находит широкое применение в производстве гидроцилиндров шасси как отделочно-упрочняющая обработка поверхностным пластическим деформированием (ППД), повышающая эксплуатационные свойства деталей и качество поверхностного слоя. Преимуществом данного способа обработки, по сравнению с дробеструйной и многими другими способами упрочнения ППД, является высокая степень чистоты поверхности, позволяющая эффективно применять данный метод как заключительный этап технологического процесса обработки поверхности штоков и поршней гидроцилиндров шасси. При обработке гидроцилиндров шероховатость является одним из геометрических параметров качества поверхностного слоя. С применением алмазного выглаживания достигается улучшение микрогеометрии поверхности со снижением шероховатости более чем в 4 раза.

Одной из наиболее значимых проблем, возникающих на производстве, является негерметичность хромового покрытия детали «Поршень». Особенностью производства указанной детали являются повышенные требования к герметичности хромового покрытия. Испытания на герметичность проводятся с применением азота на стенде на 2-х контрольных участках: 400 – 450 мм и 10 – 20 мм от границы хромового покрытия, расположенной в средней части поршня, в результате чего поры и прочие микродефекты хрома приводят к негерметичности гидроцилиндра. Давление 150 Ат создаётся азотом в специальной оправке с резиновыми уплотнениями. Потеря герметичности в полости между оправкой и поршнем проявляется в утечках газа через поры в хроме, что свидетельствует о расслаивании и пористой структуре хрома.

Обеспечение герметичности и улучшение качества поверхностного слоя детали «Поршень» достигается путём применения алмазного выглаживания. Особенностью данной работы является применение алмазного выглаживания до операции «Хромирование» с целью создания в детали сжимающих остаточных напряжений, повышающих адгезию хромового покрытия, и после операции «Хромирование» с целью создания структуры хромированного поверхностного слоя, обеспечивающего герметичность, т.е. отсутствие утечек азота при испытаниях на герметичность.

Алмазное выглаживание поршней производилось с использованием результатов исследований, представленных в работах [1-4]. На токарном станке модели 1А616П выглаживанию подвергались поршни, не прошедшие испытания на герметичность. Использовались три типа алмазов:

- натуральный алмаз;
- искусственный алмаз, марка АСБ-1;
- искусственный алмаз, марка АСПК.

По результатам проведённых исследований отработан наиболее оптимальный режим алмазного выглаживания, обеспечивающий герметичность хромового покрытия и требуемое качество поверхности:

- шероховатость поверхности Ra 0,18;

– снижение видимости рисок от суперфинишной и шлифовальной обработок в окружном и осевом направлениях;

– отсутствие дефектов хромового покрытия.

Параметры этого режима алмазного выглаживания следующие:

– марка алмаза – АСПК;

– радиус сферы алмазного наконечника – 2 мм;

– обороты шпинделя станка – 140 об/мин;

– скорость перемещения суппорта станка – 18 мкм/об;

– усилие давления алмазного наконечника на поверхность поршня – 200 Н;

На указанном режиме произведено алмазное выглаживание партии поршней, как вновь изготовленных, так и не прошедших ранее испытаний на герметичность. В результате экспериментов все поршни прошли испытания успешно, т.е. полученные режимы выглаживания обеспечили не только необходимую шероховатость поверхности, но и улучшенную адгезию хромового покрытия, а также требуемую герметичность покрытия.

Выводы

1. Обработка алмазным выглаживанием применима не только для повышения долговечности деталей, но и для улучшения адгезии гальванических покрытий.

2. Отработанный режим выглаживания обеспечивает требуемую шероховатость поверхностного слоя и герметичность хромового покрытия при проведении испытаний с применением азота.

3. Алмазное выглаживание на отработанных режимах с целью повышения герметичности хромового покрытия применяется для гидроцилиндров, изготовленных из сталей и титановых сплавов.

4. Актуальной является задача оптимизации режимов нанесения гальванических покрытий из хрома, обеспечивающих высокую твердость хрома и герметичность покрытия.

Библиографический список

1. Shvetcov, A. N. and Skuratov, D. L., 2016. Mathematical Model and Program Development for the Efficient Process Conditions Determination During FeC0.15Cr12Ni2 Steel Diamond Smoothing. Key Engineering Materials Vol. 684. pp. 477-482.
2. Швецов, А. Н. Исследование влияния параметров процесса алмазного выглаживания на шероховатость поверхности заготовки из стали 15X12H2MBФАБ-Ш при использовании индентора из натурального алмаза [Текст] / А. Н. Швецов, Д. Л. Скуратов // Вестник СГАУ. – Самара: СГАУ, 2014. – №5(47). – Ч.1. – С. 62-67.
3. Shvetcov, A. N. and Skuratov, D. L., 2017. Evolution of the Residual Stresses Formation from FeC0.15Cr12Ni2 Steel in the Part Surface During the Diamond Smoothing. Procedia Engineering Vol. 176. pp. 355-362.
4. Скуратов, Д. Л. Линейная математическая модель для определения рациональных условий обработки на операциях алмазного выглаживания при изготовлении деталей авиационной техники [Текст] / Д. Л. Скуратов, А. Н. Швецов, С. Р. Абульханов // Вестник СГАУ. – Самара: СГАУ, 2012. – №3(34). – Ч.1. – С. 115-121.

УДК 621.787, 539.319

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ МЕТОДОВ УПРОЧНЕНИЯ НА СОПРОТИВЛЕНИЕ УСТАЛОСТИ ДЕТАЛЕЙ ИЗ СТАЛИ 30ХГСА

Письмаров А. В., Пилипив О. М., Филатов А. П.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Одним из важных вопросов механики остаточных напряжений является установление связи между остаточными напряжениями и сопротивлением деталей усталости. Особую значимость эта задача приобрела в связи с широким применением на практике различных методов поверхностного упрочнения, приводящих к существенному увеличению характеристик сопротивления усталости, особенно в условиях концентрации напряжений. Наиболее актуально выявление зависимости сопротивления усталости от остаточных напряжений для деталей с концентраторами, так как разрушение этих деталей происходит, как правило, в местах нарушения призматической формы [1, 2]. У разработчика, как правило, существует достаточно широкий выбор методов поверхностного упрочнения деталей и в связи с этим необходимы методы и критерии оценки их эффективности при выборе в зависимости от целевой функции [2-8].

Объектом исследования являются цилиндрические образцы с надрезами из стали 30ХГСА, подвергнутые поверхностному упрочнению двумя методами: гидродробеструйной обработке (ГДО) и обкатке роликами (ОР). Предмет исследования – остаточные напряжения в поверхностном слое образцов после упрочнения. Цель работы – оценка влияния остаточных напряжений на многоцикловую усталость, а также установление возможности использования разработанных расчётных методик для оценки эффективности поверхностного упрочнения.

Исследования распределения остаточных напряжений в поверхностном слое, а также сопротивления многоциклового усталости цилиндрических образцов выполнены расчётными и экспериментальными методами. Полученные результаты определения пределов выносливости при изгибе в случае симметричного цикла цилиндрических образцов диаметром 10 мм из стали 30ХГСА с надрезами полукруглого профиля радиуса 0,3 мм показали, что упрочнение поверхности обкаткой роликом является более эффективным методом по сравнению с гидродробеструйной обработкой при принятых режимах технологических процессов. При этом приращение предела выносливости относительно неупрочнённых образцов при ОР почти в 2,5 раза выше, чем при ГДО.

Использованный в исследовании метод расчёта показал, что расхождение между расчётными и экспериментальными значениями приращений предела выносливости за счёт упрочнения для цилиндрических образцов с полукруглым надрезом не превышает 9% при ГДО и 4% при ОР. Установлено, что применение расчётно-экспериментальных методов прогнозирования предела выносливости позволит назначать оптимальные по сопротивлению многоциклового усталости режимы и методы поверхностного пластического деформирования деталей сложной формы без проведения испытаний на усталость натурных деталей.

Значения пределов выносливости при изгибе в случае симметричного цикла σ_{-1} , теоретического коэффициента концентрации напряжений α_σ , коэффициента влияния $\bar{\Psi}_\sigma$, среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{\text{ост}}$, приращений предела

выносливости за счёт упрочнения по результатам эксперимента $(\Delta\sigma_{-1})_{\text{эксп}}$ и расчёта $(\Delta\sigma_{-1})_{\text{расч}}$, глубин нераспространяющихся трещин усталости $t_{кр}$ приведены в табл. 1.

Таблица 1. Результаты испытаний на усталость и определения среднеинтегральных остаточных напряжений

Неупрочнённые образцы σ_{-1} , МПа	Упрочнённые образцы							
	упрочняющая обработка	σ_{-1} , МПа	α_{σ}	$\bar{\Psi}_{\sigma}$	$\bar{\sigma}_{\text{ост}}$, МПа	$(\Delta\sigma_{-1})_{\text{эксп}}$, МПа	$(\Delta\sigma_{-1})_{\text{расч}}$, МПа	$t_{кр}$, мм
180	ГДО	270	2,7	0,386	-208	90	82	0,203
	ОР	400	2,7	0,382	-583	220	229	0,203

Таким образом, проведённое исследование показало, что используя критерий среднеинтегральных остаточных напряжений, представляется возможным на этапе проектирования выбирать наиболее эффективный с точки зрения сопротивления усталости метод поверхностного упрочнения деталей.

Библиографический список

1. Павлов, В. Ф. О связи остаточных напряжений и предела выносливости при изгибе в условиях концентрации напряжений [Текст] / В. Ф. Павлов // Известия вузов. Машиностроение. – 1986. – №8. – С. 29-32.
2. Павлов, В. Ф. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям [Текст] / В. Ф. Павлов, В. А. Кирпичёв, В. С. Вакулюк. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.
3. Павлов, В. Ф. Расчёт остаточных напряжений в деталях с концентраторами напряжений по первоначальным деформациям [Текст] / В. Ф. Павлов, А. К. Столяров, В. С. Вакулюк, В. А. Кирпичёв. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2008. – 124 с.
4. Вакулюк, В. С. Сопротивление усталости детали в зависимости от толщины упрочнённого слоя при опережающем поверхностном пластическом деформировании [Текст] / В. С. Вакулюк // Вестник СГАУ. – 2012. – №3(34). – С. 172-176.
5. Кирпичёв, В. А. Прогнозирование предела выносливости поверхностно упрочнённых деталей при различной степени концентрации напряжений [Текст] / В. А. Кирпичёв, А. С. Букатый, А. П. Филатов, А. В. Чирков // Вестник УГАТУ. – 2011. – Т.15. – №4(44). – С. 81-85.
6. Вакулюк, В. С. Исследование влияния толщины упрочнённого слоя на остаточные напряжения во впадине концентратора методом первоначальных деформаций [Текст] / В. С. Вакулюк // Вестник СамГТУ. Сер.: физ.-мат. науки. – 2010. – №1 (20). – С. 222-225.
7. Иванов, С. И. К определению остаточных напряжений в цилиндре методом колец и полосок [Текст] / С. И. Иванов // Остаточные напряжения. – Куйбышев: КуАИ. – 1971. – Вып. 53. – С. 32-42.
8. Сазанов, В. П. Моделирование перераспределения остаточных напряжений в упрочнённых цилиндрических образцах при опережающем поверхностном пластическом деформировании [Текст] / В. П. Сазанов, А. В. Чирков, В. А. Самойлов, Ю. С. Ларионова // Вестник СГАУ. – 2011. – №3(27). Ч. 3. – С. 171-174.

УДК 621.787.4

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ МЕТОДОВ ДЛЯ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ АЗОТИРОВАНИЯ ДЕТАЛЕЙ

Сазанов В. В., Мокшин Д. С., Шадрин В. К.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Повышение ресурса и надёжности работы деталей машин являются важнейшими задачами при их проектировании, производстве и эксплуатации. Для получения большой твёрдости в поверхностном слое детали с сохранением вязкой сердцевины, что обеспечивает высокую износостойкость и одновременно высокую динамическую прочность, применяют химико-термическую обработку. Химико-термическая обработка отличается от других видов термической обработки тем, что при этой обработке, кроме структурных изменений, происходит изменение состава поверхностного слоя путём диффузии в металл различных элементов. Наиболее широко распространёнными её видами являются цементация, азотирование, цианирование, борирование. Азотирование конструкционных сталей для повышения сопротивления усталости в настоящее время стало достаточно широко применяться в ряде отраслей ответственного машиностроения. Так как образование азотосодержащих фаз в поверхностном слое идёт с увеличением объёма, то поверхность азотированной детали испытывает напряжения сжатия. Напряжения сжатия на поверхности вызывают повышение предела выносливости, поскольку усталостные трещины возникают в результате действия растягивающих напряжений.

Применение методов поверхностного упрочнения деталей машин, при условии правильного выбора технологического процесса, приводит к значительному повышению их сопротивления усталости. Задачей данного исследования является обоснование возможности использования для оценки эффективности азотирования и других видов химико-термической обработки деталей определённых типов образцов-свидетелей [1 – 4].

Для оценки эффективности азотирования деталей (химико-термическая обработка) обосновано применение корсетных образцов-свидетелей для проведения испытаний на усталость и гладких образцов-свидетелей для определения остаточных напряжений в поверхностном слое. Расчётная часть исследования выполнена методом конечно-элементного моделирования с использованием комплексов ANSYS и PATRAN/NASTRAN.

Расчётный комплекс ANSYS применён при определении коэффициента концентрации напряжений при изгибе корсетного образца [5]. Используемые модели с гармоническими осесимметричными конечными элементами позволяют определять коэффициенты концентрации напряжений при растяжении-сжатии и изгибе деталей, представляющих собой тела вращения. Полученное значение коэффициента влияния остаточных напряжений на приращение предела выносливости достаточно точно согласуется с его экспериментальными значениями для азотирования и других видов химико-термической обработки корсетных образцов.

Комплекс PATRAN/NASTRAN использован при расчёте напряжённо-деформированного состояния в корсетных образцах от действия остаточных напряжений, возникающих при азотировании поверхностей детали. Конечно-элементные модели деталей разработаны в осесимметричной постановке с наложением соответствующих граничных условий и с использованием треугольного шестиузлового конечного элемента типа 2d-solid. Моделирование выполнено методом термоупругости

[6-8], при этом в качестве исходных данных использованы экспериментальные эпюры распределения остаточных напряжений в гладких образцах [9].

Установлено, что распределение осевых остаточных напряжений в опасном (наименьшем) сечении корсетного образца практически не отличается от распределения в гладких образцах. Полученные результаты являются основанием определять среднеинтегральные остаточные напряжения по распределениям остаточных напряжений в гладких образцах и использовать их при расчёте предела выносливости упрочнённых корсетных образцов. Полученные результаты исследования позволяют считать, что оптимальными будут режимы азотирования, при которых среднеинтегральные остаточные напряжения являются наибольшими.

Предложенный в исследовании метод оценки эффективности азотирования поверхности деталей, выполняемого с целью повышения их сопротивления усталости, может быть использован и для других видов химико-термической обработки с проведением соответствующих экспериментов и расчётов на соответствующих образцах-свидетелях и самой детали.

Библиографический список

1. Павлов, В. Ф. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям [Текст] / В. Ф. Павлов, В. А. Кирпичёв, В. С. Вакулюк. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.
2. Павлов, В. Ф. О связи остаточных напряжений и предела выносливости при изгибе в условиях концентрации напряжений [Текст] / В. Ф. Павлов // Известия вузов. Машиностроение. – 1986. – №8. – С. 29-32.
3. Павлов, В. Ф. Влияние на предел выносливости величины и распределения остаточных напряжений в поверхностном слое детали с концентратором. Сообщение I. Сплошные детали [Текст] / В. Ф. Павлов // Известия вузов. Машиностроение. – 1988. – №8. – С. 22-26.
4. Кирпичёв, В. А. Прогнозирование предела выносливости поверхностно упрочнённых деталей при различной степени концентрации напряжений [Текст] / В. А. Кирпичёв, А. П. Филатов, О. В. Каранаева, А. В. Чирков, О. Ю. Семёнова // Труды МНТК «Прочность материалов и элементов конструкций». – Киев: ИПП им. Г.С. Писаренко НАНУ. – 2011. – С. 678-685.
5. Петерсон, Р. Е. Коэффициенты концентрации напряжений [Текст] / Р. Е. Петерсон. – М.: Мир, 1977. – 304 с.
6. Сазанов, В. П. Моделирование перераспределения остаточных напряжений в упрочнённых цилиндрических образцах при опережающем поверхностном пластическом деформировании [Текст] / В. П. Сазанов, А. В. Чирков, В. А. Самойлов, Ю. С. Ларионова // Вестник СГАУ. – 2011. – №3(27). Ч. 3. – С. 171-174.
7. Сазанов, В. П. Определение первоначальных деформаций в упрочнённом слое цилиндрической детали методом конечно-элементного моделирования с использованием расчётного комплекса PATRAN/NASTRAN [Текст] / В. П. Сазанов, В. А. Кирпичёв, В. С. Вакулюк, В. Ф. Павлов // Вестник УГАТУ. – 2015. – Т. 19. – №2 (68). – С. 35-40.
8. Сазанов, В. П. Математическое моделирование первоначальных деформаций в поверхностно упрочнённых деталях при выборе образца-свидетеля [Текст] / В. П. Сазанов, О. Ю. Семенова, В. А. Кирпичёв, В. С. Вакулюк // Вестник УГАТУ. – 2016. – Т. 20. – №3 (73). – С. 31-37.
9. Иванов, С. И. К определению остаточных напряжений в цилиндре методом колец и полосок [Текст] / С. И. Иванов // Остаточные напряжения. Куйбышев: КуАИ. – 1971. – Вып. 53. – С. 32-42.

УДК 621.941

МОДЕЛИРОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ РЕЖУЩЕГО ИНСТРУМЕНТА ПРИ ТОКАРНОЙ ОБРАБОТКЕ ДЕТАЛЕЙ ГТД НА СТАНКАХ С ЧПУ

Северцов А. А.

Рыбинский государственный авиационный технический университет
имени П. А. Соловьева, г. Рыбинск

Развитие современной техники при тенденции повышения качества и снижения времени на обработку изделий расширило состав и количество деталей машин сложной геометрической формы, изготовление которых осуществляется на дорогостоящих многоцелевых станках и на станках с ЧПУ. В современном машиностроении, особенно в авиационной и космической отрасли, большинство продукции выпускается по индивидуальным требованиям заказчика, для чего используется гибкоструктурное производство на базе быстроперенастраиваемого автоматизированного оборудования (станков с ЧПУ, в том числе с прямым управлением от ЭВМ).

При обработке деталей на станках с ЧПУ в гибком автоматизированном производстве, необходимо учитывать наличие у обрабатываемых деталей поверхностей сложного профиля, что характерно для деталей авиационной, ракетной, военной техники и в ряде других случаев. В этом случае использование традиционных методов интерполяции (линейная, круговая) при контурном управлении обработкой малоэффективно.

Так, например, сложное описание имеют аэродинамические профили поверхностей самолета.

Сложные профили характерны для деталей газотурбинных двигателей, компрессоров и подобной техники. При описании профилей деталей таких машин, часто используются полиномы различных степеней.

Одним из методов оптимизации траектории, при программировании обработки поверхностей на токарных станках с ЧПУ, для обеспечения необходимой точности, приходится увеличивать количество интерполяционных отрезков, снижать скорость обработки и увеличивать время обработки. Снизить отрицательное влияние перечисленных факторов можно за счет использования аппроксимации траектории движения обрабатывающего инструмента аналитическими кривыми, имеющими форму близкую к форме обрабатываемых участков детали создаются кривые с подобием окончательной траектории обработки и с распределенным припуском.

Далеко не всегда упрощение траектории движения инструмента выполняется по критерию точности. Существует множество задач, требующих учета и других параметров, таких как динамические характеристики изделия, минимальная длина заменяющей дуги и т.д.

В условиях реального производства задача получения оптимальной управляющей программы для станка с ЧПУ многовариантна, и содержит множество переменных, которые не всегда может учесть человек. Для решения подобных задач требуется применение вычислительной техники, а результат может отличаться в зависимости от системы ЧПУ, станка, типа выполняемой работы и т.д.

Проблема создания оптимального программного кода для станков с ЧПУ появилась с первым подобным оборудованием и существует до сих пор. Проблема осложнена отсутствием единого понятия оптимального программного кода. Для разных изделий, производящихся на оборудовании с ЧПУ, оптимальный код формируется по-своему.

Следует также указать, что очень часто для достижения оптимального программного кода необходимые глубокие знания технологических особенностей обработки изделия и его конструкции, потому что конечной целью оптимизации является сокращение времени обработки для получения годной продукции. Особенно это актуально для много осевой обработки. Здесь, на конечное время обработки, точность и качество получаемой поверхности влияет положение инструмента и его режущих кромок относительно заготовки, объем снимаемого материала, подвод охлаждающей жидкости и т.д.

Изготовление на станках с ЧПУ многоэлементных деталей сложной геометрии – корпусов топливных и гидравлических систем аэрокосмической техники, полостей штампов и пресс-форм, шаблонов, кулачков, лопаток турбин и других представляет сложную технологическую задачу.

Входные параметры заготовки (припуск, твердость, жесткость) и инструмента (износ, затупление) изменяются как от детали к детали, так и в пределах одной детали. Эти параметры в большинстве случаев являются случайными, между тем как учесть при программировании только систематические составляющие этих факторов не просто. Все эти вопросы особенно усугубляются при обработке.

При токарной обработке программирование траектории затруднено из-за сложности учета углов и неровностей поверхности и снимаемого припуска при имеющихся режимах, изменения глубины, скорости течения и угла контакта пластины с обрабатываемой поверхностью всё это может повлиять на скол или повреждение детали.

Достижение требуемой точности обработки путем уменьшения влияния упругих деформаций при выполнении нескольких чистовых проходов существенно снижает производительность станка за счет увеличения времени. Если на универсальном станке рабочий может в процессе обработки учесть изменения припуска, степень затупления инструмента и угол его контакта с заготовкой, то на станке с ЧПУ оператор такой возможности не имеет.

Библиографический список

1. Солкин А. Ю. Компьютерные технологии управления в мехатронике. Оптимизация режимов резания при высокоскоростной обработке на металлорежущем оборудовании с ЧПУ [Текст]/ А. Ю. Солкин // Вестник Волжского университета имени В. Н. Татищева, 2011. – № 2. – С. 66-68.
2. Серебrenицкий П. П. Технология, оборудование и автоматизация машиностроительных производств. [Текст]/ П. П. Серебrenицкий, А. Г. Схиртладзе // Программирование для автоматизированного оборудования. М.: Изд. «Высшая школа», 2003. – С. 62-65.
3. Солкин А. Ю. Методы оптимизации работы металлорежущего оборудования с ЧПУ в условиях высокоскоростной обработки [Текст]/ А. Ю. Солкин // Вестник Волжского университета имени В. Н. Татищева, 2011. – № 2. – С. 138-139.
4. Кузнецов П. К. Проблема оптимизации NC программ для механообрабатывающих станков с ЧПУ [Текст]/ П. К. Кузнецов, А. Ю. Солкин // Вестник Волжского университета имени В. Н. Татищева, 2011. – № 2. – С. 28-30.

УДК 621.762.3

ПОВЫШЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ И ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕТАЛЛОПОРОШКОВЫХ ПОДШИПНИКОВ СКОЛЬЖЕНИЯ

Станкевич П. И., Миронов В. А.

Рижский Технический Университет, г. Рига, Латвия

В работе рассмотрены особенности металлопорошковых подшипников скольжения из низколегированных порошковых материалов на основе Fe-C. Приведены сведения по микроструктуре спеченных образцов изделий, исследованиям их некоторых физико-механических и трибологических свойств.

Изготовление металлопорошковых подшипников скольжения из материала с улучшенными трибологическими характеристиками позволяет увеличить срок службы подшипниковых узлов, а также, повышает надежность и долговечность не только подшипникового узла, но и всего механизма в котором они используются.

Металлокерамические материалы являются эффективными заменителями подшипниковых материалов из стали, бронзы или латуни [1]. Одно из основных преимуществ металлокерамических втулок (МКВ) заключается в наличии в них пор, способствующих образованию устойчивой масляной пленки в подшипнике. В результате предварительной пропитки МКВ в нагретом масле большое количество капилляров заполняется маслом. Благодаря этому трущаяся поверхность обеспечивается смазочной пленкой в течение длительного времени.

Целью данной работы является рассмотрение возможности производства МКВ с использованием низколегированных порошковых композиций [2], а также исследование их трибологических и прочностных характеристик.

Для изготовления образцов были использованы порошковые смеси, содержащие легирующие элементы Ni, Cu, Mo. В качестве базового материала была принята смесь *АНС100.29+Cu+Ni+C* производства компании Hogan AB (Смесь 1) и с повышенным содержанием Cu (Смесь 3) [3]. Были изготовлены МКВ из низколегированной смеси с содержанием Ni и Mo менее 0,3 % и пониженным содержанием фосфора (смесь 2).

Пределы прочности образцов на сжатие были испытаны согласно стандарту ISO 2739:2012, и были получены следующие результаты: Материал из низколегированного порошка (смесь 2) имеет прочность несколько ниже контрольного материала (смесь 1). Однако, учитывая существенно меньшее содержание дорогостоящих компонентов смеси 2, её можно рекомендовать для производства МКВ.

Исследования показали, что при использовании для изготовления МКВ смесей 1 и 3 возникают проблемы с получением однородных по химическому составу и структуре изделий, поскольку они создаются путем перемешивания исходных порошков, а смесь 2 изготовлена путем распыления расплава стали заданного химсостава с последующей добавкой твердой смазки.

Качество поверхности низколегированного МКВ (смесь 2) исследовали с использованием измерительной системы «Тейлор Хобсон Лтд». 2D и 3D рис.1 и рис.2.

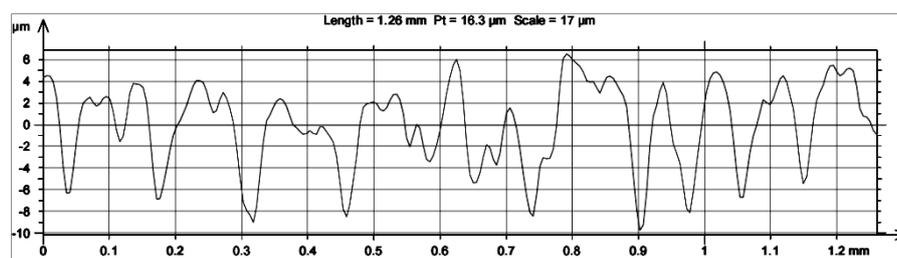


Рис.1 Профилограмма поверхности детали из низколегированного материала

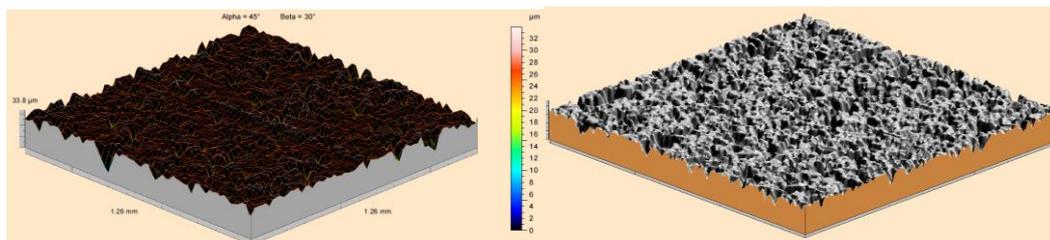


Рис. 2 Вид трехмерного изображения поверхности детали из низколегированного материала

Основные параметры шероховатости и текстуры поверхности определялись в соответствии с ISO 4287 и ISO 25178-2. Результаты измерений подтверждают, что деталь из низколегированного порошкового материала имеет относительно высокое качество поверхности. Следует отметить, что поверхность достаточно близка к изотропной, поскольку значение параметра $Str=0,766$ (отношение размеров текстуры поверхности, измеряет изотропию поверхности) близко к 1 (максимальное значение Str). Отрицательное значение параметра амплитуды $Ssk=1,56$ подтверждает хорошую удерживающую способность смазки.

Выводы

1. Использование низколегированных порошков для изготовления подшипников скольжения на железной основе позволяет повысить прочностные характеристики изделий, не повышая их стоимости.
2. Достигнутые двумерные параметры шероховатости поверхности, параметры трехмерной текстуры и коэффициент трения (среднее значение 0.22) подтвердили эффективность использования низколегированного металлического порошкового материала для изготовления подшипников скольжения.

Библиографический список

1. Миронов В. А., Станкевич П. И., Станкевич В. О. Анализ производства и применения железных порошков (2003-2013) и некоторые дальнейшие перспективы. Порошковая металлургия: республиканский межведомственный сборник научных трудов. Вып. 37. Минск: Беларуская навука, 2014, С. 17.-23.
2. Lean Hybrid Low-Alloy PM Molybdenum Steels. W. Brian James, Bruce Lindsley, Howard G. Rutz, and K. S. Narasimhan. Hoeganaes Corp, USA. Information on www.gkn.com/hoeganaes/ Hoganas Iron and Steel Powders for Sintered Components. Hoganas AB, 2002, 394 p.

УДК 621.787.4

ВЛИЯНИЕ ПОВЕРХНОСТНОГО УПРОЧНЕНИЯ НА КОЭФФИЦИЕНТ ИНТЕНСИВНОСТИ НАПРЯЖЕНИЙ ПРИ РАЗВИТИИ ТРЕЩИНЫ В ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ОБРАЗЦАХ

Сургутанов Н. А., Швецов Н. Ю., Сазанов В. П.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

При испытаниях на усталость, а также при анализе эксплуатационных разрушений деталей машин, работавших при переменных нагрузках, наблюдаются случаи, когда возникшая усталостная трещина останавливается в своём развитии [1-3]. Это явление является характерным для деталей или образцов с концентраторами напряжений – галтелями, буртами, надрезами, неподвижными посадками, резьбой и т.д. Но наиболее ярко нераспространяющиеся трещины усталости проявляются в деталях с концентраторами напряжений, подвергнутых различным видам поверхностного упрочнения. В связи с этим принято различать пределы выносливости образцов и деталей по трещинообразованию $\sigma_{-1т}$ и по разрушению $\sigma_{-1р}$. Для гладких поверхностно упрочнённых и неупрочнённых образцов разница между пределами выносливости по трещинообразованию и по разрушению практически отсутствует. Вместе с тем для упрочнённых деталей и образцов с концентраторами напряжений данные характеристики сопротивления усталости могут различаться до нескольких раз.

Из механики разрушения известно, что коэффициенты интенсивности напряжений (КИН) служат мерой сингулярности напряжений при вершине трещины [4]. КИН играет для области при вершине трещины такую же роль, как и коэффициент концентрации напряжений для деформируемых тел в сопротивлении материалов. В исследовании было изучено изменение коэффициента интенсивности напряжений в цилиндрических образцах диаметрами $d = 10$ мм, $d = 25$ мм, $d = 50$ мм с концентраторами в виде полукруглого надреза радиусом $R = 0,3$ мм и без них. Методом конечно-элементного моделирования с использованием расчётного комплекса ANSYS был проведён расчёт КИН для гладких образцов и для образцов с концентратором напряжений в виде полукруглого надреза. При моделировании использовались осесимметричные конечные элементы объёмного напряжённо-деформированного состояния. Рассматривались варианты расчётных моделей образцов без упрочнения и с упрочнением поверхности. Моделирование остаточных напряжений выполнено методом термоупругости [5]. Решалась статическая задача с целью получения зависимости КИН от размера трещины.

Анализируя результаты расчётов, необходимо отметить следующее:

– для цилиндрических образцов с концентратором напряжений (надрез полукруглого профиля радиуса $R = 0,3$ мм) на начальном участке увеличения глубины трещины t наблюдаются два экстремума – максимум и минимум коэффициента интенсивности напряжений K_I ;

– для образцов без концентратора напряжений на всём участке увеличения глубины трещины t происходит плавное изменение коэффициента интенсивности напряжений K_I ;

– для образцов с упрочнением поверхности наблюдается значительное снижение K_I , особенно для образцов с надрезами, но при этом сохраняется характер графиков зависимостей и положение экстремальных значений.

Как показывают проведённые исследования, коэффициент интенсивности напряжений K_I достигает максимального значения при глубине трещины, равной примерно $0,02D$, где D – диаметр образца с концентратором напряжений в наименьшем сечении. Полученный результат достаточно точно соответствует размеру критической глубины $t_{кр}$ нераспространяющейся трещины усталости для сплошных цилиндрических образцов и деталей с концентраторами напряжений, определяемый по формуле $t_{кр} = 0,0216D$, которая была получена на основании многочисленных экспериментов в работе [6], где D – диаметр наименьшего опасного сечения. Нераспространяющаяся трещина усталости размером $t_{кр}$ при испытаниях на усталость наблюдалась только у упрочнённых цилиндрических образцов с концентраторами напряжений, в группу которых входят и исследуемые детали.

Полученные результаты позволяют сделать самый важный вывод исследования о том, что при достаточном уровне остаточных напряжений и глубине упрочнения образцов с концентраторами напряжений минимальное (экстремальное) значение K_I будет ниже порогового значения коэффициента интенсивности напряжений K_{th} . При этом скорость роста становится равной нулю, трещина останавливается в развитии. Данный вывод вполне объясняет результаты испытаний на усталость и возникновения нераспространяющихся трещин усталости. Следует также отметить, что при размере трещины $t_{кр}$ в образцах с надрезами происходит значительное падение скорости роста трещины в случае циклического нагружения.

Библиографический список

1. Кудрявцев, П. И. Нераспространяющиеся усталостные трещины. [Текст] / П. И. Кудрявцев // М.: Машиностроение, 1982. – 171 с.
2. Кудрявцев, П. И. Развитие усталостных трещин в сталях в связи с поверхностным наклёпом [Текст] / П. И. Кудрявцев, Т. И. Морозова // Исследования по упрочнению деталей машин. – М.: Машиностроение. – 1972. – С. 194-200.
3. Кудрявцев, П. И. Некоторые особенности строения трещин усталости в низкоуглеродистой стали [Текст] / П. И. Кудрявцев // Повышение прочности и долговечности деталей машин. Кн. ЦНИИТМАШ. – М.: Машиностроение. – 1969. – №110. – С. 105-113.
4. Трощенко, В. Т. Трещиностойкость металлов при циклическом нагружении [Текст] / В. Т. Трощенко, В. В. Покровский, А. В. Прокопенко // Киев: Наукова Думка, 1987. – 256 с.
5. Сазанов, В. П. Моделирование перераспределения остаточных напряжений в упрочнённых цилиндрических образцах при опережающем поверхностном пластическом деформировании [Текст] / В. П. Сазанов, А. В. Чирков, В. А. Самойлов, Ю. С. Ларионова // Вестник СГАУ. – 2011. – №3(27). Ч. 3. – С. 171-174.
6. Павлов, В. Ф. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям [Текст] / В. Ф. Павлов, В. А. Кирпичёв, В. С. Вакулюк // Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.

УДК 621.787.4

ИССЛЕДОВАНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ИНТЕНСИВНОСТИ НАПРЯЖЕНИЙ ПРИ РАЗВИТИИ ТРЕЩИНЫ В ОБРАЗЦАХ С НАДРЕЗАМИ

Сургутанов Н. А., Денисов Л. В., Сазанов В. П.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Известно, что прочность является одним из главных параметров, определяющих надёжность работы машин и сооружений, поэтому ей уделяется большое внимание при проектировании современных элементов конструкций, узлов и деталей машин. Под действием внешних нагрузок, в процессе эксплуатации, в деталях накапливаются дефекты, которые при дальнейшей работе под нагрузкой приводят к образованию трещин и последующему нарушению их работоспособности. При достижении трещиной критического размера возможно разрушение конструкции. Для определения критической глубины трещины и скорости её развития используется такая характеристика повреждённой нагруженной конструкции как коэффициент интенсивности напряжений (КИН) [1]. Коэффициенты интенсивности напряжений служат мерой сингулярности напряжений около вершины трещины, то есть области предразрушения, и играют для этой области такую же роль, как коэффициенты концентрации напряжений в сопротивлении материалов. Когда напряжения и деформации у вершины достигают критических значений, происходит развитие трещины. Также экспериментально было установлено, что при определённых условиях в деталях с концентраторами напряжений усталостные трещины становятся нераспространяющимися [2-7].

В проведённом исследовании изучено изменение коэффициента интенсивности напряжений в цилиндрических стальных образцах диаметрами $d = 10$ мм, $d = 25$ мм, $d = 50$ мм с концентраторами в виде полукруглого надреза радиусом $R = 0,3$ мм и без них. Изучена также зависимость максимального значения КИН от размера наименьшего сечения детали с концентратором напряжений. Методом конечно-элементного моделирования с использованием программной системы ANSYS был проведён расчёт КИН для гладких образцов и для образцов с концентраторами напряжений в виде полукруглого надреза.

Установлено, что для образцов рассматриваемых размеров с концентраторами на начальном участке увеличения размера трещины наблюдаются два экстремума коэффициента интенсивности напряжений – максимальное и минимальное значение. При исследовании образцов без концентратора на всём участке увеличения размера трещины происходит плавное изменение КИН (рис. 1).

На основании проведённых исследований также установлено, что коэффициент интенсивности напряжений K_I достигает максимального значения при глубине трещины, равной примерно $0,02D$, где D – диаметр образца с концентратором напряжений в наименьшем сечении. Необходимо отметить, что этот результат достаточно точно согласуется с размером критической глубины $t_{кр}$ нераспространяющейся трещины усталости для сплошных цилиндрических образцов и деталей с концентраторами напряжений, определяемый по формуле $t_{кр} = 0,0216D$, которая была получена на основании многочисленных экспериментов в работах [3-5], где D – диаметр наименьшего опасного сечения.

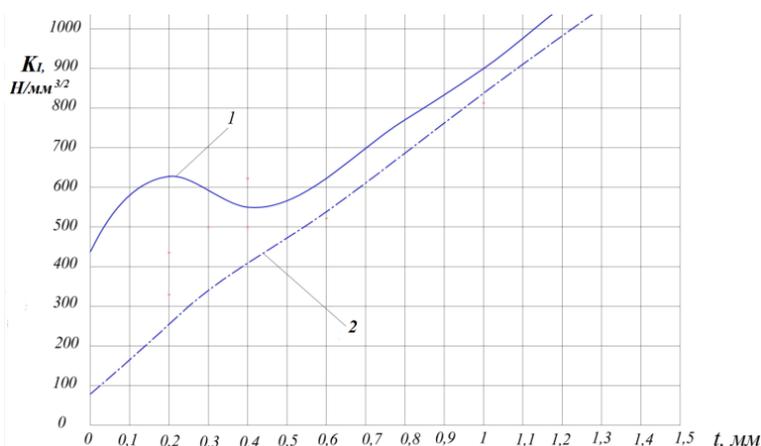


Рис.1. Изменение коэффициента интенсивности напряжений K_I при увеличении глубины трещины в образцах диаметром $d=10$ мм: 1– с надрезом $R = 0,3$ мм; 2 – без надреза

Проведённое исследование зависимости коэффициента интенсивности напряжений от глубины трещины в опасном сечении детали подтверждает обоснованность использования критерия среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ для расчёта приращения предела выносливости $\Delta\sigma_{-1}$ поверхностно упрочнённых образцов и деталей с концентраторами за счёт сжимающих остаточных напряжений [3-5].

Библиографический список

1. Трощенко, В. Т. Трещиностойкость металлов при циклическом нагружении [Текст] / В.Т. Трощенко, В.В. Покровский, А.В. Прокопенко// Киев: Наукова Думка, 1987. – 256 с.
2. Кудрявцев, П. И. Нераспространяющиеся усталостные трещины. [Текст] / П.И. Кудрявцев// М.: Машиностроение, 1982. – 171 с.
3. Павлов, В. Ф. Влияние на предел выносливости величины и распределения остаточных напряжений в поверхностном слое детали с концентратором. Сообщение I. Сплошные детали [Текст] / В. Ф. Павлов // Известия вузов. Машиностроение. – 1988. – №8. – С. 22-26.
4. Павлов, В. Ф. Влияние на предел выносливости величины и распределения остаточных напряжений в поверхностном слое детали с концентратором. Сообщение II. Полые детали [Текст] / В. Ф. Павлов // Известия вузов. Машиностроение. – 1988. – №12. – С. 37-40.
5. Павлов, В. Ф. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям [Текст] / В. Ф. Павлов, В. А. Кирпичёв, В. С. Вакулюк. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.
6. Кудрявцев, П. И. Развитие усталостных трещин в сталях в связи с поверхностным наклёпом [Текст] / П. И. Кудрявцев, Т. И. Морозова // Исследования по упрочнению деталей машин. – М.: Машиностроение. – 1972. – С. 194-200.
7. Кудрявцев, П. И. Некоторые особенности строения трещин усталости в низкоуглеродистой стали [Текст] / П. И. Кудрявцев // Повышение прочности и долговечности деталей машин. Кн. ЦНИИТМАШ. – М.: Машиностроение. – 1969. – №110. – С. 105-113.

УДК 621.983.3

ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЕДИНИЧНЫХ ДЕТАЛЕЙ МЕТОДОМ АДДИТИВНОГО ФОРМИРОВАНИЯ ПОРОШКОВ

Тарасов В. А., Воронин С. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Одним из перспективных методов получения деталей является технология инжекционного формования (МИМ-технологии). Технологический цикл включает в себя следующие этапы: подготовка смеси металлического порошка с полимерным связующим, инжекционное формование, удаление связующего и спекание. Данная технология адаптирована для выпуска изделий большого количества, но малой номенклатуры. Это связано с изготовлением дорогостоящих пресс-форм и применением в технологическом цикле пресс-автоматов. Также для изделий сложной геометрической формы изготовление пресс-форм может быть невозможным. Аддитивные технологии являются перспективными методами получения изделий сложной формы. Данным методом получают, изделия из пластмасс и металлических порошков. Спекание порошков происходит с применением лазера послойно, поэтому возникает вероятность образования таких дефектов, как не проплавление, неконтролируемая пористость и коробление. Исключить первые два дефекта возможно за счет подбора оптимальных режимов печати и использования специальных дорогостоящих металлических порошков. Исключение коробления возможно за счет применения объемного спекания [1].

Для получения единичных изделий сложной формы нами предлагается объединить аддитивные технологии и способы инжекционного формования смеси порошков и полимеров. Данный подход позволит исключить изготовление пресс-форм и применение термопластических автоматов. В качестве материала предлагается применять проволоку полученную из смеси PLA пластика и металлического порошка. Технология получения проволоки заключалась в нагреве PLA пластик до температуры 210°C, затем в данный расплав добавлялся металлический порошок. После перемешивания полученной смеси проводили прессование через фильеру диаметром 1,92 мм. Полученный материал был использован для печати на 3D-принтере с размерами рабочего стола 150x150 мм. Был напечатан тестовый образец с геометрическими размерами 20x20x5 мм. Полученный образец имел ряд дефектов в виде пустот, т.к. является сложным определением температурного и скоростного режима печати для нового материала. Удаление PLA пластика осуществлялось в парах ацетона. Было выявлено, что данный способ удаления пластика не является эффективным, т.к. несмотря на продолжительное время обработки, не удалось добиться его полного удаления. В связи с этим, полученный образец не подвергался спеканию.

В результате проведенной работы предложена новая перспективная технология получения единичных изделий методом аддитивного формования порошков и полимеров. Однако режимы данной технологии, материалы и компоненты необходимо дорабатывать.

Библиографический список

1. Пархоменка А. В. Научно-техническая технология инжекционного порошкового формования металлических деталей (МИМ-технология) [Текст] / А. Д. Пархоменко, А. П. Амосов, А. Р. Самборук // Научно-технические технологии в машиностроении – 2012 - №12 – С. 8-13.

УДК 620.171.2

УСТРОЙСТВО ДЛЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ ЛИСТОВЫХ МАТЕРИАЛОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МАГНИТНО-ИМПУЛЬСНОГО НАГРУЖЕНИЯ

Тиабашвили А. Т., Черников Д. Г.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Развитие высокоскоростных методов пластического деформирования обуславливает повышенный интерес к определению предельных возможностей листовых материалов. Для анализа свойств материалов при высокоскоростном нагружении проводятся их динамические испытания. Известно несколько устройств, для динамических испытаний листового материала, источниками энергии для которых являются энергия взрыва [1], сжатого газа [2], электромагнитного поля [3] и гидравлическая энергия [4]. Анализ данных устройств показал их невысокую эффективность в силу низкой скорости деформирования и крупных размеров оснастки. Также было установлено, что при динамическом нагружении листовых заготовок, как показано в работах [5, 6] происходит некоторое увеличение предела текучести, и соответственно, пластичности. Чтобы объяснить этот эффект необходимо разработать испытательное устройство, которое обеспечивало бы требуемую скорость деформирования и динамический характер нагружения а также исключало бы недостатки уже существующих устройств. Исследования, проведенные в работе [7] показали, что наиболее оптимальным с точки зрения безопасности и управляемости процессом деформации является устройство, использующее в качестве источника энергии импульсное магнитное поле высокой напряженности.

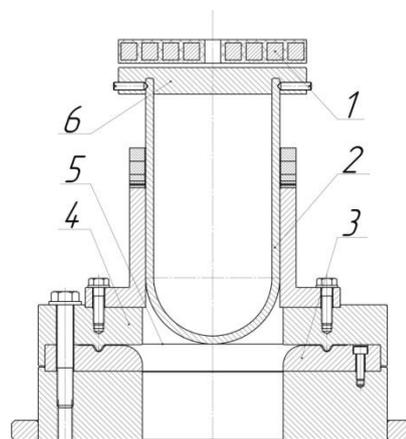
Согласно международному стандарту [8], который определяет форму и размеры деформирующего инструмента, было спроектировано и изготовлено устройство (рисунок 1), для динамических испытаний листовых материалов, главными конструктивными элементами которого является матрица, с радиусным скруглением 8 мм, прижим и полусферический пуансон диаметром 100 мм. Данное устройство предназначено для испытания листовых заготовок из алюминиевых сплавов, толщиной от 0,3 до 4 мм диаметром 200 мм. Заготовка располагается на матрице и фиксируется прижимом. Характерной особенностью матрицы и прижима является перетяжное ребро, предотвращающее перемещение фланца заготовки в направлении движения пуансона. Для проведения динамических испытаний был спроектирован и изготовлен плоский многovitковый индуктор. Динамические испытания проводились с использованием магнитно-импульсной установки МИУ-50 с максимальным уровнем запасаемой энергии батареи конденсаторов 50 кДж.

Устройство работает следующим образом: батарея конденсаторов МИУ-50 заряжается до заданного уровня напряжения, после достижения, которого разряжается на неподвижно закрепленный индуктор. По виткам индуктора протекают импульсные токи, порождая вокруг них импульсное магнитное поле высокой напряженности. При пересечении магнитными полями алюминиевой крышки оснастки, расположенной в непосредственной близости от индуктора, в последней наводятся вихревые токи противоположного направления относительно токов индуктора. В результате их взаимодействия возникают объемные электродинамические усилия отталкивания, разгоняющие крышку и жестко связанный с ней пуансон. В результате пуансон деформирует заготовку с высокой скоростью до образования трещины.

Проведенные исследования показали работоспособность разработанного устройства и возможность использования импульсного магнитного поля высокой напряженности в качестве источника энергии для осуществления динамических испытаний. Дальнейшее развитие исследований в данной области возможно путем усовершенствования конструкции оснастки, посредством увеличения ее стойкости к ударным нагрузкам а так же разработки новых схем испытаний, позволяющих достичь больших скоростей деформирования.



а)



б)

Рисунок 1 – Внешний вид (а) и схема (б) устройства для динамических испытаний листовых материалов;

1. Индуктор; 2. Пуансон; 3. Матрица; 4. Прижим; 5. Заготовка; 6. Алюминиевая крышка.

Библиографический список

1. Wood, W. W. Experimental Mechanics at Velocity Extremes – Very High Strain Rates // Experimental Mechanics. - 1967. - P. 441-446. - doi:10.1007/BF02326303
2. Engelhard M., von Senden genannt Haverkamp H., Klose C., Bach Fr.-W. Development of a Pneumatic High-Speed Nakajima Testing Device // 5th International Conference on High Speed Forming. 24 -26 April, 2012. Dortmund, Germany.
3. Li et al F.-Q. Formability of Ti-6Al-4V titanium alloy sheet in magnetic pulse bulging // Materials and Design. – 2013. - Vol. 52. – P. 337–344.
4. Engelhardt M., von Senden genannt Haverkamp H., Kiliclar Y., Schwarze M., Vladimirov I., Bormann D., Bach F.-W., Reese S. Characterisation and Simulation of High-Speed deformation processes // 4th International Conference on High Speed Forming. 9 – 10 March, 2010. Columbus, Ohio, USA.
5. El-Magd E., Abouridouane M. Einfluss der Umformgeschwindigkeit und temperatur auf das Umformvermögen metallischer Werkstoffe // Zeitschrift für Metallkunde. - 2003. - Vol. 94. – P. 35-45.
6. El-Magd E., Abouridouane M. Characterization, modelling and simulation of deformation and fracture behaviour of the light-weight wrought alloys under high strain rate loading // International Journal of Impact Engineering. – 2006. - Vol. 32 (5). – P. 741 – 758.
7. Глушечков В.А., Черников Д.Г., Тибашвили А.Т. «Способ динамических испытаний листовых материалов с использованием магнитно-импульсного нагружения». Актуальные проблемы в машиностроении. Том 4, № 4. С. 94-99. 2017
8. ISO 12004-2:2008. Metallic materials. Sheet and strip. Determination of forming-limit curves. Part 2: Determination of forming-limit curves in the laboratory.

УДК 530.1, 53.04, 53.05

ЛАЗЕРНАЯ АБЛЯЦИЯ GaAl МЕШЕНИ В СРЕДЕ КРИОГЕННОЙ ЖИДКОСТИ, С ПОСЛЕДУЮЩИМ ЗАМЕЩЕНИЕМ ЕЕ НА ДИСТИЛЛИРОВАННУЮ ВОДУ

Хусаинова А. М., Казакевич П. В.

Самарский Региональный Центр для Одаренных Детей, г. Самара

В ходе данной научной работы были получены образцы GaAl сплава на стеклянной подложке в вакууме.

С помощью электронного микроскопа была измерена толщина напыляемого на подложку слоя и изучена ее морфология.

Данные образцы подвергли лазерной абляции в двух средах: среде жидкого азота и среде жидкого аргона и также изучены с помощью микроскопа для выявления наиболее оптимальной для облучения среды. Разработаны универсальные мишени для лазерной абляции.

Данный сплав является одним из перспективных сплавов для получения водорода непосредственно перед применением (Ga выступает защитным слоем от образования оксидной пленки на поверхности алюминия и после перемещения в дистиллированную воду позволяет чистому алюминию вытеснить водород из воды[1]), но высокая стоимость галлия затрудняет введения его в обиход.

В работе рассмотрены все необходимые для проведения эксперимента данные:

- Физические и химические свойства Ga, Al и их сплава[2]
- Вакуумные установки, напыление в вакууме и процесс роста пленок[3]
- Лазерная абляция[4]

Проделанная работа может использоваться в качестве основы для автоматизации процесса лазерной абляции, а также для демонстрации в университетах студентам для изучения метода получения наночастиц при помощи лазерной абляции.

Библиографический список

1. Канцер, В. Г., Мунтян, С. П., Володина, Г. Ф., Рудаков, С. В. Фотокатализ воды и получение водорода / В. Г. Канцер, С. П. Мунтян, Г. Ф. Володина, С. В. Рудаков// Сборник докладов Международной конференции «Энергетика Молдовы – 2005». 2005. С. 703–704
2. Еремин Н. И., «Галлий», М., 1964. Ключников Н. Г., Колодцев А. Ф. «Алюминий, учебное пособие» / М.: 2001, 67- с.
3. Особенности образования структур при вакуумном напылении. Котельников А. М. МИРЭА, 2002.
4. Прохоров А. М., Конов В. И., Урсу И., Михэилеску И. Н. «Взаимодействие лазерного излучения с металлами». М.: Наука, 1988, 538 – с.

УДК 520.2.01: 520.2.062: 520.224

КОЛИЧЕСТВЕННЫЙ АНАЛИЗ ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕЛЕСКОПА С ГЛАВНЫМ ЖИДКИМ ЗЕРКАЛОМ

Цыкин Д. Ю., Филиппов Ю. П.

Самарский Региональный Центр для Одаренных Детей, г. Самара

В настоящее время астрономия является всеволновой наукой [1], т.е. в рамках астрономических исследований принимаются и изучаются электромагнитные волны различной длины. Это позволяет получить наиболее полную информацию об исследуемых астрономических объектах. Указанный факт порождает объективную необходимость создания все более совершенных инструментов для приема электромагнитных волн – телескопов. До настоящего времени наиболее востребованными в астрономических исследованиях остаются оптические телескопы, предназначенные для сбора электромагнитных волн видимого диапазона [2].

Стремление ученых разглядеть все более мелкие детали на поверхности (в атмосферах) других небесных тел, открыть новые астрономические объекты, зарегистрировать экстремально слабые источники света [3] порождает объективную необходимость в создании телескопов-гигантов, поскольку телескоп с большим диаметром способен собрать большее количество света и построить более детальную картину.

Однако, на пути создания телескопов со все большим объективом стоят серьезные трудности создания больших параболических зеркал. Большие параболические монолитные зеркала трудны в изготовлении, под действием своего веса способны деформироваться и ухудшать свои оптические свойства. Простой и доступной технологией создания телескопов с большим главным зеркалом является технология создания телескопов с главным жидким зеркалом (ГЖЗ) [4, 5]. Уже сегодня введены в эксплуатацию и полностью функционируют несколько телескопов такого типа: Large Zenith Telescope (2003, $D = 6.0$ м), International Liquid Mirror Telescope (2009, $D = 4.0$ м), ALPACA Telescope (2009, $D = 8.0$ м). В будущем планируется создать такие телескопы как Large Aperture Mirror Array (2018, с диаметром зеркала равным $D = 51.8$ м) и Lunar Liquid Mirror Telescope (после 2050, на Луне, с $D = 100$ м).

В данной работе сформулирован и решен ряд теоретических задач, принципиально необходимых для реализации проекта телескопа с жидким зеркалом. В частности, в данной работе строго доказано, что лишь у параболического зеркала любого диаметра и сферического зеркала с относительным отверстием не более 1:15 отсутствует сферическая аберрация. С использованием механики Ньютона получено уравнение профиля поверхности вращающейся жидкости – уравнение квадратичной параболы. Сформулированы основные требования к жидкостям, предназначенным для жидких зеркал таких телескопов.

В работе вычислены основные оптические характеристики телескопа (увеличение, разрешающая сила телескопа, относительное отверстие, проникающая сила телескопа) с жидким зеркалом, как функции угловой скорости вращения поддона. Выполнен численный анализ основных результатов на примере трех выше указанных телескопов с жидким зеркалом (см. таблицы 1 и 2).

С использованием результатов волновой оптики выполнен расчет интегрального альbedo параболического зеркала как функции угловой скорости вращения. С использованием системы аналитических вычислений Mathematica авторам работы

Таблица № 1.

Телескоп	D , м	$\omega_{\min}^{(1)}, \frac{1}{c}$	$\omega_{\min}^{(2)}, \frac{1}{c}$	$\omega_{\max}^{(1)}, \frac{1}{c}$	$\omega_{\max}^{(2)}, \frac{1}{c}$	$\omega_{\max}^{(3)}, \frac{1}{c}$	$f_{\text{Об}}^{(\min)}$	$f_{\text{Об}}^{(\max)}$
IMLT	4	0.1238	0.3502	0.5537	0.5537	0.6393	16	40
LZT	6	0.1011	0.2859	0.3691	0.3691	0.5220	36	60
ALPACA	8	0.0875	0.2476	0.2768	0.2768	0.4521	64	80

Диаметр и предельные значения угловой скорости и фокусного расстояния для указанных телескопов (жирным шрифтом выделены итоговые минимальные и максимальные значения угловой скорости).

Таблица № 2.

Телескоп	D , м	Γ_{\min}	Γ_{\max}	β , "	\mathcal{R}_{\min}	\mathcal{R}_{\max}	m_{Γ} , м
IMLT	4	400	1000	0.030	1:4	1:10	20.11
LZT	6	900	1500	0.020	1:6	1:10	20.99
ALPACA	8	1600	2000	0.015	1:8	1:10	21.62

Разрешающая способность и проникающая сила телескопов, их предельные значения увеличения и относительного отверстия. удалось получить общее аналитическое выражение для данного параметра. Полученный результат исследован численным образом на примере жидкой ртути и телескопа ILMT.

Библиографический список

1. Кононович, Э. В., Мороз, В. И. Общий курс астрономии. – М.: изд-во УРСС, 2004. – 544с.
2. Cottrell G. Telescopes: A Very Short Introduction (Very Short Introductions). – 1st Edition. – Publisher: Oxford University Press, 144 p.
3. The Design and Construction of Large Optical Telescopes (Astronomy and Astrophysics Library). – Editor: Pierre Bely. – Publisher: Springer, 2003. – 508 p.
4. Жидкий глаз: Телескоп на Луне. – <http://www.popmech.ru/science/6546-zhidkiy-glaz-teleskop-na-lune/>.
5. Создано жидкое лунное зеркало из наноматериала. – <http://www.membrana.ru/particle/11623>.

УДК 620.186.82, 620.186.84

ПОЛУЧЕНИЕ ИНТЕРФЕРЕНЦИОННОЙ КАРТИНЫ МИКРОСТРУКТУРЫ В ПОЛЯРИЗОВАННОМ СВЕТЕ ПРИ ЭЛЕКТРОЛИТИЧЕСКОМ ТРАВЛЕНИИ СПЛАВА АД1

Чаплыгин К. К., Бараев Д. И., Воронин С. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Основываясь на работах, в которых описана зависимость модуля упругости от кристаллографической ориентации в зернах различных материалов [1,2], были проведены эксперименты по определению кристаллографической ориентации в зернах алюминиевого сплава АД1.

В работе [3] описана зависимость цвета зерен от их кристаллографической ориентации, установленная при помощи измерения модуля упругости отдельных зерен методом сканирующей зондовой микроскопии. Это связано с тем, что цвет зерна, как и модуль упругости, зависит от кристаллографической ориентации самого зерна. Цвет зерна – это результат интерференции света в тонкой окисной пленке, зависящий от толщины пленки и соотношения показателей преломления вещества пленки и среды [4]. Однако для получения информации о кристаллографической ориентации зерна по его интерференционному цвету необходимо получить качественную интерференционную картину всей поверхности. Поэтому целью данной работы является определение оптимальных режимов травления, позволяющих установить кристаллографическую ориентацию зерен сплава АД1 в поляризованном свете.

Травление производилось в растворе электролита, состоящего из плавиковой кислоты, борной кислоты и дистиллированной воды, при силе тока 1,8-1,9 А, напряжении 100-110 В. Травление осуществлялось с интервалом в 30 секунд. После каждого интервала травления поверхность образца фотографировали для отслеживания изменений интерференционной картины и определения оптимального времени травления. Фотографии представлены на рис. 1.

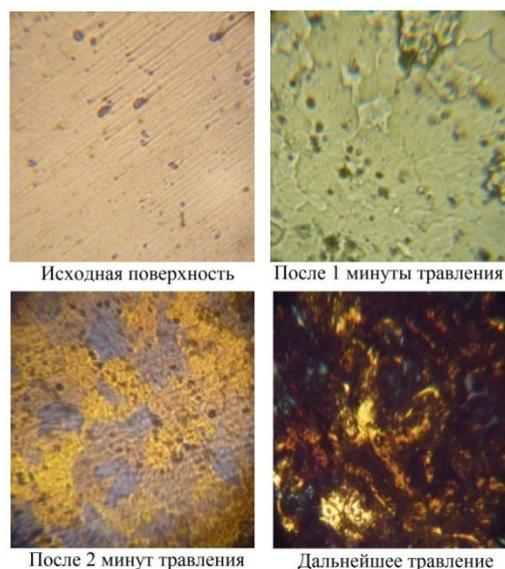


Рис 1. Интерференционная картина поверхности образца после различных интервалов травления

Из рис. 1 видно, что после первой минуты травления начинают проявляться границы зерен. Между первой и второй минутами начинают проявляться цвета, а на

второй минуте травления мы получаем четкую интерференционную картину, на которой можно выделить три преобладающих цвета: желтый, синий и бледно-оранжевый, каждый из которых соответствует одному из трех кристаллографических направлений в алюминии.

При дальнейшем травлении (более двух минут) происходило искажение интерференционной картины и размытие границ зерен.

На рис. 2 представлена поверхность образца через две недели после травления. На фотографии видно, что цвета стали более яркими. Синие зерна стали бирюзовыми.

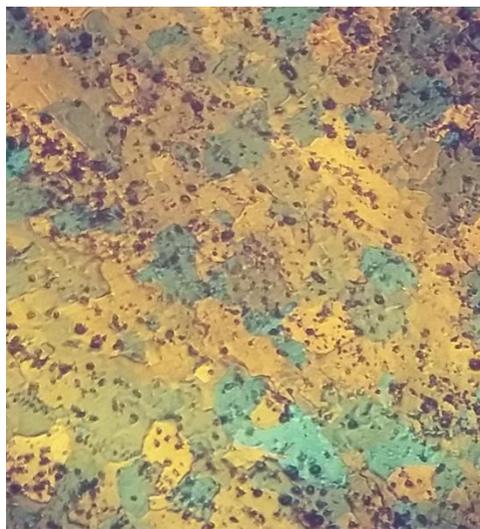


Рис 2. Интерференционная картина поверхности образца в поляризованном свете через две недели после травления

В ходе работы установлено, что при вышеуказанных режимах травления и использовании выбранного электролита оптимальным временем травления являются 2 минуты. При данном времени наблюдается наиболее четкая интерференционная картина, различие отдельных цветов и границ зерен, что достаточно для определения зависимости цвета зерна от его кристаллографической ориентации.

Библиографический список

1. Микляев, П. Г., Фридман Я. Б., Анизотропия механических свойств металлов [Текст]/ П.Г. Микляев, Я.Б. Фридман// М: Металлургия, 1986 г. – 224 с.
2. Бадамшин, И.Х.. От четырех к одному. Силы внутриатомного взаимодействия и прочность материалов: монография [Текст]/ И.Х. Бадамшин// – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Издательский дом Академии Естествознания, 2016. – 134 с.
3. Бараев, Д.И., Чаплыгин, К.К., Зависимость цвета зерен в поляризованном свете от их кристаллографической ориентации в алюминиевом сплаве АД1 [Текст]/ Д. И. Бараев, К. К. Чаплыгин// Гагаринские чтения – 2017: XLIII Международная молодёжная научная конференция: Сборник тезисов докладов: М.: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2017г. – 1478 с.
4. Киселева, С. А., Файвилевич, Г. А. Цветная металлография [Текст]/ С. А. Киселева, Г. А. Файвилевич// М.: Металлургия, 1960. – 109 с.

УДК 629.7

ПОЛИМЕРНЫЕ КОМПОЗИТЫ ДЛЯ КОНСТРУКЦИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Черноглазов П. А., Черноглазова А. В.

Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А. Н. Туполева – КАИ, г. Казань

Для истребителя пятого поколения, в частности для крыла самолета Т-50, разработан особый углепластиковый материал (композиционный материал), характеристики которого напрямую зависят от того, насколько однородно сплавлено углеродное волокно и смоляная часть.

Композиционные материалы состоят из нескольких слоев, при этом внешние слои непроницаемы, а внутренние могут представлять собой ячеистую проницаемую структуру, как например, алюминиевые соты (рис 1.). По прочности такие композиты не уступают металлам, а по долговечности имеют определенные преимущества. Также они в несколько раз легче металлических аналогов.



Рис. 1. Образец композита. Внутри – алюминиевые соты, сверху и снизу – углепластик. Вместо алюминиевых сот предлагается использовать пористые полимерные материалы.

Способ получения пористой структуры заключается в изготовлении изделий из порошковых полимерных материалов холодным прессованием заготовок в закрытой форме, последующем их спекании и охлаждении. Спекание заготовок проводят при температуре ниже температуры плавления полимера. Способ позволяет изготавливать изделия из порошковых полимеров даже в тех случаях, когда температура плавления полимера близка к температуре деструкции. Для исследования влияния $t_{сп}$ на механические свойства и материалоемкость изделий из пентапласта [1], полученных по данной технологии, были изготовлены образцы, температура спекания которых составляла $0,8 \cdot t_{пл}$, $0,66 \cdot t_{пл}$, $0,4 \cdot t_{пл}$, где $t_{пл}$ – температура плавления полимера.

Пористость структуры образцов исследована с помощью оптического микроскопа Axiovert 200. Количественный анализ изображений проведен с использованием программного обеспечения Image Processing System (IPS). Фотомикрограф образца с $t_{сп}=0,4 \cdot t_{пл}$ при обработке программой IPS представлен на рисунке 2.

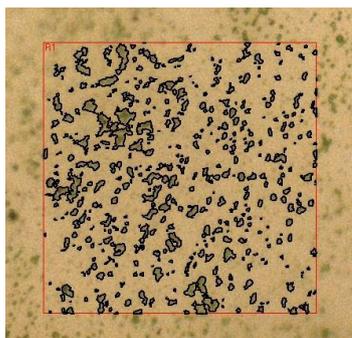


Рис. 2. Фотомикрограф образца с $t_{cn}=0,4 \cdot t_{пл}$ при обработке программой IPS.

С увеличением температуры спекания пористость снижается, уменьшается количество пор на единицу площади, при этом средний эквивалентный радиус остается постоянным в пределах стандартного отклонения.

На рисунке 3 представлено влияние температуры спекания t_{cn} на микротвердость изделий H_{μ} . Микротвердость H_{μ} полученных образцов определена на микротвердомере НХ 1000-ТМ.

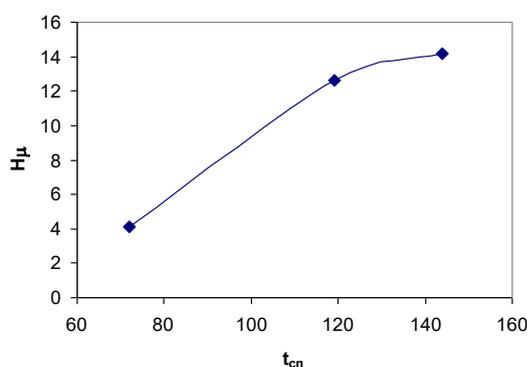


Рис. 3. Влияние температуры спекания t_{cn} на микротвердость изделий H_{μ} .

Снижение температуры спекания приводит к увеличению пористости материала, что снижает материалоемкость, но в тоже время приводит к снижению твердости изделий. Исследования показали, что использование температуры спекания $0,66 \cdot t_{пл}$ для изготовления изделий из пентапласта позволяет снизить материалоемкость, минимально ухудшая механические свойства изделия. На данный способ получен патент [2].

Предложен способ изготовления композиционного материала, полученного из полимерных порошков, позволяющий снизить удельный вес конструкции. Исследовано влияние температуры спекания изделий на пористость и механические свойства.

Библиографический список

1. Мулин, Ю. А., Ярцев, И. К., Пентапласт [Текст]/ Ю. А. Мулин, И. К. Ярцев// Л., 1975.
2. Байгалиев, Б. Е., Газизянов, Р. З., Темникова, С. В., Черноглазова, А. В., Хомякова Л. Б.Способ изготовления изделий из порошковых полимерных материалов. Патент № 2404055 РФ, МПК В 29 С 43/56. 20.11.2010..

УДК 621.787.539

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ СОПРОТИВЛЕНИЯ УСТАЛОСТИ ЗУБЧАТЫХ КОЛЁС ПО ОСТАТОЧНЫМ НАПРЯЖЕНИЯМ В ПОВЕРХНОСТНОМ СЛОЕ ВПАДИН

Шляпников П. А., Сорокин А. Д., Ковалкин Ю. П.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Зубчатые колёса изготавливались из материала 12Х2Н4А по стандартной технологии, типичной для авиационного двигателестроения. Зубья имели эвольвентный профиль, у их основания – поднутрение в форме удлинённой гипоциклоиды, выполненные для выхода инструмента в процессе шлифования боковой поверхности с целью повышения кинематической точности зубчатой передачи. В табл. 1 приведены варианты технологического цикла и номера партий.

Таблица 1

№ партии	Количество образцов	Модуль, число зубьев, угол зацепления, α°	Технология изготовления
1	9	3, 25, 25	долбление
2	12	3, 25, 25	фрезерование
3	24	то же	фрезерование, термообработка, пескоструйная обработка, шлифование, покрытие
4	10	то же	фрезерование, термообработка, пескоструйная обработка, шлифование
5	18	то же	фрезерование, термообработка, пескоструйная обработка, шлифование, покрытие, упрочнение микрошариками

Меридиональные σ_φ остаточные напряжения во впадинах зубчатых колёс определялись по методике, изложенной в работах [1,2]. Распределение остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя a впадин исследуемых зубчатых колёс представлено на рис. 1 и 2.

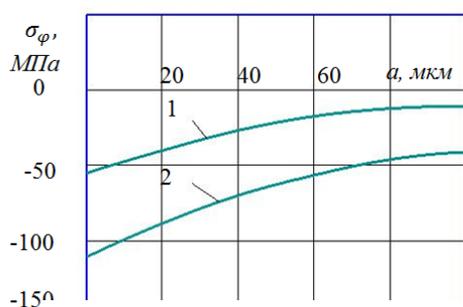


Рис. 1. Остаточные напряжения в поверхностном слое впадин зубчатых колёс: 1 – партия 1, 2 – партия 2

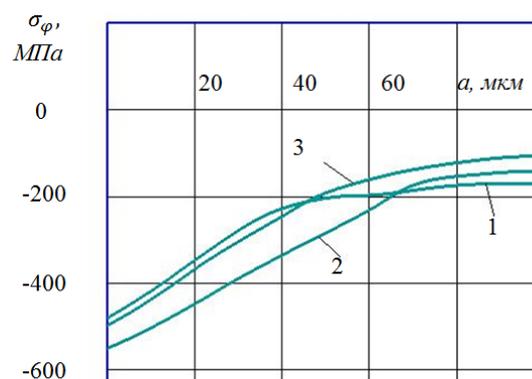


Рис. 2. Остаточные напряжения в поверхностном слое впадин зубчатых колёс: 1 – партия 3, 2 – партия 5, 3 – партия 4

Влияние остаточных напряжений во впадинах зубчатых колёс на приращение предела выносливости $\Delta\sigma_R$ проводилось по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ по следующей формуле:

$$\Delta\sigma_R = \bar{\psi}_\sigma | \bar{\sigma}_{ост} |,$$

где $\bar{\psi}_\sigma$ – коэффициент влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ [3]. Критерий $\bar{\sigma}_{ост}$ определялся по формуле:

$$\bar{\sigma}_{ост} = \frac{2}{\pi} \int_0^1 \frac{\sigma_\varphi(\xi)}{\sqrt{1-\xi^2}} d\xi.$$

С целью оценки влияния технологии изготовления зубчатых колёс на предел выносливости σ_R были проведены испытания на усталость при отнулевом положительном цикле; база испытаний – 3×10^6 циклов. Испытания осуществлялись по методу «лестницы» [4], позволяющему при сравнительно небольшом количестве образцов определить среднее значение предела выносливости и его среднеквадратичное отклонение. Результаты испытаний на усталость и значения среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ приведены в табл.2, где σ_α – амплитудное значение предела выносливости, которое при отнулевом цикле нагружения определяется как $\sigma_{max}/2$, σ_{max} – максимальное напряжение цикла.

Таблица 2

№ партии	$\bar{\sigma}_{ост}$, МПа	σ_R , МПа	σ_α , МПа	$\Delta\sigma_R$, МПа	$\bar{\psi}_\sigma$
1	-22,9	572	286		
2	-285	866	433	147	0,516
3	-195	778	389	103	0,528
4	-214	844	422	136	0,636
5	-185	775	388	102	0,551
				среднее	0,558

Коэффициент влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\psi}_\sigma$ определялся в виде отношения $\Delta\sigma_R/\bar{\sigma}_{ост}$.

Библиографический список

1. Иванов, С. И. Способ измерения остаточных напряжений в шестернях [Текст] / С. И. Иванов, Н. Г. Трофимов, М. П. Шатунов, В. М. Ермолаев, Ю. П. Ковалкин, Э. И. Фрейдин// Авторское свидетельство №1439380. – 1984.
2. Шатунов, М. П. Применение метода конечных элементов для определения остаточных напряжений во впадинах шестерён [Текст] / М. П. Шатунов, Ю. П. Ковалкин// Рукопись деп. ВНИИТЭМР, 1986. – № 301. – 27 с.
3. Павлов, В. Ф. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям [Текст] / В. Ф. Павлов, В. А. Кирпичёв, В. С. Вакулюк// Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.
4. Степнов, М. П. Статистическая обработка результатов механических испытаний [Текст] / М. П. Степнов // М.: Машиностроение, 1972. – С. 211-214

УДК 621.787.539.319

ВЛИЯНИЕ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ НА ПРЕДЕЛ ВЫНОСЛИВОСТИ УПРОЧНЁННЫХ ВАЛОВ С НАПРЕССОВАННОЙ ВТУЛКОЙ

Шляпников П. А., Чуриков Д. С., Семёнова О. Ю.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В исследовании проводилась оценка влияния обкатки роликом на усталость упрочнённых цилиндрических валов диаметром $D = 25$ мм, $D = 50$ мм из стали 20 и диаметром $D = 25$ мм из стали 40X с напрессованной втулкой.

Влияние поверхностного упрочнения на приращение предела выносливости $\Delta\sigma_{-1}$ валов при изгибе в случае симметричного цикла оценивалось по двум критериям: осевым остаточным напряжениям на поверхности вала σ_z^{nos} [1] и среднеинтегральным остаточным напряжениям $\bar{\sigma}_{ocm}$ [2, 3]

$$\Delta\sigma_{-1} = \psi_{\sigma} |\sigma_z^{nos}|, \quad (1)$$

$$\Delta\sigma_{-1} = \bar{\psi}_{\sigma} |\bar{\sigma}_{ocm}|, \quad (2)$$

где ψ_{σ} и $\bar{\psi}_{\sigma}$ – коэффициенты влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости по критериям σ_z^{nos} и $\bar{\sigma}_{ocm}$, соответственно.

Сжимающие остаточные напряжения в поверхностном слое валов создавались обкаткой роликом диаметром 60 мм с профильным радиусом 1,6 мм при усилии $P = 0,5$ кН (ОР1) и $P = 1,0$ кН (ОР2). Распределение осевых σ_z остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя a определялось экспериментально методом колец и полосок и представлено на рис. 1 и рис. 2. Значения осевых σ_z^{nos} на поверхности валов и среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ocm}$ приведены в табл. 1.

Испытания валов с напрессованной втулкой на усталость при поперечном изгибе в случае симметричного цикла проводились на машинах УММ-01 ($D = 25$ мм) и УМП-02 ($D = 50$ мм), база испытаний – $3 \cdot 10^6$ циклов нагружения. Значения пределов выносливости валов σ_{-1} представлены в табл. 1. Можно видеть, что приращение предела выносливости упрочнённых роликом при $P = 1,0$ кН валов диаметром $D = 25$ мм из стали 40X почти в два раза выше, чем валов из стали 20 такого же диаметра, что объясняется большей величиной сжимающих остаточных напряжений и более полным их распределением по толщине упрочнённого поверхностного слоя [2].

Из приведённых в табл. 1 данных видно, что коэффициент влияния поверхностного упрочнения ψ_{σ} на предел выносливости по критерию осевых остаточных напряжений на поверхности вала σ_z^{nos} изменяется от 0,111 до 0,350, то есть более, чем в три раза. Поэтому использование критерия σ_z^{nos} для оценки влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости упрочнённых валов с напрессованной втулкой не представляется возможным.

В табл. 1 приведены значения эффективного коэффициента концентрации напряжений K_{σ} , определённого для вала с напрессованной втулкой. Видно, что для вала из стали 40X коэффициент K_{σ} в 1,7 раза больше, чем для вала из стали 20. В работе [2] на основании многочисленных экспериментов была установлена зависимость между коэффициентом влияния $\bar{\psi}_{\sigma}$ и коэффициентом K_{σ} в виде

$$\bar{\psi}_{\sigma} = 0,514 - 0,065 K_{\sigma}. \quad (3)$$

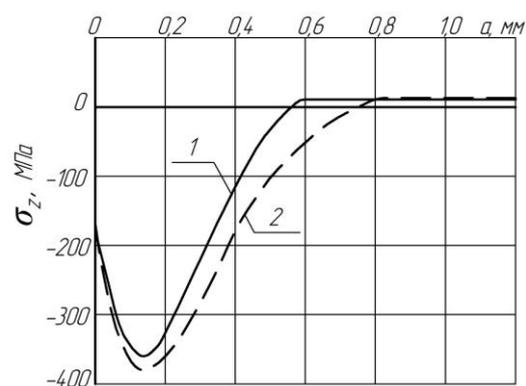
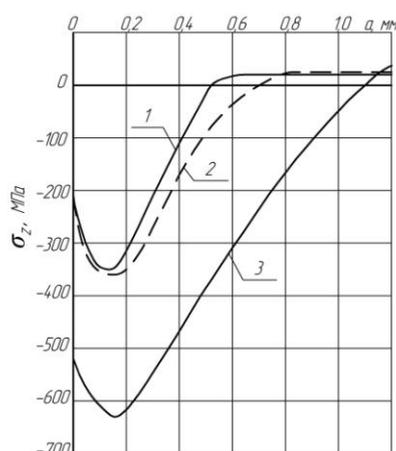


Рис. 1. Осевые остаточные напряжения σ_z в упрочнённых роликом валах диаметром 25 мм из сталей 20 (1, 2) и 40X (3) при: $P = 0,5$ кН (1) и $P = 1,0$ кН (2, 3)

Рис. 2. Осевые остаточные напряжения σ_z в упрочнённых роликом валах диаметром 50 мм из стали 20 при: $P = 0,5$ кН (1) и $P = 1,0$ кН (2)

Таблица 1

Материал	D , мм	K_σ	Неупрочнённые образцы σ_{-1} , МПа	Упрочнённые образцы					
				обработка	σ_{-1} , МПа	$\sigma_z^{нов}$, МПа	ψ_σ	$\bar{\sigma}_{ост}$, МПа	$\bar{\psi}_\sigma$
сталь 20	25	2,33	100	OP1	150	-220	0,227	-148	0,338
				OP2	170	-210	0,350	-201	0,348
	50	2,97	87,5	OP1	107,5	-180	0,111	-64	0,313
				OP2	112,5	-170	0,147	-82	0,305
40X	25	3,95	162,5	OP2	285	-520	0,235	-484	0,253

Значения коэффициента $\bar{\psi}_\sigma$, определённые по зависимости (3), составили: для вала из стали 20 при $D = 25$ мм – $\bar{\psi}_\sigma = 0,362$, при $D = 50$ мм – $\bar{\psi}_\sigma = 0,321$, для вала из стали 40X – $\bar{\psi}_\sigma = 0,257$. Следовательно, коэффициенты $\bar{\psi}_\sigma$, полученные в настоящем исследовании (табл. 1), незначительно отличаются от вычисленных по формуле (3) величин. Таким образом, на предел выносливости поверхностно упрочнённых деталей существенное влияние оказывает не только величина, но и характер распределения сжимающих остаточных напряжений в их опасном сечении.

Библиографический список

1. Иванов, С. И. Влияние остаточных напряжений и наклёпа на усталостную прочность [Текст] / С. И. Иванов, В. Ф. Павлов // Проблемы прочности. – 1976. – №5. – С. 25-27.
2. Павлов, В. Ф. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям [Текст] / В. Ф. Павлов, В. А. Кирпичёв, В. С. Вакулюк. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.
3. Радченко, В. П. Наибольшая величина сжимающих остаточных напряжений при поверхностном упрочнении деталей [Текст] / В. П. Радченко, В. Ф. Павлов // Труды МНТК «Прочность материалов и элементов конструкций». – Киев: ИПП им. Г.С. Писаренко НАНУ, 2011. – С. 354-357.

Секция 3

**Аэродинамика, динамика полета, управление и
навигация летательных аппаратов**

УДК 533.6

CALCULATION OF AIRFOIL DRAG USING DIFFERENT TURBULENCE MODELS

Liqi M. A.¹, Shakhov V. G.²

¹ Beijing Institute of Technology, Beijing

² Samara National Research University, Samara

In this project, aerodynamic coefficients of NACA 0012 airfoil at different angles of attack from 0 to 19 degrees with a Reynold number of $1.9e6$ were presented. Moreover, the transonic phenomenon of the same airfoil was also studied at freestream Mach number from nearly 0.4 to 0.8 at zero and six angles of attack. The $k - \omega$ Model, the $k - \varepsilon$ Model, and the Shear Stress Transport (SST) Model were used in calculation. After that, results were compared with experimental data from Ladson, who studied performance of this airfoil with $2e6$ Reynold number in 1988.

At the first step, a geometry model was created and then the computational domain was composed of 420000 cells emerged in a structured way with software ICEM-CFD. The program ANSYS-CFX was used to obtain results. At last, the aerodynamic performances, especially for the drag coefficient, were discussed and compared with the experimental data.

After analysis, it can be seen that when the angle of attack is zero, pressure distribution around the airfoil is symmetry and thus the lift coefficient is zero. But there is still a tiny drag exist because of the viscosity of air. As the angle of attack increase, the lift coefficient goes up with a nearly straight line and the drag coefficient only has a little raise until the stall angle of attack, after which the lift coefficient goes down quickly and drag coefficient increase suddenly. All three lift coefficient curve of turbulence models have a good agreement with experimental data. But the SST model is the most appropriate one to calculate that, and the predicted drag coefficients of all three turbulence models are all a little higher than experimental data for one angle of attack although they have a consist movement. The conclusion from the second task is that shock wave will be developed when the Mach number is high enough, and for different angles of attack, the inflection Mach number is unequal. At the same time, shock wave makes the lift coefficient decrease slowly and the drag coefficient increase obviously. At one angle of attack, the position of the shock wave is different for various Mach number. That will move afterward, close to the trailing edge as the Mach number increase.

УДК 533.6

THEORETICAL AND EXPERIMENTAL STUDY OF GROUND-EFFECT VEHICLE

Weixiong X. U.¹, Nazarov D. V.²

¹ Beijing Institute of Technology, Beijing

² Samara National Research University, Samara

The Ground-Effect Vehicle (WIG) is a type of aircraft that is designed to fly near the surface and uses the Ground Effect to increase aerodynamic quality. In this paper, present an experimental study of the effect of the screen effect on the lift strength of the Ground-Effect Vehicle model. In addition, the simulation results for the WIG in Computational Fluid Dynamics (CFD) are presented/

When the wing flies near the ground, the static pressure below the wing will increase because the air under the wing could not expand freely as it would in free air. Moreover, the induced drag will also be decreased because the wing tip vortices have been weakened. So the lift to drag ratio will be increased remarkably. The effects of ground effect are functions of the height above the boundary. These effects are non-linear and are responsible for many of the complications inherent in the development of WIG craft.

The experiment was conducted in the wind tunnel T-3 at Samara State Aerospace University at low speeds. Firstly, the study of flow around ground surface without the model installation was undertaken, using a plate to simulate the underlying surface. Secondly, the study of aircraft model without the installation of the plate simulating the ground surface was performed. That allowed determination of the model lift in the unrestricted flow. Thirdly, the flow around a model near the ground surface was studied. The angle of attack of the model varies with a step of 1 degree every time. The experiment will be repeated 7 times using others height, to study the influence of height on the lift of the model. The data from the experiment have been processed and represented in some graphs, in which the consequence of ground effect increases lift can be found. To process the experimental data, a technique is used to recalculate the lift as a function of angle of attack, as well as validate the correctness of the approximation used in it.

A CFD analysis was also conducted to analyse the flow field of the real size aircraft of the case without ground. The analysis is carried out in a finite element analysis software ANSYS, and ANSYS CFX is used as a solver. Owing to the symmetry of the aircraft model, only a half of it was used to establish the geometry, to reduce the computational cost. The CFD environment is set as continuous fluid domain, with material of air of temperature 25°C, and the reference pressure is standard atmospheric pressure. The calculations were conducted for different angle of attack, from 0 degree to 8 degrees with a step of 2 degrees every time. After the analyses, the lift coefficients of the fullscale aircraft can be figured out.

From both wind tunnel experiment and CFD analysis results, the conclusion that ground effect can increase lift is validated. Furthermore, the experimental result and the CFD analysis result are compared. The difference in the results obtained as a result of the calculation and in the experiment, is explained by the difference in Reynolds numbers. Correlation of the obtained data proves that it is possible to use the simulation for the analysis of aerodynamic characteristics instead of carrying out additional tests of the model in the wind tunnel.

References

[1] Maskalik, A.I. WIG Graft. Theory and Design Features // A.I. Maskalik, B.A. Kolyzaev, V.I. Zhukov and other, St-Petersburg: Shipbuilding, 2000. 319 p.

[2] Komarov, V.A. Wind Tunnel at University for Training and Science /V.A. Komarov, V.A. Frolov, V.V. Tarasov, V.G. Shakhov //All-Russian Scientific and Technical Journal «Flight», 2006. p. 34-40.

[3] D. V. Nazarov, V. A. Frolov , and V. G. Shakhov Experimental Investigation of Lift for a Wing-in-Ground Effect Aircraft Model //Russian Aeronautics, 2016, №2 pp 206-210

УДК 621.6.07

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ВЯЗКИХ СРЕД В УСТРОЙСТВАХ ПОВОРОТА ПОТОКА В ТРУБАХ БОЛЬШОГО ДИАМЕТРА

Александров И. Б., Лукьянов О. Е., Садыкова В. О., Куркин Е. И.

Самарский национальный исследовательский университет

имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Целью работы является выбор наиболее эффективного устройства, предназначенного для повышения качества потока в трубах большого диаметра. Вопрос обеспечения равномерности течений рассмотрен в работе [1]. В качестве прикладной задачи в данной работе рассматривается вопрос повышения качества профиля скорости в канале трубы, расход воды в которой обеспечен за счёт гидростатического давления водонапорной башни, присоединяемой к трубе под углом 90 градусов.

Математическое моделирование течения жидкости проведено путем решения основных уравнений аэродинамики [2] в системе ANSYS CFX с помощью разработанной модели, использующей метод конечных объемов. Для выравнивая поля скорости были рассмотрены следующие инженерные решения:

- установка внутрь напорной башни перед входом в трубу конуса с углом раскрытия 13°;
- установка внутрь напорной башни перед входом в трубу конуса с углом раскрытия 20°;
- установка внутрь напорной башни перед входом в трубу лопаток с хонейкомбом переменной длины по радиусу;
- установка лопаток внутрь напорной башни;
- установка закручивающих лопастей перед входом в трубу;
- установка закручивающих лопастей и хонейкомба перед входом в трубу;
- выполнение входного участка в трубу в форме лемнискаты.

Моделирование проведено методом конечных объемов, базирующимся на численном решении систем дифференциальных уравнений в частных производных Навье-Стокса, осреднённых по методу Рейнольдса [3]. Для генерации сетки использован модуль ANSYS ICEM. Тип сетки – блочный структурированный. Расчет проведен в системе ANSYS [4]. Граничные условия для моделирования присвоены из соображений обеспечения заданных расходов и обеспечения закона сохранения массы. Произведён учёт влияния сил вязкого трения среды и стенок установки с целью точного определения гидравлических потерь в канале. Для каждого из рассмотренных конструктивных вариантов построены: линии постоянных значений скоростей в поперечном сечении трубы и профили скоростей в горизонтальной плоскости. Рассмотрен ряд расходов от 500 до 10 000 м³/ч.

Наиболее эффективным устройством поворота потока из рассмотренных является организация лемнискатного входа в трубу, который устанавливается внутрь. Это позволяет достичь более равномерного и симметричного поля скоростей, а также снизить отклонение скорости от средней скорости потока с 14% до 2,1%.

Библиографический список

1. Александров И.Б., Куркин Е.И., Лукьянов О.Е., Садыкова В.О., Шахов В.Г. Численное моделирование формирования потока в круглой трубе за хонейкомбом // Известия Самарского научного центра Российской академии наук, т. 18, № 4, 2016. – С. 115 – 119.

2. Vesenjak M., Ren Z., Ochsner A. Computational Simulations of Regular Open-Cell Cellular Structures with Fillers/ LS-DYNA Anwenderforum, Ulm 2006.
3. Флетчер. К. Вычислительные методы в динамике жидкостей [Текст]/ К. Флетчер: в 2-х. т. Т1. – М.: «Мир», 1991. – 504с.
4. Вождаев, В.В. Практика применения и особенности современных методов расчёта аэродинамических характеристик летательных аппаратов на основе решений уравнений Навье-Стокса [Текст]/ В. В. Вождаев, Л. Л. Теперин, С. Л. Чернышев.: Труды центрального аэрогидродинамического института им. проф. Н. Е. Жуковского – вып. 2740. – М.: издательский отдел ЦАГИ, 2014. – 63 с

УДК 531.5+537.63+004.942

ОРИЕНТАЦИЯ СПУТНИКА НА ПОЛЯРНЫХ ОРБИТАХ ДЛЯ РАЗНЫХ СТАНДАРТНЫХ МОДЕЛЕЙ ГЕОМАГНИТНОГО ПОЛЯ

Алексеева Л. А., Гусейнов С. Р.

Казахский национальный исследовательский технический университет имени К.И. Сатпаева, г. Алматы, Казахстан

Объектом исследования является движение космического аппарата на стендовой базе центра управления полетами (ЦУП) КазННТУ им. К.И. Сатпаева. Разрабатываемый в ЦУП наноспутник «Политех-1» является научно-образовательным космическим аппаратом, предназначенным для оперативного измерения магнитного поля Земли на высоте около 400 км и передачей измерительной информации на средства приёма университетского центра управления полетами. Для анализа технологических процессов эксплуатации орбитальных средств, разработки технологии полунатурного исследования систем бортового оборудования, а также в образовательных целях необходимо разработать компьютерные математические модели движения, управления и стабилизации наноспутника в окрестности программного движения с учетом его конструктивных особенностей.

Для обеспечения программного движения спутника на орбите, связанного с его назначением, необходим учет и оценка всех действующих сил. На космический аппарат (КА), помимо притяжения Земли, действуют разнообразные силы, среди них электромагнитные, аэродинамические и др., которые в разной степени влияют на его движение. Оболочка КА также быстро намагничивается магнитным полем Земли и как следствие, возникает гистерезисная картина, которая создает эффект затухания угловой скорости вращения спутника. Эффект этого влияния зависит от типа КА и условий его движения: вид орбиты, ее наклонение, положение на орбите и др.

В настоящей работе проводится математическое моделирование с использованием системы программирования Matlab-Simulink динамики намагниченного наноспутника в гравимагнитном поле Земли на основе модели абсолютно твердого тела, которое разделяется на два основных этапа: моделирование механики поступательного движения центра масс наноспутника и собственного вращательного движения вокруг его центра масс [1,2].

Ранее авторами разработана компьютерная модель движения КА на различных околоземных орбитах в геомагнитном поле Земли для упрощенной модели ее гравитационного поля, как поля однородного шара с постоянной плотностью массы, ось вращения которого совпадает с магнитной осью Земли [3]. Здесь разработана и программно реализована математическая модель движения наноспутника «Политех-1» для новой стандартной модели Земли: в гравитационном (Spherical Harmonic Gravity Model EGM2008, EGM96) и магнитном (World Magnetic Model (WMM 2015)) полях Земли, в системе Matlab Simulink. Разработанный программный комплекс позволяет моделировать орбитальное движение наноспутников вокруг центра масс на различных околоземных орбитах. Варьирование кеплеровых параметров орбит позволяет моделировать широкий класс орбитальных движений космических аппаратов с учетом их физико-механических свойств (массы, тензора инерции, свойств его намагничивания и наличия магнитных систем).

На основе разработанной модели проведены многовариантные расчеты орбитального движения наноспутника на полярных орбитах с расчетными физико-механическими параметрами, близкими к параметрам научно-образовательного наноспутника «Политех-1». Проведен сопоставительный анализ влияния на движение и

ориентацию спутника разных моделей гравитационного и геомагнитного поля без учета и с учетом отклонения магнитной оси Земли от оси ее вращения, с более точным описанием гравитационного поля Земли.

Библиографический список

1. Белецкий В.В. Движение спутника вокруг центра масс в гравитационном поле Земли // Москва: Наука. – 1977. – 300 с.
2. Белецкий В.В. Хентов А.А. Вращательное движение намагниченного спутника // М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы. – 1985. – 424 с.
3. Суйменбаев Б.Т., Алексеева Л.А., Суйменбаева Ж.Б., Гусейнов С.Р. Моделирование динамики космического аппарата в гравимагнитном поле Земли в системе «Matlab Simulink»//Известия НАН РК. Серия физико-математическая. -2016. - №4. - С. 188-207.

УДК 629.735.33

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ CFD РАСЧЕТОВ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И НАГРУЗОК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Берг Д. А., Новиков А. В., Каракотин И. Н.

ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, г. Москва

Проектирование нового изделия – это длительный, трудоёмкий и дорогостоящий процесс, который проходит несколько стадий: аванпроект, эскизный проект, технический проект и т.д. При проектировании нового летательного аппарата (ЛА) расчет аэродинамических характеристик и нагрузок является первичным для дальнейшего проектирования – результат расчета является исходными данными для баллистических, прочностных, динамических характеристик ЛА, на основе которых определяются или дорабатываются конструктивные, массовые и другие характеристики.

В работе рассмотрены основные этапы эксплуатации ракет-носителей, основные проблемы каждого участка и определяемые характеристики. Определены основные участки с более жесткими требованиями по точности расчётов, что ведет к улучшению характеристик с минимизацией затрат.

Представлено описание этапов, на которых допустимо использование расчетных исследований с использованием CFD методов, заменяющих экспериментальные исследования, сравнение результатов CFD расчётов и натуральных экспериментальных исследований, обоснование необходимости натуральных экспериментов, приведена невозможность использования традиционных расчётных методик при сложной компоновочной схеме.

Результатом использования расчетного исследования при отсутствии натурной экспериментальной отработки на ранних стадиях проектирования летательного аппарата (аван-проект, эскизный проект) и CFD расчётов, в совокупности с экспериментом в дальнейших этапах, является сокращение времени определения аэродинамических характеристик и нагрузок ракет-носителей без потери точности. Что, в свою очередь, сокращает общий срок и стоимость проектирования новых перспективных средств выведения

УДК 533.6.013:629.7.012

ОПТИМИЗАЦИЯ НЕСУЩИХ СИСТЕМ И КОНЦЕВЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ПО МИНИМУМУ ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ

Борисова В. Г., Силантьев В. А.

Сибирский научно-исследовательский институт авиации
имени С. А. Чаплыгина, г. Новосибирск

Основной целью данного исследования является разработка метода и вычислительного инструмента, позволяющие проводить оптимизацию различных сложных несущих систем, а также их концевых частей с целью снижения индуктивного сопротивления. Данная потребность продиктована прежде всего вопросами повышения аэродинамического качества дозвукового летательного аппарата (ЛА) и, как следствие, улучшения его топливной экономичности на крейсерском режиме полёта, при котором индуктивная часть полного сопротивления составляет около 40%.

Реализованная методика вычисления основана на работах Л. Прандтля и М. Мунка [1-4], согласно которым индуктивное сопротивление может быть найдено непосредственно через исследование интенсивности (циркуляции скорости) вихревой пелены далеко за крылом/несущей системой вниз по потоку (в плоскости Трефтца). При этом свободные вихри пелены, сходящие с задней кромки, перемещаются без деформации.

В рамках данной работы вихревая несущая система формировалась набором дискретных П-образных вихрей, которая в общем случае имела произвольную форму в плоскости Трефтца. Поиск оптимального распределения циркуляции, соответствующего минимуму индуктивного сопротивления, проводился с помощью вычисления коэффициентов взаимовлияния от каждого П-образного вихря методом неопределённых множителей Лагранжа и методом Гаусса. Расчёт выполнялся посредством двух реализованных на языке программирования FORTRAN программ, оптимизирующих как несущую систему целиком, так и отдельно её концевую часть (как правило, содержащую концевые аэродинамические поверхности (КАП)).

Необходимо отметить, что при данной постановке задачи накладывалось обязательное ограничение на постоянство величины коэффициента подъёмной силы, а ключевой особенностью оптимизации концевой части несущей системы являлось ограничение на неизменность геометрии базового крыла. Особое внимание, направленное на оптимизацию КАП, объясняется в первую очередь тем, что их применение актуально при модернизации уже разработанных и выпущенных ЛА, базовая геометрия крыльев которых должна сохраняться неизменной.

Помимо реализованных программ оптимизации был создан вспомогательный пакет программ, позволяющий создавать трёхмерные расчётные сетки пространственных несущих систем и отдельно КАП, обрабатывать используемые профили, а также вычислять интегральные аэродинамические характеристики несущей системы, такие как C_y , C_{xi} и $m_{изгибающий}$.

В результате была проведена оптимизация различных сложных несущих систем, таких как классическое крыло (с КАП и без них) магистрального самолёта, бипланные компоновки и компоновки замкнутого типа, а также оптимизация крыльев с несколькими вариантами КАП. Анализ полученных результатов позволяет заключить, что установка вертикальной КАП (где длина КАП составляет 20% от полуразмаха крыла) уменьшает коэффициент индуктивного сопротивления на 18%. При увеличении угла наклона КАП от вертикали до полного разворота в горизонтальное положение

достигается уменьшение коэффициента индуктивного сопротивления вплоть до 30%. Этот эффект вызван влиянием изменения эффективного удлинения несущей системы, при увеличении которого наблюдается снижение индуктивного сопротивления.

Программа оптимизации только КАП обеспечивает дополнительное снижение индуктивного сопротивления за счёт коррекции распределения циркуляции только на концевой поверхности.

В дальнейшем предполагается проведение аэродинамического проектирования исследуемых несущих систем по найденному оптимальному распределению циркуляции, которое позволит более точно установить геометрические характеристики оптимальных несущих систем за счёт изменения распределения крутки, хорд, коррекции профилировки, угла установки сечений и прочего.

Библиографический список

1. Prandtl, Ludwig: "Über Tragflügel kleinsten induzierten Widerstandes"; Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, 28 XII 1932; München, Deutschland.
2. Munk M. General Theory of Thin Wing Sections // U. S. NACA. - Rep. № 142. - 1922.
3. Munk M. The Minimum Induced Drag of Airfoils // U. S. NACA. – Rep. № 121. – 1921. – p.373.
4. Munk M. General Biplane Theory // U. S. NACA. – Rep. № 151. – 1922.

УДК 521.135

КОНСТРУИРОВАНИЕ ПЕРИОДИЧЕСКОЙ ОРБИТЫ В ОКРЕСТНОСТИ ТОЧКИ ЛИБРАЦИИ

Горбунов Я. Д.

Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова, г. Москва

В рамках круговой ограниченной задачи трех тел существуют пять точек либрации – три коллинеарные (лежащие на одной прямой) и две треугольные. Рассмотрим коллинеарную точку L_2 , лежащую за меньшим телом, в которой гравитационные силы компенсируют действия центробежных сил. В работе был численно реализован алгоритм построения периодической орбиты в окрестности точки L_2 . Далее, полученные координаты орбиты использовались как начальные условия для построения инвариантного тора.

Библиографический список

1. Zubin Philip Olikara, 2010 Computation of quasi-periodic tori in the circular restricted three-body problem
2. Frank Schilder, 2010 Computation of quasi-periodic invariant tori
3. Ильин И. С., 2015 Квазипериодические орбиты в окрестности точки либрации L_2 системы Солнце-Земля и траектории перелета к ним в российских космических проектах

УДК 521.135

ПОСТРОЕНИЕ ИНВАРИАНТНОГО ТОРА В ОКРЕСТНОСТИ ТОЧКИ ЛИБРАЦИИ

Горбунов Я. Д.

Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова, г. Москва

Ранее была рассмотрена ограниченная круговая задача трёх тел. В окрестности коллинеарной точки либрации была численно получена периодическая орбита. Следующим шагом будет построение двумерного инвариантного тора и выбор квазипериодической орбиты на его поверхности. Начальными данными послужат координаты периодической орбиты и соответствующие матрицы перехода по этой орбите. Используя матрицу монодромии (матрицу поворота на полный период), её собственные значения и собственный вектор, в каждой точке орбиты был построен эллипс. Большой и малой полуосями которого служат действительная и мнимая часть собственного значения соответственно, умноженные на сопутствующие коэффициенты. В результате был реализован алгоритм численного построения инвариантного тора.

Библиографический список

1. Howell, 1984 Three-dimensional periodic halo orbits
2. Zubin Philip Olikara, 2010 Computation of quasi-periodic tori in the circular restricted three-body problem
3. Frank Schilder, 2010 Computation of quasi-periodic invariant tori
4. Ильин И. С., 2015 Квазипериодические орбиты в окрестности точки либрации L_2 системы Солнце-Земля и траектории перелета к ним в российских космических проектах

УДК 629.783

АЛГОРИТМ ОТНОСИТЕЛЬНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ДВУХ НС В ПЛОСКОМ СЛУЧАЕ ДВИЖЕНИЯ

Горяинов И. А.¹, Богатырев А. М.²

¹Муниципальное бюджетное общеобразовательное учреждение «Школа № 63 с углубленным изучением отдельных предметов имени Мельникова

²Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, г. Самара

В настоящее время множество инновационных компаний и университетов активно занимаются разработкой и созданием малых космических аппаратов и наноспутников (НС) стандарта CubeSat. Так, в 2017 году анонсирован запуск более 600 НС. НС популярны за счёт унифицированной модульной сборки, небольших размеров и малых финансовых затрат. Из-за своих размеров НС могут крепиться на внешней стороне основной полезной нагрузки или на средствах выведения, а это значительно уменьшает стоимость запуска НС.

Запуск нескольких НС, совместно выполняющих целевую задачу, значительно расширяет область их применения. Многие космические компании заинтересованы в запуске распределенного космического аппарата. Так 14 февраля 2017 года космическая компания PlanetLabs запустила на орбиту 88 НС дистанционного зондирования Земли. Также известны компании, которые собираются полностью покрыть нашу планету сетью Интернет.

В большинстве задач группового полёта необходимо обеспечение заданной полетной конфигурации группы НС, что предъявляет повышенные требования к точному определению не только относительного положения, но и относительной взаимной угловой ориентации НС.

Существует ряд критериев, необходимых для создания подобного рода группировок НС, а именно обеспечение межспутниковой связи, что позволяет упростить решение задачи относительной навигации НС и обеспечивает увеличение количества сеансов связи между Землей и группировкой НС, а также наличие активной системы управления, необходимой для поддержания заданной конфигурации группировки НС в процессе движения по околоземной орбите [1].

В данной работе рассматривается автономный способ определения углов взаимной ориентации по измерениям дальностей между фазовыми центрами антенн, расположенных на обоих НС, движущихся в одной плоскости и излучающих сигнал на одинаковых частотах. По измеренным дальностям алгоритм относительной ориентации находит взаимное угловое положение двух НС.

Каждый НС должен иметь многоантенную систему на поверхности НС, фазовые центры которой расположены по главным осям связанной системы координат НС (**рис.1**). А также приемопередающие устройства, способные измерять задержку ответа на запрос друг друга. По измерениям временной задержки рассчитывается расстояние между фазовыми центрами антенн.

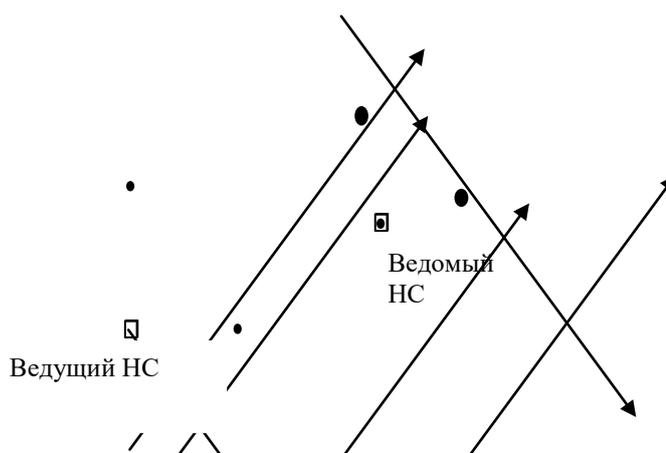


Рис. 1. Расположение контрольных точек при стабилизированном полёте ведущего НС в плоском случае движения

При использовании дальномерного метода определение местоположения объекта строится на измерении дальностей до опорных точек (фазовых центров антенн) с заранее известными координатами. Для определения местоположения объекта в плоском случае движения таких опорных точек должно быть не менее двух.

Алгоритм определения относительной ориентации двух НС состоит из нескольких этапов. На первом этапе определяется расстояние между фазовыми центрами антенн двух НС. Для этого приемопередающее устройство ведомого НС формирует запрос на измерение дальности и производит измерение задержки ответа аналогичного устройства на ведущем НС. Благодаря измеренной временной задержке, рассчитывается расстояние между фазовыми центрами антенн двух НС. Далее определяются параметры относительного движения центра масс ведомого НС относительно ведущего НС. После этого происходит определение угла относительной ориентации ведомого НС по отношению к ведущему НС в плоском случае движения.

Таким образом, получено аналитическое решение для определения угла относительной ориентации двух НС в групповом полете для плоского случая движения. Определены требования по точности измерения дальности между НС.

Библиографический список

1. Богатырев, А. М. Алгоритм относительной ориентации близколетающих наноспутников при групповом полёте на основе дальномерного радионавигационного метода [Статья] // Богатырев А. М., Шилов К. Е. – Сборник трудов XXIV Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 2017 г.
2. Иванов, Д. С. Определение относительного движения спутников при их разделении по результатам обработки видеоизображения [Текст] // Иванов Д. С., Карпенко С. О., Овчинников М. Ю., Сакович М. А. - Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша 2012 №57 24 с.
3. Барабанов, О.О., Барабанова, Л. П., Математические задачи дальномерной навигации. -М.: ФИЗМАТЛИТ, 2007. -С.123.

4. Belokonov, I.V., Kramlikh, A.V., Soboda, S.A., Problems of navigation support of research experiments in space on an example of mission of spacecraft "FOTON - M2", 14th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2007 – Proceedings, 2007, Pages 342-343

УДК 629.7.02

ПЕРСПЕКТИВЫ ВНЕДРЕНИЯ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА «ЛОГОС» И МЕТОДИКА ЕГО ТЕСТИРОВАНИЯ ДЛЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО И ТЕПЛОВОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАКЕТА-НОСИТЕЛЕЙ

Иванова Т. Г., Стрюков Я. А., Берг Д. А., Каракотин И. Н.

ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, г. Москва

В настоящее время при создании новой ракетно-космической техники предъявляются все более жесткие требования к надежности и улучшению характеристик при минимизации затрат времени и средств на этапах проектирования и экспериментальной отработки. Благодаря развитию вычислительных методов аэродинамики и теплообмена, а так же созданию в России современных многопроцессорных супер-ЭВМ появилась возможность частичного замещения дорогих и длительных физических испытаний моделей в аэродинамических трубах на проведение вычислительных экспериментов с использованием удаленного сетевого доступа к супер-ЭВМ с производительностью до 300 Тфлоп/сек.

В работе рассмотрены перспективы внедрения программного комплекса (ПК) вычислительной аэродинамики и теплообмена «ЛОГОС» разработки Федерального ядерного центра в г. Саров для расчетов аэродинамических и тепловых нагрузок при проектировании ракет-носителей на всех этапах полета от малых дозвуковых до гиперзвуковых скоростей.

Представлена методика тестирования программного комплекса для выявления наилучших параметров геометрической модели, расчетной сетки, настроек решателя и способов удаленных вычислений на распараллеленных процессорах, позволяющих получить результат с точностью, не хуже чем в экспериментальных исследованиях для ряда задач. Разработана программа совмещения вычислительных и физических экспериментов, позволяющая получать наиболее полный и достоверный объем данных по аэродинамическим и тепловым нагрузкам в полете.

Рассмотренный класс задач нагрева при гиперзвуковом обтекания для расчетов в ПК «ЛОГОС» охватывает эффекты отрывного течения, интерференции ударных волн, воздействия струй двигателей, управления обтеканием, что позволяет на ранних этапах проектирования выявить участки конструкции, подвергающиеся критическим нагрузкам и обеспечить их защиту.

Результатом внедрения ПК «ЛОГОС» и супер-ЭВМ станет сокращение сроков определения аэродинамических и тепловых нагрузок на новые средства выведения с 4..5 лет до 1 года и менее с соответствующей экономией и увеличением информативности получаемых данных.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации и Министерства образования и науки РФ в рамках Постановления Правительства РФ №218 от 09.04.2010 г. (шифр темы 2013-218-04-4777).

УДК 629.78

ПОСТРОЕНИЕ ОБЛАСТЕЙ ДОСТИЖИМОСТИ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ДВИЖЕНИИ ПО СУБОРБИТАЛЬНЫМ ТРАЕКТОРИЯМ

Каймжан А. Т., Лазарев Ю. Н.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Рассмотрено построение областей достижимости аэрокосмических аппаратов при движении по суборбитальным траекториям на основе метода последовательной линеаризации.

Аэрокосмический аппарат – летательный аппарат, способный совершать управляемое движение как в атмосфере, так и в околоземном космическом пространстве, располагающий достаточно большим максимальным значением аэродинамического качества на гиперзвуковых скоростях движения в атмосфере.

Аэрокосмические аппараты обладают большими потенциальными возможностями при управлении движением по суборбитальным траекториям. Суборбитальные траектории характеризуются наличием начального восходящего участка и относительно небольшим уровнем кинетической энергии аппарата.

Суборбитальный самолёт предназначен для движения по суборбитальной траектории и посадки на взлетно-посадочную полосу. Суборбитальный самолёт в будущем станет самым быстрым средством доставки полезной нагрузки и экипажа на большие расстояния. При максимальной дальности полёта около 20 тысяч километров – на любой оборудованный аэродром Земли.

Двухканальное управление движением суборбитального самолёта при спуске в атмосфере осуществляется по каналам угла атаки α и скоростного угла крена γ_α . Если имеется возможность включения двигательной установки, то может быть реализовано трёхканальное управление.

Области достижимости характеризуют предельные маневренные возможности суборбитального самолёта при двухканальном и трёхканальном управлении и заданных ограничениях. С помощью используемых при построении областей достижимости численных методов на основе последовательной линеаризации можно сформировать многоканальное управление движением, приводящее суборбитальный самолёт во внутренние точки областей достижимости к началу участка предпосадочного маневрирования. Использование совместно с каналами управления углами атаки и крена канала управления тягой двигателя расширяет маневренные возможности суборбитального самолёта, обеспечивая возможность приведения в гораздо более обширную область конечных условий движения.

Библиографический список:

1. Лазарев Ю.Н. Управление траекториями аэрокосмических аппаратов // Самар.науч.центр РАН,2007.
2. Федоренко Р.П. Приближённое решение задач оптимального управления. М.: Наука, 1978.
3. Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. М.: Наука, 1988.

УДК 533.694.27

ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБОСНОВАНИЕ СНИЖЕНИЯ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ КРУГОВОГО ЦИЛИНДРА ПОСРЕДСТВОМ РАСПОЛОЖЕНИЯ ПЕРЕД НИМ ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЫ

Козлова А. С., Фролов В. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Для снижения лобового сопротивления неудобообтекаемых тел была выдвинута гипотеза о возможном уменьшении силы сопротивления подобных тел посредством установки перед ними плоской пластины параллельно потоку. Снижение должно было происходить за счёт достижения конфузорного эффекта между пластиной и цилиндром, в результате которого нарастает скорость и происходит затягивание срыва потока с поверхности тела. Для подтверждения гипотезы было проведено: численное моделирование в пакете газодинамического анализа FlowSimulation и экспериментальное исследование в аэродинамической трубе открытого типа Т-3. В качестве объекта исследования выбран цилиндр кругового поперечного сечения.

В ходе численного моделирования было выявлено, что на снижение лобового сопротивления оказывает влияние не только ширина щели h между пластиной и цилиндром, но также и меридиональный угол θ установки пластины и хорда пластины l . На рисунке 1 представлена геометрия рассматриваемой комбинации цилиндра с пластиной. Выявлено, что наименьшее значение коэффициента лобового сопротивления для системы тел $C_{x\alpha}$ наблюдается при относительном размере щели $\bar{h} = h/D = 10\%$ (где D - диаметр цилиндра, мм.), принимающей значения в диапазоне от 20° до 80° меридионального угла θ и её относительной хорды $\bar{l} = l/D$ (где l – хорда пластины в мм.), лежащей в диапазоне от 25%, 30% и 50%.

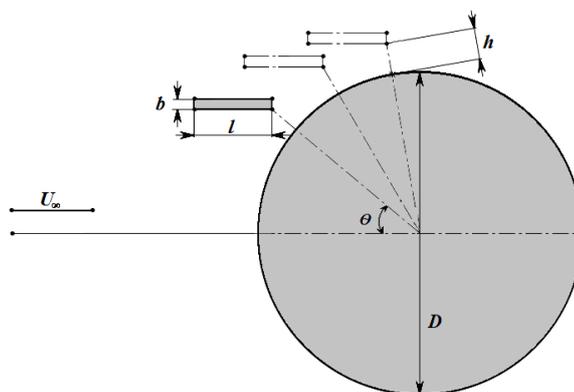


Рис. 1. Расположение пластины вблизи кругового цилиндра

Экспериментальная модель пластины в присутствии цилиндра исследована в аэродинамической трубе открытого типа Т-3. Эксперименты включали в себя измерение скорости и давления в следе за цилиндром. Как численные расчёты, так и эксперимент были основаны на применении метода импульсов, согласно которому изменение количества движения в контрольном объеме равно импульсу силы, действующему на обтекаемое тело. Число Рейнольдса равнялось $Re = U_\infty \cdot D / \nu \approx 10^5$, где U_∞ – скорость набегающего потока, м/с; ν – кинематический коэффициент вязкости, m^2/c . Экспериментально найдено значение коэффициента лобового

сопротивления для изолированного цилиндра $C_{xa} = 1,089$, которое соответствует известным результатам [1, 2]. На рисунке 2 представлены графики зависимости C_{xa} от меридионального угла расположения пластины θ , полученные в результате численного моделирования и эксперимента, а также показано значение C_{xa} для изолированного цилиндра.

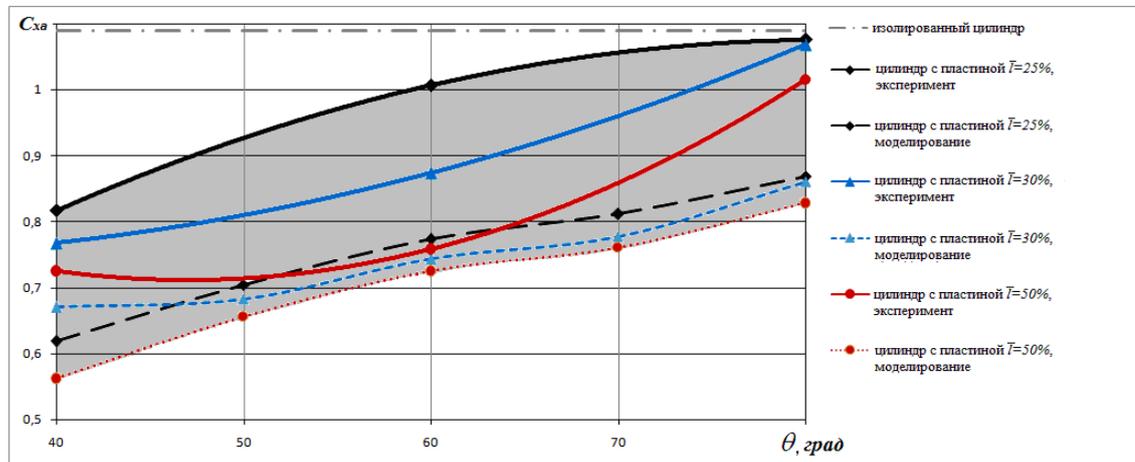


Рис. 2. Зависимость коэффициента лобового сопротивления C_{xa} для системы тел от меридионального угла расположения пластины θ , при различных относительных хордах пластины

В результате многочисленных испытаний для различных положений пластины выяснено, что наилучшим вариантом можно считать положение пластины при $\theta = 40$ град с относительной хордой пластины $\bar{l} = 0,5$. Данные геометрические характеристики комбинации цилиндра и пластины позволяют получить снижение коэффициента лобового сопротивления C_{xa} для двух тел приблизительно на 30%, с относительной погрешностью $\delta = 0,2$.

Таким образом, предположение о том, что установка пластины может привести к снижению лобового сопротивления, была теоретически и экспериментально подтверждена. Показано удовлетворительное согласование результатов теоретического расчёта и экспериментальными данными, а также найдено наиболее рациональное положение пластины, при котором достигается значительный эффект снижения коэффициента лобового сопротивления.

Библиографический список

1. Девнин, С.И. Аэрогидромеханика плохообтекаемых конструкций [Текст] /С.И. Девнин – Л.: Судостроение – 1983. – 320 с.
2. Шлихтинг, Г. Теория пограничного слоя [Текст] /Г. Шлихтинг – М.: Наука – 1974. – 218 с.

УДК 629.78

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЙ РАВНОВЕСИЯ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА ФОРМАТА CUBESAT НА КРУГОВОЙ ОРБИТЕ

Кудряшов И. А., Барина Е. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Знание положений относительного равновесия наноспутника необходимо для определения характера относительного движения, размещения специального оборудования внутри CubeSat.

Задачей данной работы является определение положений равновесия при плоском движении наноспутника относительно центра масс при полете по круговой орбите на различных высотах.

В работе представлена математическая модель относительного движения наноспутника типа CubeSat под действием аэродинамического момента для данной модели наноспутника и момента, который возникает из-за силы гравитации. В данной математической модели не учитываются влияние солнечного ветра, изменение орбиты с течением времени. Также мы пренебрегаем потерями на трение и торможением в атмосфере.

В случае плоского углового движения наноспутника, углы собственного вращения и прецессии равны нулю. Определение положений равновесия в этом случае осуществляется при помощи уравнения, которое получено из динамических уравнений Эйлера:

$$3 \cdot \omega^2 \cdot (A - C) \cdot \cos(\alpha) \cdot \sin(\alpha) = q \cdot S_x \cdot c_0 \cdot (|\cos(\alpha)| + k \cdot |\sin(\alpha)|) \times \\ \times l \cdot (\Delta x \cdot \sin(\alpha) - \Delta z \cdot \cos(\alpha)),$$

где α – угол атаки – угол между направлением скорости набегающего на тело потока газа и характерным продольным направлением, выбранным на теле (осью); A, C – моменты инерции наноспутника относительно осей Ox, Oz соответственно; ω – угловая скорость вращения наноспутника относительно Земли, q – скоростной напор, действующий на наноспутник; c_0 – коэффициент, который может принимать значения из промежутка от 2 до 3; S_x – характерная площадь наноспутника; k – число модулей наноспутника; l – длина наноспутника; $\Delta x, \Delta z$ – смещения центра масс вдоль осей Ox, Oz относительно геометрического центра наноспутника.

В работе получена функция для определения положения равновесия по углу атаки, который зависит от вышеперечисленных коэффициентов:

$$\alpha = F(A, C, q, S_x, \Delta z, \Delta x, k, l, c_0, \omega).$$

Количество положений равновесия наноспутника может изменяться из-за высоты полета, формы, распределения массы.

Библиографический список

1. Сарычев, В. А. Динамика спутника под действием гравитационного и аэродинамического моментов. Исследование положений равновесия [Текст]/

- В. А. Сарычев, С. А. Гутник // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. -2014. –№ 39. – 38 с.
2. Сарычев, В. А. Исследование устойчивости положений равновесия спутника под действием гравитационного и аэродинамического моментов. Общий случай [Текст]/ В.А. Сарычев, С.А. Гутник // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. -2015. – № 33. – 25 с.
3. Белецкий, В.В. Движение искусственного спутника относительно центра масс [Текст]/Владимир Белецкий. – М.: Наука, 1965. – 416с.

УДК 629.78

ОЦЕНКИ ВЕЛИЧИН АСИММЕТРИИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА В АТМОСФЕРЕ ПРИ ВОЗМОЖНОЙ РЕАЛИЗАЦИИ ЗАХВАТА И ПРОХОДА ЧЕРЕЗ РЕЗОНАНС

Куркина Е. В., Любимов В. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Рассматривается неуправляемый спуск космического аппарата с малой аэродинамической и массовой асимметриями в атмосфере. Наличие асимметрии космического аппарата может явиться причиной реализации длительных резонансных режимов при спуске космических аппаратов в атмосфере. В результате может возникнуть аварийная ситуация, связанная с нештатным увеличением угла атаки [1].

В работе производится анализ вероятности захвата и прохода динамической системы движения аппарата через резонанс при значениях угла атаки $\alpha \in [0, \pi/2]$ радиан. В процессе анализа вероятности захвата и прохода через главный резонанс применялись приближенные нелинейные уравнения движения космического аппарата с малой аэродинамической и массовой асимметриями [2].

Целью работы является определение оценок параметров асимметрии спускаемого космического аппарата при реализации как гарантированного захвата в главный резонанс, так и гарантированного прохода через главный резонанс.

Приводится оценка вероятности захвата в главный резонанс, которая выражается в элементарных функциях. В отличие от известных ранее результатов [3-5], указанная оценка позволяет производить расчет вероятности захвата при спуске космического аппарата как при малых, так и при немалых значениях угла атаки.

Оценки величин асимметрии представлены в виде зависимости массовой асимметрии от аэродинамической асимметрии. Полученные оценки позволяют найти величины аэродинамической асимметрии через известные величины массовой асимметрии. Также возможна и обратная задача. В работе [6] приведены аналогичные оценки параметров асимметрии для случая малых углов атаки. В случае немалых углов атаки выражения получились более сложными. Однако, новые оценки позволяют найти величины параметров асимметрии при численном решении соответствующих им неравенств.

Представленные оценки являются практически значимыми результатами, так как они могут использоваться при проектировании и эксплуатации космических аппаратов, осуществляющих неуправляемый спуск в атмосфере планет земной группы.

Библиографический список

1. Lyubimov V.V. Asymptotic analysis of the secondary resonance effects in the rotation of a spacecraft with a small asymmetry in the atmosphere // Russian Aeronautics. 2014. Vol. 57. No.3. pp. 245-252.
2. Заболотнов Ю.М. Метод исследования резонансного движения одной нелинейной колебательной системы // Известия РАН. Механика твердого тела. -1999. Вып. 1. С. 33-45.
3. Белоконов В.М., Заболотнов М.Ю. Оценка вероятности захвата в резонансный режим движения космического аппарата при спуске в атмосферу // Космические исследования. 2002. Т. 40. №5. С. 503-514.

4. Бобылев А. В., Ярошевский В.А. Оценка условий захвата в режим резонансного вращения неуправляемого тела при спуске в атмосферу // Космические исследования. 1999. Т. 37. №5. С. 515-523.
5. Любимов В.В. Оценка вероятности захвата в резонанс при движении динамически несимметричного твердого тела в атмосфере // Вестник Сам. гос. техн. ун-та. Сер.: Физ.-мат. науки. 2007. №2(15). С. 110-115.
6. Заболотнов Ю.М. Асимптотический анализ квазилинейных уравнений движения в атмосфере КА с малой асимметрией III // Космические исследования. 1994. Т. 32. №4-5. С. 112-125.

УДК 629.78

АНАЛИЗ ВНЕШНЕЙ УСТОЙЧИВОСТИ РЕЗОНАНСА ПРИ АТМОСФЕРНОМ СПУСКЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С МАЛОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ И ИНЕРЦИОННОЙ АСИММЕТРИЕЙ

Лашин В. С., Любимов В. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Рассматривается неуправляемый спуск малого космического аппарата с малой аэродинамической и инерционной асимметриями в разреженной атмосфере. Известно, что при атмосферном спуске асимметричных аппаратов наблюдается реализация резонансных явлений, приводящая к нарушению заданных ограничений контролируемых характеристик [1]. Например, в работе [2] рассматривалось явление внешней устойчивости резонанса при спуске асимметричного аппарата с малыми углами атаки в атмосфере Марса.

Целью работы является получение и анализ условий внешней устойчивости главного резонанса при произвольных значениях угла атаки в процессе спуска космического аппарата с малой аэродинамической и инерционной асимметриями в разреженной атмосфере. При понижении порядка системы дифференциальных уравнений относительного движения космического аппарата применяется метод интегральных многообразий [3]. Для последующего упрощения динамической системы используется нерезонансная схема метода усреднения [4]. В процессе анализа внешней устойчивости используется модификация второго метода Ляпунова [5].

В работе производится получение и анализ условий внешней устойчивости главного резонанса. С этой целью осуществляется выбор функции Ляпунова. Определяется производная функции Ляпунова, учитывающая возмущения в системе. В дальнейшем анализируется знак производной функции Ляпунова. В результате записываются условия внешней устойчивости и внешней неустойчивости главного резонанса. Условие внешней устойчивости позволяет оценить величины параметров асимметрии космического аппарата, способствующих возникновению резонансных явлений. Полученные оценки параметров асимметрии могут применяться при проектировании и эксплуатации перспективных космических аппаратов, осуществляющих спуск в разреженной атмосфере Марса или в верхних слоях земной атмосферы.

Библиографический список

1. Lyubimov V.V. Asymptotic analysis of the secondary resonance effects in the rotation of a spacecraft with a small asymmetry in the atmosphere // *Russian Aeronautics*. 2014. Vol. 57. No.3. pp. 245-252.
2. Lyubimov V.V. и др. External stability of a resonance during the descent of a spacecraft with a small variable asymmetry in the martian atmosphere // *Advances in Space Research*. 2017. Vol. 59, Is. 6, pp. 1607–1613.
3. Заболотнов Ю.М. Метод исследования резонансного движения одной нелинейной колебательной системы // *Известия РАН. Механика твердого тела*. -1999. Вып. 1. С. 33-45.
4. Моисеев Н.Н. Асимптотические методы нелинейной механики // М: Наука. 1969. – 380с.
5. Любимов В.В. Внешняя устойчивость резонанса в нелинейной системе с медленно изменяющимися переменными // *Известия РАН. Механика твердого тела*. - 2002. Вып. 6. С. 52-58.

УДК 519.8:656.7

МОДЕЛИРОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В КОНФЛИКТНЫХ СИТУАЦИЯХ С ОЦЕНКОЙ РИСКОВ ВОЗНИКНОВЕНИЯ ЗНАЧИМЫХ УЩЕРБОВ

Максименко О. А., Куклев Е. А.

Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации
г. Санкт-Петербург

Представлены результаты исследования по применению нового риск-ориентированного подхода при оценке безопасности полетов воздушных судов (ВС) в теории управления воздушным движением (УВД) с учетом возможных угроз в конфликтных ситуациях. Этот подход был разработан в NASA и получил подтверждение в ИКАО в таком документе, как Annex-19. Было предложено трактовать понятие (определение) "риска" по-новому как меру опасности в нечеткой трактовке (на основе школы "Беркли"- в США) [1]. Так, в публикации М. Fujito (Япония) [2] под названием "Frequency of Rare Events...", выполненной в 2009 г. по гранту ИКАО, было показано, что конфликты (collisions, catastrophes...) в системе УВД редкие. Вероятности этих событий лежат в зоне "хвостов" функций плотности распределения вероятностей, (ФПРВ), законы этих ФПРВ неизвестны, не могут быть описаны аналитически. Расчетные вероятности редких событий найти достоверно не удастся.

В данной работе в качестве примера конфликтной ситуации был рассмотрен инцидент со сбитием истребителя СУ-24 в Сирии (рис. 1, сведения по интернету). Основанием для подобного подхода является то обстоятельство, что катастрофы воздушных судов случаются редко, но их последствия могут быть значительными. К трагедии ВС обычно приводит цепочка редких неблагоприятных факторов. Однако условия возникновения катастрофы можно предвидеть и предотвратить заранее путем своевременной оценки условий полета и рисков возникновения негативных последствий. Должны быть приняты определенные меры предупреждения конфликтов ВС, в частности при УВД. Предлагается изучить конфликтную ситуацию с ВС СУ-24 с позиции проверки на соответствие правилам навигации этого ВС по документам ИКАО для регулирования УВД. Существуют и другие стандарты, но здесь это не является главным. В данной работе предлагается применение риск-ориентированного подхода по ИКАО при УВД самолетов для формирования проактивных (предупредительных) управляющих воздействий на систему УВД, обеспечивающих уменьшение рисков возникновения негативных последствий и повышение шансов выживания при неопределенности информации об опасных ситуациях. Используется новое понятие «риска» (по NASA) как «меры прогнозируемой опасности» или вреда при определённой угрозе для безопасности авиационных и технических систем при оценке критичности обнаруженных путей, ведущих к катастрофе при нерасчетных условиях эксплуатации воздушных судов. [1] Понятие «вероятности событий» исключается полностью, как не имеющее физического смысла в ситуациях с редкими событиями [2].

Теоретическую основу решаемой задачи в данной работе составляет типовая ситуация из теории игр и операций. При этом рассматривается конфликт 2-х сторон А и Б с использованием традиционного аппарата УВД и методик аэронавигационного обслуживания воздушного движения (АНО ВД) [1]. Применяется метод выявления и поиска таких дискретных состояний, которые обозначают «потерю свойств функциональности системы», строится модель опасности в виде процессов, приводящих к гибели (в данном примере к «сбитию ВС СУ-24»). Взвешиваются «риски и шансы» на основе Fuzzy Sets («нечеткие множества»). Составляются логические

«уравнения катастрофы» в соответствии со структурой булевой решетки состояний для дерева событий по FMEA. Выявляются сценарии и цепи событий, ведущих к катастрофе, на основе «уравнения катастрофы» по правилам алгебры логики. Поиск кратчайших путей к катастрофе производится без вероятностных показателей значимости обнаруженных путей, без математических ожиданий, дисперсий, без функций плотности распределения вероятностей и других параметров гауссовых моделей ввиду неопределенности информации и недостоверной статистики о редких событиях. Таким событием является возможное уничтожение высоконадежного объекта ВС Су-24. Выявляются заранее множества прогнозируемых операций и действий, при которых можно было бы разрешить конфликтную ситуацию на основе выявленных расчетных ошибок при УВД и не допустить гибели воздушного судна Су-24 от ожидаемой атаки истребителя F-16.

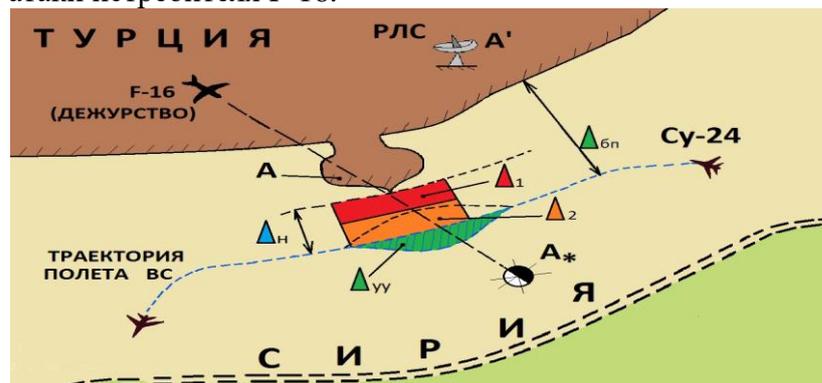


Рис. 1. Выявление точек уязвимости и факторов опасности при УВД

Применение риск-ориентированного подхода показало, что при редких событиях и неопределенности информации опасные ситуации могут быть эффективно исследованы на основе методов нечеткой логики, в отличие от методов теории вероятности. Применение данного подхода является актуальным как для гражданских ВС при обслуживании воздушного движения (ОВД), так и для управления беспилотными летательными аппаратами (БПЛА) в различных ситуациях.

Библиографический список

1. Гипич Г.Н., Евдокимов В.Г., Куклев Е.А., Шапкин В.С. Риски и безопасность авиационных систем. М:ФГУП ГосНИИ ГА, 2013.
2. M. Fujita. Frequency of Rare Event Occurrences (risk of collisions). ENRI International Workshop on ATM/CNS. Tokyo, Japan. (EIWAC 2009)

УДК 628

КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ ИСТЕЧЕНИЯ ГАЗА ИЗ СОПЛА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗЛИЧНЫХ МОДЕЛЕЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

Наплеков И. С.

Самарский государственный технический университет, г. Самара

Развитие современных средств численного моделирования различных процессов (гидро- и аэродинамики, тепло- и массообмен) позволяет существенно упростить проектирование, оптимизацию и испытание теплоэнергетического оборудования. Так, например, с помощью программного продукта ANSYS Fluent возможно проведение цифровых экспериментов, заменяющих дорогостоящее опытное оборудование. Цель данной работы – оценка возможностей CFD моделирования для получения результатов, достаточных для разработки и наглядных испытаний новых инженерных решений задач истечения, с использованием различных моделей турбулентности в рамках ограничений версии ANSYS for Students. Исследование выполнено в программном продукте ANSYS с использованием решателя Fluent.

Поставленная задача решается в двухмерной плоскости. Численное исследование проводилось как в рабочей зоне сопла, так и в области, прилегающей к ней, с целью получения характеристик поведения газового потока при истечении из конического сопла. Расчетная область состоит из сужающегося-расширяющегося конического сопла – сопла Лаваля, в котором происходит разгон проходящего по нему газового потока до сверхзвуковых скоростей, а также из свободной области его работы, где газ может беспрепятственно перемещаться. Для построения расчетной геометрии использовался встроенный в ANSYS модуль – DesignModeler. Для повышения точности решения задачи была проведена адаптация сетки во встроенном модуле Meshing.

Для замыкания уравнения Навье-Стокса было выбрано 6 моделей турбулентности: k-ε Standard, k-ε RNG (без дифференциальной модели вязкости), k-ε Realizable, k-ω Standard, k-ω SST. Рабочее тело – идеальный газ. Вычисление модели проводится в среде атмосферного давления (101325 Па) и окружающей температуры 300 К. Входные условия: давление – 1000000 Па и температура газа – 500 К, без избыточного давления на выходе. Для потока и кинетической энергии выбраны уравнения второго порядка. [1], [2]

CFD-моделирование было проведено с каждой из выбранных моделей турбулентности для дальнейшего анализа результатов с целью выбрать модель (или несколько), использование которой позволяет получить универсальную картину истечения газа из сопла, верифицируемую корректно с экспериментальными и теоретическими данными. Главным критерием для оценки моделей турбулентности является их корректная верификация и валидация.

В итоге почти все результаты каждой из моделей турбулентности получились схожими на столько, что можно заключить: для решения данной задачи истечения газа из сопла Лаваля можно выбрать одну из них. На Рис.1 показана валидация модели с экспериментом (с изменением палитры цветов в модуле CFD-Post) и наложенные графики зависимостей скорости от давления внутри сопла. Красный получен экспортом массива данных из ANSYS Fluent. Синий – посчитан по формуле (1) (для изотермического потока) Более широкая валидация (3 экспериментальных образца) для подтверждения универсальности полученной модели истечения приведена на Рис.2

$$u_e = \sqrt{\frac{T \cdot R}{M} \cdot \frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}, \quad (1)$$

где T – температура газа, К; R – универсальная газовая постоянная, Дж/(моль К); k – показатель адиабаты; M – молярная масса воздуха, г/моль.

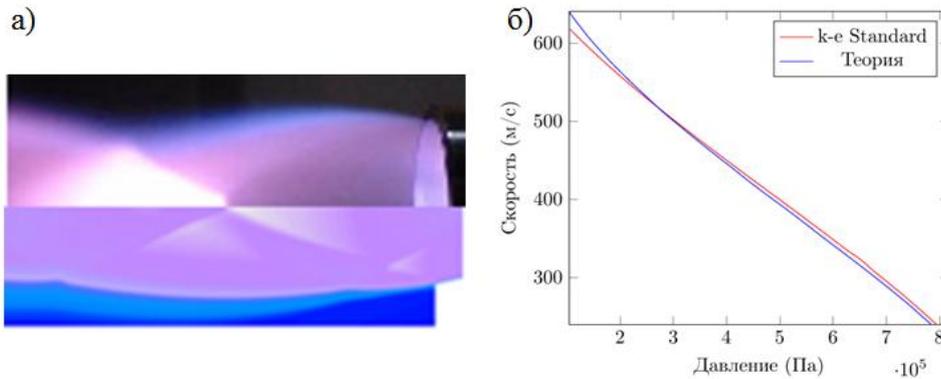


Рис. 1. Валидация модели (снизу) и эксперимента (сверху) (а); зависимость скорости от давления внутри сопла, полученная в программном продукте ANSYS и теоретически (б).



Рис.2 Изображено наложение эксперимента и контуров ANSYS, с разными типами заливок, настроенными в модуле CFD-Post. Наверху эксперимент, внизу модель.

Библиографический список

1. Столяров Е. П. Об истечении недорасширенных газовых струй навстречу сверхзвуковому потоку // Ученые записки ЦАГИ. – 1977. – Т. 8. – №. 2.
2. C.J. Clarke and B. Carswell Principles of Astrophysical Fluid Dynamics (1st ed.). 2014.

УДК 629.7.052

АНАЛИЗ НАВИГАЦИОННОЙ СПЕЦИФИКАЦИИ ADVANCED RNP

Околелов А. И.

Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации

В настоящее время происходит переход от традиционной концепции выполнения полетов (концепции оборудованных трасс) к перспективной концепции зональной навигации. Традиционная концепция была основана на применении радиотехнических систем ближней навигации: РСБН, VOR, DME. Системы ближней навигации образовали наземную сеть радионавигационных средств, на основе которой в свою очередь была построена сеть воздушных трасс. Воздушные трассы согласно традиционной концепции строго привязаны к наземным средствам, так как при этом традиционном способе навигации воздушное судно осуществляет навигацию посредством пролета над наземным средством либо же по пересечению траектории. Это обстоятельство является главным препятствием к увеличению интенсивности полетов [1].

Следующим за традиционным способом навигации стал метод зональной навигации (RNAV), который позволяет воздушному судну осуществлять навигацию по любой горизонтальной траектории полета как в пределах зон действия наземных средств, так и в пределах допустимых точностных характеристик бортовых навигационных средств либо при их совместном использовании. RNAV стала возможной по мере появления глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС), а также за счет усовершенствования бортовых инерциальных навигационных систем (ИНС). Применение традиционных систем (VOR/DME, DME/DME) не потеряло актуальности и применяется как для обеспечения требуемой точности определения координат ВС, так и для контроля целостности ГНСС [2].

Зональная навигация позволяет осуществлять полеты по трассе, точки которой не привязаны к наземным радионавигационным средствам, что значительно повышает гибкость структуры воздушных трасс. С добавлением к RNAV функциональной возможности мониторинга требуемых навигационных характеристик – RNP, стала возможной еще большая оптимизация использования воздушного пространства. Мониторинг эксплуатационных характеристик и выдача предупреждений на борту ВС указывают на нахождение ВС в заданных точностных пределах [3].

Для улучшения навигационной обстановки в аэродромной зоне был разработан новый тип навигационных спецификаций – усовершенствованное RNP (Advanced RNP или A-RNP). Как и любая другая навигационная спецификация, A-RNP определяет требования к точности, целостности, готовности и непрерывности, однако при этом предусматривает единые квалификационные требования к воздушным судам для всех видов операций [4].

Внедрение A-RNP для района аэродрома предполагает два этапа. На первом этапе предусматривается использование спецификации RNP 1 на всех этапах полета в районе аэродрома и спецификации RNP 0.3 на конечном этапе захода на посадку. На втором этапе вводится «масштабирование», при котором гибкие требования к точности навигации обеспечат более свободный доступ в условиях большого количества препятствий. Это позволит использовать более гибкие схемы для уменьшения контуров шума и окажет более эффективную поддержку параллельным заходам на посадку и вылетам [3].

Рассмотрим характеристики навигационной спецификации A-RNP [3]:

Точность. Во время полетов в воздушном пространстве или по маршрутам RNAV 1, боковая и продольная погрешности системы устанавливаются в пределах от ± 0.3 до ± 2 м.м. (морских миль) в течение 95% полетного времени. При этом погрешности пилотирования не должны превышать половину от установленного допуска, а при требуемой точности 0.3 м.м. – не должны превышать 0.25 м.м. Бортовая навигационная система должна выдавать экипажу предупреждение в том случае, если горизонтальная ошибка определения координат ВС превысит ($2 \times RNP$) с вероятностью 10^{-7} за час полета.

Целостность. Неисправность бортового навигационного оборудования классифицируется по нормам летной годности как состояние серьезного отказа (допустимая вероятность отказа 10^{-5} за час полета).

Непрерывность. Потеря функции классифицируется как состояние незначительного отказа, если эксплуатант может перейти на другую навигационную систему и следовать в соответствующий аэропорт. Если по государственным нормам потеря функции будет классифицироваться как состояние серьезного отказа, требуемая непрерывность может быть обеспечена применением двух независимых каналов навигационной информации.

A-RNP устанавливает требования для всех районов выполнения полета: океанических, удаленных континентальных, континентальных, района аэродрома. При этом требуемая точность может быть обеспечена как перспективными, так и традиционными системами, например, VOR или ОПРС. Основным же средством для A-RNP является ГНСС. Использование системы DME/DME не обязательно, но желательно. Системы авиационного наблюдения должны предотвращать большие ошибки бортовых навигационных систем, тем самым обеспечивая требуемый уровень надежности функционирования систем и безопасности полетов [5].

Библиографический список

1. Радиотехническое обеспечение полетов воздушных судов и авиационная электросвязь. Учебное пособие / С.А. Кудряков, В.К. Кульчицкий, Н.В. Поваренкин, В.В. Пономарев, Е.А. Рубцов, Е.В. Соболев, Б.А. Сушкевич // СПб.:Свое издательство. – 2016. – 287 с.
2. Рубцов, Е.А. Обеспечение зональной навигации в районе аэродрома Пулково / Е.А. Рубцов // Естественные и технические науки. – 2014. – №8(76). – С. 145-148.
3. Руководство по навигации, основанной на характеристиках (PBN). ИКАО Doc. 9613 AN/937, издание четвертое, 2013. – 444 с.
4. Глобальный Аэронавигационный план на 2013–2028 гг. ИКАО, Doc. 9750 AN/963, издание четвертое, 2013. – 147 с.
5. Шумов, А.В. Анализ целевых направлений развития технических средств наблюдения глобальной аэронавигационной системы / А.В. Шумов // Радиооптика. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. – 2015. – №05. – С. 128–136.

УДК 629.7.015

ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА КАПСУЛЫ С СИСТЕМОЙ ЖИДКОСТНОГО ДЫХАНИЯ ДЛЯ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО СТАРТА

Попов Д. А., Клементьев В. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Концепция пилотируемого электромагнитного старта [1] предполагает разгон гиперзвуковой капсулы с помощью рельсотрона [2,3]. На рисунке 1 показана схема выведения аппарата согласно данной концепции.

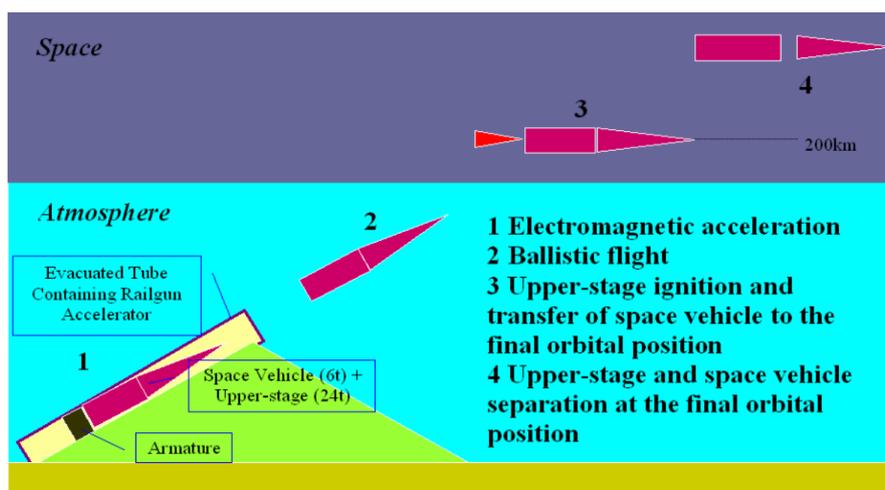


Рис. 1. Пилотируемый электромагнитный старт [1]

Ставится задача выведения космического аппарата (общей массой 30 т и сечением по миделю не более 3 м) на низкую околоземную орбиту (~200 км). Электромагнитный разгон капсулы производится в тоннеле рельсотрона длиной 7 км (при ускорении 182G) для обеспечения скорости 5 км/с. Разгонный блок обеспечивает уже выход на орбиту.

Предполагается, что иммерсионный противоперегрузочный скафандр с использованием жидкостного дыхания обеспечит кратковременную переносимость до 200 G при электромагнитном или пушечном старте в космос. Предпосылкой к этому являются результаты развития "жидкостных" противоперегрузочных скафандров летчиков. Сейчас это 10 G. Данная экзотическая схема запуска влечёт за собой ряд нестандартных проблем, основные из которых необходимо решить в рамках формирования облика капсулы путём внесения особенностей в её функциональные возможности, а именно наличие противоперегрузочной системы, включающей в себя иммерсионный противоперегрузочный скафандр с анатомическим ложементом.

Необходимо обеспечить капсулу системой катапультирования из обитаемого отсека и теплозащитными экранами, системой отделения обитаемого отсека от капсулы и разгонного блока, формирование пограничного слоя между капсулой с разгонным блоком и стенкой тоннеля, который предотвратит разрушение стенок тоннеля, капсулы и разгонного блока от истирания при движении с большими скоростями и температурами. С целью создания зазора между объектом и стенкой тоннеля возможно применение магнитной левитации. В нашей стране уже ведутся работы по

использования магнитной левитации для создания высокоскоростной грузовой транспортной системы [4].

На рисунке 2 показана предполагаемая компоновка такой капсулы с разгонным блоком. Расчет аэродинамических характеристик капсулы выполнен по работам [5]. Результаты расчётов показывают, что данная форма капсулы даст малые коэффициенты сопротивления трению, силы лобового сопротивления. Это подтверждается на практике: все летательные аппараты, работающие на числах Маха больше пяти, стремятся к более заострённой форме.

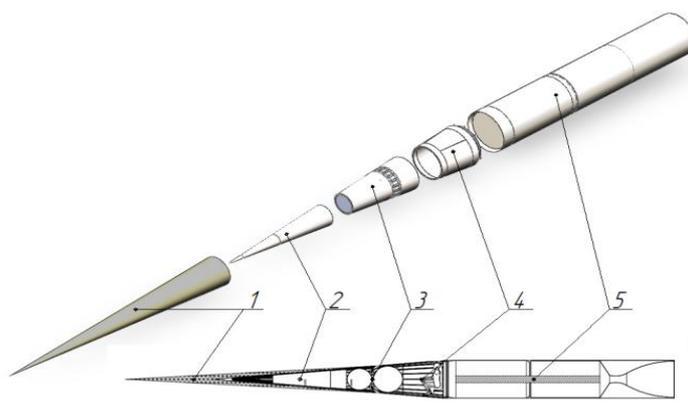


Рис. 2. Компоновка капсулы с разгонным блоком

Библиографический список

1. Филиппенко, А.В., Жидкостное дыхание для электромагнитного запуска человека в космос [Текст]: А.В. Филиппенко, А.С. Фионов- Потсдам, Германия «13 симпозиум электромагнитных систем запуска», 2005 г.
2. Тест рельсотрона [Электронный ресурс] - <https://youtu.be/y54aLcC3G74>
3. Прототип рельсотрона на кораблях ВМФ США [Электронный ресурс] - https://www.youtube.com/watch?feature=player_embedded&v=GXF0n6aojSc
4. Фомин, В.М. Вакуумный магнитолевитационный транспорт: поиск оптимальных рабочих параметров [Текст]/ В.М.Фомин, В.И.Звегинцев, Д.Г. Наливайченко, Ю.А.Терентьев//4-я Международная конференция “Магнитолевитационные транспортные технологии “Тезисы (Санкт Петербург,25-27 мая 2016г.),- Петербургский государственный университет путей сообщения Императора Александра I, 2016г.
5. Васильев, В.В. Расчет аэродинамических характеристик ракет-носителей [Текст]: учебное пособие /В.В.Васильев, Л.В.Морозов, В.Г.Шахов.- Самарский государственный аэрокосмический университет,2005г.-88с.

УДК 621.4.001.57

АНАЛИЗ СНИЖЕНИЯ УПРАВЛЯЕМОСТИ И ЭНЕРГОВОООРУЖЕННОСТИ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ КОМПОНЕНТОВ ТЕНЗОРА ИНЕРЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Потиенко К. И., Седельников А. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В данной работе была рассмотрена проблема снижения управляемости космического аппарата (КА), вызванная увеличением момента инерции КА при проведении активного контроля уровня микроускорений на стадии эксплуатации КА. Оценены дополнительные запасы топлива, необходимые для выполнения задачи орбитальной ориентации КА. Даны рекомендации по снижению влияния данного явления на эффективную работу системы ориентации и управления движением КА.

Проблема обеспечения и контроля требуемого для успешной реализации гравитационно-чувствительных процессов уровня микроускорений является важной и актуальной. Современный уровень развития космической техники существенно отстаёт от потребностей космического материаловедения в плане достижимого уровня микроускорений в зоне размещения технологического оборудования [1, 2]. Например, отечественные КА серий «ФОТОН-М» и «БИОН-М», предназначенные для реализации технологических и биомедицинских исследований соответственно, не имеют на сегодняшний день мировых аналогов. Однако в эксплуатационно-технических характеристиках этих КА указано, что уровень микроускорений составляет до 1 мкм/с^2 [3, 4]. Некоторые из уже разработанных технологий требуют для своей успешной реализации величин на порядок более низких [1, 5, 6].

В работе [4] рассмотрен вопрос о существенном изменении структуры поля микроускорений при эксплуатации КА на эллиптической орбите. Пассивный контроль на стадии эксплуатации также не способен изменить ситуацию к лучшему. Необходим активный контроль уровня микроускорений на стадии эксплуатации КА. Одним из принципов такого контроля может стать периодическое изменение тензора инерции КА во время орбитального полёта: при проведении технологических процессов компоненты тензора инерции будут иметь максимальное значение, а при проведении активной ориентации – минимальные. Это обеспечит уменьшение уровня микроускорений, особенно конструктивной составляющей, связанной, например, с колебаниями больших упругих элементов, с одной стороны, и минимизирует снижение управляемости КА при проведении активной ориентации, с другой стороны.

С точки зрения реализации гравитационно-чувствительных процессов управление орбитальной ориентацией КА можно осуществлять тремя способами [7, 8]: с помощью управляющих ракетных двигателей (УРД); устройствами активно-пассивной ориентации (УАПО) с использованием УРД для разгрузки кинетического момента УАПО; комплексом управляющих двигателей-маховиков (КУДМ) с использованием УРД для разовой ориентации и при нештатных ситуациях.

В работе было проведено математическое моделирование уровня микроускорений и анализ снижения управляемости для трех вышеперечисленных способов ориентации КА, а также получена зависимость необходимой дополнительной массы топлива от значения предельной угловой скорости вращения КА.

Таким образом, по результатам проведённых исследований были сделаны следующие выводы:

1. В случае управления ориентацией КА с помощью УРД снижения управляемости можно добиться периодическим изменением величин компонентов тензора инерции: увеличением на время проведения гравитационно-чувствительных процессов и уменьшением на время включения УРД.

2. В случае управления ориентацией КА с помощью УАПО с использованием УРД для разгрузки кинетического момента УАПО для КА среднего класса увеличение компонентов тензора инерции на 10 % на время проведения гравитационно-чувствительных процессов снижает управляемость КА на 5-6% для предельной угловой скорости до 50 рад/с. Снижение управляемости в таком случае будет выражаться в более быстром насыщении маховика УАПО. При этом необходимо увеличение запасов топлива и сокращение времени реализации одного гравитационно-чувствительного процесса. Для МКА увеличение компонентов тензора инерции на 10 % снижает управляемость лишь до предельных угловых скоростей 40 рад/с, а свыше 50 рад/с управляемость, наоборот, возрастает. Это позволяет экономить топливо на разгрузку маховика и увеличивать продолжительность гравитационно-чувствительных процессов.

3. В случае управления ориентацией КА с помощью КУДМ с использованием УРД для разовой ориентации и при нештатных ситуациях наблюдается картина, аналогичная второму случаю. Однако в этой ситуации снижение управляемости выражается в необходимости увеличения массы маховика КУДМ для выполнения задачи ориентации КА только с помощью КУДМ на всём сроке активного существования КА.

Библиографический список

1. Sedelnikov, A.V. Classification of microaccelerations according to methods of their control / A.V. Sedelnikov // *Microgravity Science and Technology*. – 2015. – vol. 27. – № 3. – P. 245–251.
2. A.I. Belousov, A.V. Sedelnikov, Problems in formation and control of a required microacceleration level at spacecraft design, tests, and operation, *Russian Aeronautics*, 57 (2) (2014) 111–117.
3. A.N. Kirilin, R.N. Akhmetov, G.P. Anshakov, A.D. Storozh, N.R., Stratilatov, A New Step Towards Unique Technologies In Space: The Foton-M4 Spacecraft, *Flight*, (2) (2015) 3–9.
4. Sedelnikov, A.V. How to estimate microaccelerations for spacecraft with elliptical orbit / A.V. Sedelnikov, K.I. Potienko // *Microgravity Science and Technology*. – 2016. – Vol. 28. – № 1. – P. 41 – 48.
5. A.I. Belousov, A.V. Sedelnikov, Problems in formation and control of a required microacceleration level at spacecraft design, tests, and operation, *Russian Aeronautics*, 57 (2) (2014) 111–117.
6. Melnikov, D.E., Shevtsova, V., Yano, T., Nishino, K. Modeling of the experiments on the Marangoni convection in liquid bridges in weightlessness for a wide range of aspect ratios, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 87 (2015) 119–127.
7. Алексеев, К.Б. Управление космическими летательными аппаратами / К.Б. Алексеев, Г.Г. Бебенин. – М.: Машиностроение, 1974. – 340 с.
8. Sedelnikov, A.V. The Techniques to Control a Space Laboratory Orbital Motion During Conducting of Gravity-sensitive Processes on Its Board, *American Journal of Aerospace Engineering*. – 2015. – №3 (1-1). – P. 6–9.

УДК 629.78

**МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПЛОСКОГО УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ
НАНОСПУТНИКА ФОРМАТА CUBESAT НА ЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ОРБИТЕ**

Ращупкина А. В., Самсонов Д. С., Баринаева Е. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

При движении на наноспутник действуют возмущающие моменты следующего рода: гравитационный момент; аэродинамический момент; момент от давления солнечных лучей; момент от ударов метеоритных частиц; магнитный момент; реактивный момент, возникающий в результате истечения газа из корпуса наноспутника; момент от внутренних движущихся масс и наличия гибких элементов конструкции. Зная данные моменты можно рассчитать, каким образом поведет себя неуправляемый наноспутник на заданной орбите. В работе рассматриваются два момента: аэродинамический и гравитационный. На высотах 200 – 250 км преобладает аэродинамический момент; на высотах 300 – 500 км аэродинамический и гравитационный моменты сравнимы; на высоте более 700 км аэродинамическим моментом можно пренебречь в связи с малой плотностью атмосферы [1].

Целью данной работы является изучение влияния гравитационного и аэродинамического моментов на относительное движение наноспутника во время движения его центра масс по эллиптической орбите.

На величину аэродинамического и гравитационного моментов влияют такие параметры как: форма и массово-инерционные характеристики тела, скорость его поступательного движения и ориентация к направлению скорости, плотность атмосферы, расстояние до центра Земли, а в случае движения по эллиптической орбите и угловые скорости вращения и ускорение движения тела, которые зависят от угла истинной аномалии и угла атаки. Рассмотрен случай плоского относительного движения наноспутника по эллиптической орбите, которая предполагается постоянной. В данном случае гравитационный и аэродинамический моменты лежат в одной плоскости, а угол собственного вращения и угол прецессии обращаются в ноль. Используя теорему об изменении кинетического момента относительно центра масс и проецируя моменты на оси связанной системы координат, получим следующее уравнение для угла атаки:

$$\ddot{\alpha} = \frac{M_{gy} + M_{ay}}{B} - \dot{\omega}_{орб}, \quad (1)$$

где α – угол атаки, M_{gy}, M_{ay} – проекции гравитационного и аэродинамических моментов на ось Oy связанной системы координат, B – главный центральный момент инерции относительно оси Oy , $\dot{\omega}_{орб}$ – изменение орбитальной скорости.

Для изучения общих свойств движения наноспутника по плоской эллиптической орбите применен метод фазовых портретов, который определяется зависимостью между $\dot{\alpha}$ и α . Численным интегрированием получена зависимость угла атаки от времени. Таким образом, можно определить характер движения наноспутника в данный момент. В работе показано, что наноспутник, двигаясь по эллиптической орбите, в зависимости как от параметров орбиты, так и от начальных условий углового движения, может совершать не только вращательные или колебательные движения с различными амплитудами, но и многократные переходы между ними.

Библиографический список

1. Белецкий В.В. Движение искусственного спутника относительно центра масс [Текст] / В.В. Белецкий. – М.: Наука, 1965.

УДК 629.735

АЭРОДРОМЫ ДЛЯ БЕСПИЛОТНОЙ АВИАЦИИ: ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ

Рубцов Е. А.

Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации

Беспилотная авиация является одной из самых быстроразвивающихся отраслей. Несмотря на то, что рынок в настоящее время представлен по большей части малыми и средними аппаратами весом до нескольких килограмм, в ближайшей перспективе ожидается появление тяжелых беспилотных воздушных судов. Эти аппараты смогут выполнять функции патрулирования территории, ретрансляции радиосигналов, разведки лесных пожаров и их тушения, а также функции доставки грузов как внутри города, так и за его пределами, в том числе медицинских и опасных грузов. Также рассматривается возможность перевозки пассажиров [1, 2].

Перспективным является направление, связанное с глубокой модернизацией существующих пилотируемых воздушных судов и создание на их базе беспилотных аппаратов. При этом решается проблема обеспечения требуемых летных качеств, поскольку аппарат прошел необходимую проверку и имеет большой налет часов, а также решается проблема создания и сертификации бортового навигационного комплекса [3].

Тяжелые аппараты, весом в несколько тонн, будут нуждаться во взлетно-посадочных полосах (ВПП), имеющих твердое покрытие и достаточную длину. Кроме того, для обеспечения требуемой регулярности и безопасности полетов ВПП должны иметь соответствующие радиотехнические и светотехнические системы посадки, а район аэродрома в целом должен быть оборудован системами авиационного наблюдения, радиосвязи и автоматизированной (или автоматической) системой управления воздушным движением [4].

При этом, возможны два варианта развития наземной инфраструктуры обеспечения полетов беспилотной авиации. Для обслуживания тяжелых аппаратов могут быть построены отдельные аэродромы (либо реконструированы закрытые региональные аэродромы, что особенно актуально для России), с требуемым радиотехническим, светотехническим и другими видами обеспечения полетов, которые по своей структуре, функционалу и характеристикам могут отличаться от аналогичных систем, применяемых в гражданской авиации. Это позволит разработать оптимальные с точки зрения решаемых задач комплексы оборудования, а также более гибко использовать нижнее воздушное пространство, зоны подхода и набора высоты. Минусы данного решения заключаются в сложностях при обеспечении интеграции беспилотной и пилотируемой авиации, в значительных затратах на возведение (или восстановление) аэродромов, закупку и эксплуатацию средств обеспечения полетов, необходимость найма персонала для выполнения технического обслуживания и ремонта беспилотных воздушных судов, а также необходимость обеспечения управления воздушным движением. Последнюю проблему можно решить путем реализации концепции удаленной диспетчерской вышки (Remote Tower), позволяющей одной диспетчерской смене обслуживать несколько аэродромов, находясь при этом на значительном удалении от них [5].

Второй вариант решения проблемы обеспечения захода на посадку тяжелых беспилотных воздушных судов заключается в использовании существующих аэродромов гражданской авиации. В этом случае возникает необходимость иметь на борту беспилотного аппарата такой же комплекс оборудования, что и у пилотируемого

воздушного судна. Это может привести к уменьшению полезной нагрузки или дальности полета, однако обеспечит совместимость пилотируемых и беспилотных авиационных систем и обеспечит их более легкую интеграцию.

Важной проблемой при совместном использовании аэродромов беспилотной и пилотируемой авиацией будет проблема управления воздушным движением и задания очереди ВС при заходе на посадку, что особенно актуально при наличии параллельных взлетно-посадочных полос (ВПП). При разнесении ВПП на расстояние не менее 4300 футов (1290 м), возможно обеспечение независимой посадки ВС, которая не требует какой-либо специальной структуризации потоков ВС. При меньшем разнесении ВПП необходимо выполнять зависимый совместный заход на посадку с соблюдением эшелонирования в продольной плоскости между потоками ВС. Моделирование зависимого захода на посадку беспилотных аппаратов и тяжелых пилотируемых воздушных судов показало невозможность обеспечения требуемых норм эшелонирования из-за слишком большой разницы в скоростях (для безопасного захода разница должна составлять не более 20 м/с). Отсюда вытекает необходимость на аэродромах, предусматривающих зависимый заход на посадку (как например, в Пулково), создания специальных временных интервалов, в течение которых беспилотные воздушные суда будут совершать заход на посадку одновременно на две ВПП, дабы они не стали помехой более скоростным ВС, что может негативно сказаться на пропускной способности [1].

Ответить на вопрос о варианте развития аэродромов для беспилотной авиации можно только после проведения экономического анализа, что является следующей темой исследования в данном направлении.

В целом указанные проблемы требуют обсуждения и проработки с учетом мнений производителей беспилотных аппаратов и представителей аэродромных служб и служб аэронавигации. В Санкт-Петербургском университете гражданской авиации данные обсуждения проводятся на регулярных круглых столах, посвященных проблемам развития беспилотных авиационных систем.

Библиографический список

1. Беспилотные авиационные системы / С.А. Кудряков, В.Р. Ткачев, Г.В. Трубников, В.И. Кисличенко. – СПб.: Свое Издательство, 2015. – 121 с.
2. Руководство по дистанционно пилотируемым авиационным системам (ДПАС). ИКАО Doc. 10019 AN/507, 2015. – 196 с.
3. Рубцов, Е.А. Анализ возможностей беспилотного летательного аппарата Dominator для решения задач гражданской авиации России / Е.А. Рубцов, С.А. Котов, Ю.М. Рустамов // Транспорт России: проблемы и перспективы. Материалы международной научно-практической конференции, 29-30 ноября 2016 г., Институт проблем транспорта им. Н.С. Соломенко РАН. – Том 2. – Санкт-Петербург. – 2016. – С. 303–307.
4. Радиотехническое обеспечение полетов воздушных судов и авиационная электросвязь. Учебное пособие / С.А. Кудряков, В.К. Кульчицкий, Н.В. Поваренкин, В.В. Пономарев, Е.А. Рубцов, Е.В. Соболев, Б.А. Сушкевич // СПб.: Свое издательство, 2016. – 287 с.
5. Плясовских, А.П. О применении первичной обработки видеоизображения для передачи данных по низкоскоростным линиям при реализации системы Remote Tower в России // А.П. Плясовских, А.Ю. Шатраков, Е.А. Рубцов // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. – 2016. – №4(13). – С. 77–88.

УДК 533.695.9

ИССЛЕДОВАНИЕ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ КОРПУСА РАКЕТОНОСИТЕЛЯ С БОКОВЫМИ УСКОРИТЕЛЯМИ И КРЫЛЬЯМИ

Савинов Д. И., Буланов А. С., Шевченко С. В., Сухов Н. А., Фролов В. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Тела, находящиеся рядом в потоке воздуха, оказывают взаимное влияние на картину обтекания. Такое взаимное влияние принято называть аэродинамической интерференцией. Влияние аэродинамической интерференции в одних случаях может быть положительное (благоприятное), а в других – отрицательное (неблагоприятное), увеличивающее суммарное сопротивление тел и уменьшающее подъёмную силу. Влияние интерференции принято учитывать коэффициентами интерференции [1].

Цель работы – экспериментальное определение коэффициентов интерференции для различных комбинаций ракетносителя с боковыми ускорителями и крыльями. Данные о коэффициентах интерференции можно найти в монографии К.П. Петрова [2]. Для определения коэффициентов интерференции проведено экспериментальное исследование в аэродинамической трубе Самарского университета. В качестве объекта исследования выбран корпус ракетносителя в виде цилиндра с конической носовой частью со сменными ускорителями аналогичной формы, а также кронштейн, который позволял обеспечить зазор для исключения передачи усилий между корпусом и боковыми ускорителями. На рисунке 1 представлена 3D-модель одной из схем крепления боковых ускорителей и консолей крыльев с помощью кронштейна, обеспечивающего зазор, и схем крепления непосредственно винтами к корпусу ракетносителя.

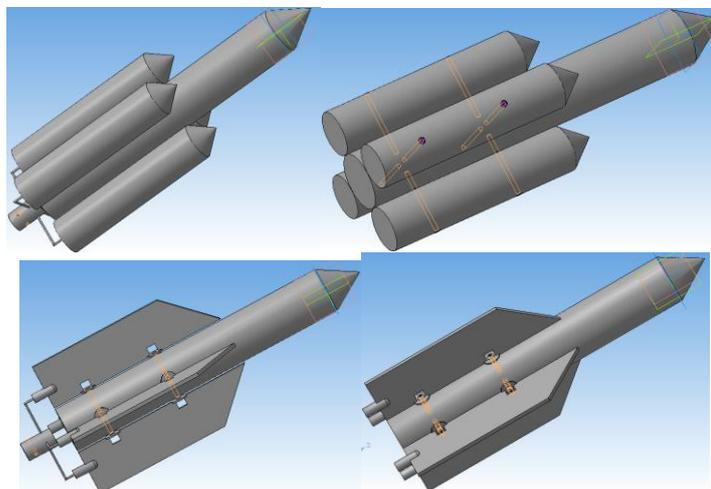


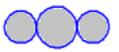
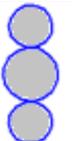
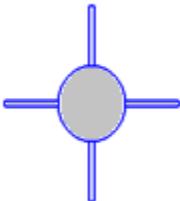
Рис. 1. 3D-модели ракетносителя с двумя вариантами крепления ускорителей и консолей крыльев по схеме «Плюс»

Проведена серия продувок для семи комбинаций с ускорителями. Для каждой комбинации найдены 3 коэффициента интерференции: $K_{\text{корп(БУ)}}$ – коэффициент интерференции, учитывающий влияние боковых ускорителей на корпус; $K_{\text{БУ(корп)}}$ – коэффициент интерференции, учитывающий влияние корпуса на боковые ускорители и $K_{\text{инт}} = K_{\text{корп(БУ)}} + K_{\text{БУ(корп)}}$ – суммарный коэффициент, учитывающий взаимовлияние корпуса и ускорителей. Каждая схема была продута дважды. Первый раз выполнялся эксперимент с ускорителями, закреплёнными с помощью кронштейна без касания корпуса, и по полученным экспериментальным данным вычислялся коэффициент

$K_{\text{корп(БУ)}}$. По результатам второго эксперимента с жёстким закреплением к корпусу ускорителей определялся коэффициент $K_{\text{БУ(корп)}}$. По двум полученным коэффициентам находился суммарный коэффициент $K_{\text{инт}}$. Для плюсообразной схемы с крыльями коэффициенты интерференции теоретически определялись по формулам [3] и вычислялись на основании данных эксперимента.

Найденные коэффициенты интерференции для комбинаций ракетносителя с боковыми ускорителями и крыльями представлены в таблице 1.

Таблица 1. Коэффициенты интерференции

Название схемы	Обозначение	Коэффициенты интерференции		
		$K_{\text{корп(БУ)}}$	$K_{\text{БУ(корп)}}$	$K_{\text{инт}}$
«Плюс»		0,6977	0,2846	0,9823
Корпус с ускорителем, расположенным слева		0,5901	1,3431	1,9332
Корпус с ускорителем, расположенным справа		0,7308	1,1187	1,8495
Корпус с двумя ускорителями, расположенными по горизонтали		1,3436	1,7260	3,0696
Корпус с ускорителем, расположенным сверху		-0,3892	-0,0991	-0,4883
Корпус с ускорителем, расположенным снизу		-0,3747	-0,2806	-0,6553
Корпус с двумя ускорителями, расположенными по вертикали		-0,6770	-0,2447	-0,9217
Коэффициенты интерференции схемы с крыльями				
		$k_{\text{кр(корп)}}$	$k_{\text{корп(кр)}}$	$K_{\alpha\alpha}$
Корпус с четырьмя консолями по схеме «Плюс» (эксперимент)		1,7504	0,5074	2,2131
Корпус с четырьмя консолями по схеме «Плюс» (теория [3])		1,3356	0,4627	1,8430

Библиографический список

1. <http://www.studopedia.ru>.
2. Петров, К.П. Аэродинамика транспортных космических систем[Текст]/ К.П. Петров. М.: Эдиториал УРСС, 2000. – 368 с.
3. Лебедев А.А. Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов[Текст]/А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин Учебное пособие для вузов. Изд. 2-е, переработанное и доп. М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.

УДК 678.027.74

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ СВЕРХВЯЗКИХ МНОГОФАЗНЫХ АНИЗОТРОПНЫХ СРЕД

Садыкова В. О., Куркин Е. И.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

Проведено экспериментально-аналитическое исследование течения термопластов и реактопластов, армированных короткими углеродными волокнами. Высокие механические характеристики материалов данного типа позволяют использовать их для производства сверхлегких конструкций аэрокосмического назначения.

Исследование термопластов проведено на примере полиэфир-эфир кетона, армированного короткими углеродными волокнами с массовой долей волокон 20% фирмы Victrex, характеристики которого известны. При исследовании реактопластов использованы изготавливаемые на кафедре КиПЛА Самарского университета смеси эпоксидной смолы Этал КарбонМ с угольными волокнами длиной 0,3 мм. Разработана методика определения вязкости многофазных анизотропных сред с помощью ротационного вискозиметра Brookfield DV3T RV. Выбран наилучший шпиндель и диапазон скоростей его вращения. В системе MATLAB разработана программа для обработки результатов экспериментальных данных и определения зависимостей вязкости от скорости сдвига.

Разработаны математические модели литья изделий из короткоармированных термопластов и реактопластов в системе Moldex 3D. Оценено влияние силы тяжести на распространение фронта литья. Отмечено, что в случае литья реактопластов, вязкость которых невелика, а заполнение формы длительно, сила тяжести оказывает существенное влияние на фронт литья и должна быть учтена при расчете.

Верификация построенной модели проведена путем сравнения результатов прохождения фронта литья, полученных теоретически и экспериментально. Основные параметры процесса литья реактопласта определены условиями проведения проливки пластины в термокамере. При изготовлении пластин из термопласта использовалась формовочная инжекционно-литьевая машина, поэтому условия моделирования максимально приближены к заданию параметров литья в системе управления литьевой машиной.

Выполнен расчет ориентации армирующих волокон, позволяющий учитывать анизотропию свойств материала при прогнозировании жесткости и прочности будущих изделий. Результаты моделирования ориентации армирующих волокон подтверждены исследованием шлифов срезов материала пластин под электронным микроскопом TESCAN VEGA и 1000 кратным оптическим микроскопом.

После моделирования процесса литья с помощью модуля Digimat MAP производилась выборка и сохранение информации об ориентации волокон, располагающихся в месте вырезки изделий. С помощью Digimat Wizard свойства материалов (ориентация и свойства анизотропии) передавались в ANSYS Mechanical для расчета напряженно-деформированного состояния конструкций.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-31-60093 мол_а_дк.

УДК 533.6.013.122

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОФИЛЬНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ КРУГЛОГО ЦИЛИНДРА С ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНОЙ

Силкина М. А., Скорик В. А., Фролов В. А

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, город Самара

Целью работы является экспериментальное определение зависимости коэффициента профильного сопротивления комбинации цилиндра и пластины-предкрылка от меридионального угла установки пластины θ .

По методу импульсов определено профильное сопротивление цилиндра при наличии перед ним пластины, установленной под нулевым углом атаки (Рисунок 1), в зависимости от меридионального угла установки пластины θ , который принимал значения 20, 40, 50, 60, 70 и 80 градусов.

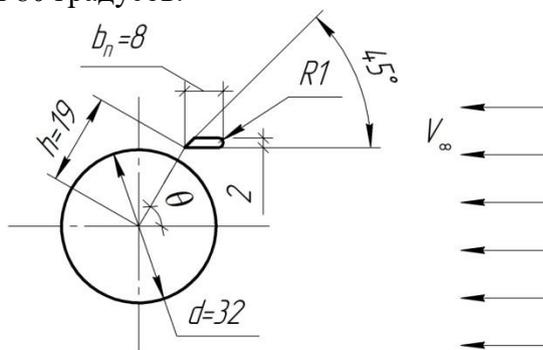


Рис. 1. Геометрическая схема комбинации цилиндра и пластины

Для полного захвата аэродинамического следа гребёнка устанавливалась в трёх положениях: верхнем, среднем и нижнем. По экспериментальным данным была построена подынтегральная функция $\varphi(y)$ и приближенными численными методами вычислено профильное сопротивление цилиндра C_{xa} . (1) [1]

$$C_{xa} = \frac{2}{d} \int_a^b \varphi(y) dy, \varphi_i(y) = \sqrt{\frac{(P_i - P_{ст})}{q_\infty}} \left(1 - \sqrt{\frac{(P_i - P_a)}{q_\infty}} \right) \quad (1)$$

где $\varphi(y)$ – подынтегральная функция, вычисляемая приближенными численными методами;

d – диаметр цилиндра, мм;

a, b – пределы интегрирования;

q_∞ – скоростной напор, Па;

$(P_i - P_a)$ – показание i -го дифференцированного приёмника полного давления (ППД), Па;

$(P_i - P_{ст})$ – разность показаний i -го ППД и среднего значения приёмников статического давления, Па.

Применимость метода обоснована сравнением полученного коэффициента профильного сопротивления изолированного цилиндра (без пластины) со значением, приведённым в книге С. М. Горлина [2]. Для числа Рейнольдса $Re = 0,7 \times 10^5$ коэффициент профильного сопротивления круглого цилиндра $C_{xa} = 1,200$ по [2], экспериментальное значение составило $C_{xa} = 1,197$. Сравнение показало согласование экспериментальных данных и значения по [2] с относительной погрешностью $\Delta = 0,25$.

График подынтегральной функции, характеризующий аэродинамический след за цилиндром с пластиной, установленной под меридиональным углом 60° , представлен на рисунке 2.

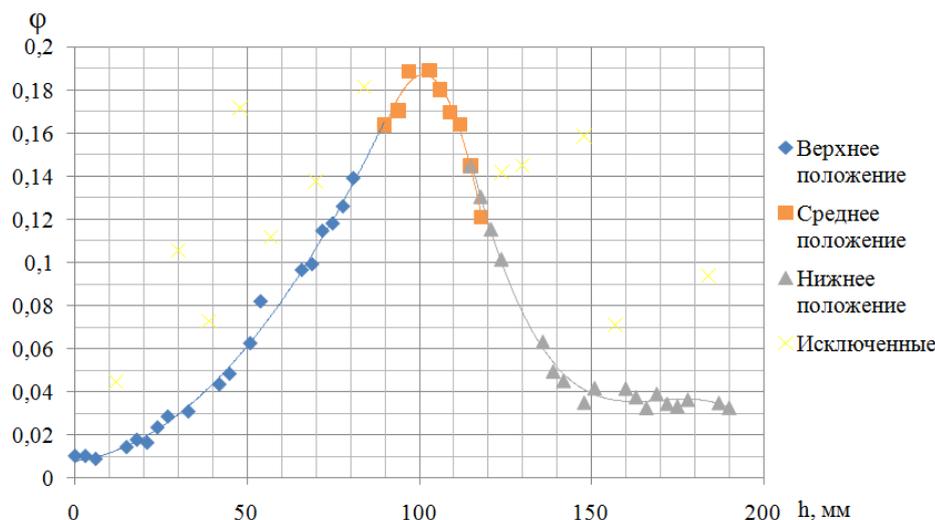


Рис. 2. Подынтегральная функция, характеризующая аэродинамический след за цилиндром и пластиной

Экспериментальная зависимость коэффициента профильного сопротивления комбинации цилиндра и пластины от меридионального угла установки пластины θ представлена на рисунке 3.

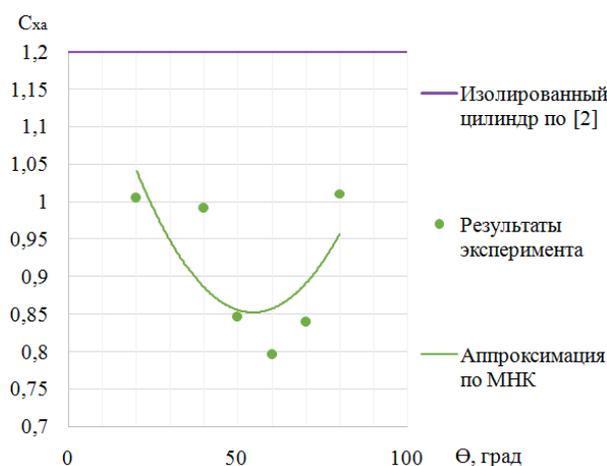


Рис. 3. Зависимость коэффициента профильного сопротивления комбинации цилиндра и пластины от меридионального угла установки пластины

Выявлено, что коэффициент профильного сопротивления цилиндра, при установке перед ним пластины с относительной шириной $\hat{b}_n = \frac{b_n}{d} = \frac{8}{32} = 0,25$ и относительной щелью $\hat{h} = \frac{(h-0,5d)}{d} = \frac{(19-16)}{32} \approx 0,08$ параллельно потоку под меридиональным углом 60° , уменьшился примерно на 30%.

Библиографический список:

1. Аэрогазодинамика: Лабораторный практикум/ Л. В. Морозов, Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 1994. – 87 с.
2. Горлин, С. М. Экспериментальная аэромеханика [Текст]: учебное пособие для вузов. – М., Высшая школа, 1970. – 424 с.

УДК 629.78

НАВЕДЕНИЕ И ЦИФРОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ СПУТНИКА ПРИ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОМ СКАНИРУЮЩЕМ ЗЕМЛЕОБЗОРЕ

Сомова Т. Е., Кузнецов П. К.

Самарский государственный технический университет, г. Самара

В цифровой системе управления ориентацией (СУО) космического аппарата (КА) землеобзора применяются кластер четырех двигателей-маховиков (ДМ) по схеме *General Electric* [1] с разгрузкой накопленного кинетического момента (КМ) магнитным приводом (МП) и астроинерциальная система определения углового положения (СОУП). Спутник оснащен телескопом с оптико-электронными преобразователями (ОЭП) в его фокальной плоскости. При съемке заданных участков поверхности Земли совокупностью маршрутов их сканирования ОЭП работают в режиме временной задержки и накопления. Используются инерциальная (ИСК) и геодезическая гринвичская (ГСК) с началом в центре Земли, орбитальная (ОСК) и связанная с КА (ССК) системы координат с началом в его центре масс. Ориентация ССК относительно ИСК определяется кватернионом l и вектором модифицированных параметров Родрига (МПП) $\sigma = \{\sigma_i\} = e \operatorname{tg}(\Phi/4)$. Углы ориентации φ_i ССК относительно ОСК по крену φ_1 , рысканию φ_2 и тангажу φ_3 используются в последовательности 312 при индексах $i = 1 \div 3$.

При балансе СУО по вектору КМ разработаны методы аналитического синтеза векторных сплайновых законов наведения КА $\sigma(t)$ для выполнения последовательности маршрутов сканирующей съемки (СС) произвольной длительности и поворотных маневров (ПМ) КА между ними с краевыми условиями общего вида – по кватерниону, векторам угловой скорости ω и углового ускорения ε , а также производной вектора углового ускорения на правом конце траектории ПМ. Эти методы конкретизированы для всех видов СС – трассовой, ортодромической, с выравниванием продольной скорости движения изображения, площадной съемки, стереосъемки и др. В результате единый закон наведения $\sigma(t)$ автоматически формируется в виде набора гладко сопряженных векторных сплайнов различных порядков с использованием в общем случае трех участков каждого ПМ [2] – [4]: 1) участок разгона с оптимизацией по быстродействию при ограничениях; 2) участок движения с постоянным вектором угловой скорости; 3) завершающий участок движения КА с точным выполнением заданных краевых условий на правом конце ПМ. Рисунок 1 представляет маршруты съемки российских столиц на карте, а рисунок 2 – синтезированный векторный сплайновый закон наведения. Здесь цветами выделены компоненты векторов σ , ω и ε – синим цветом по крену, зеленым по рысканию и красным по тангажу, а модули векторов ω и ε отмечены черным цветом.

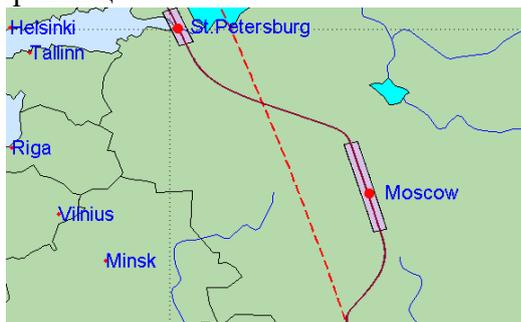


Рис. 1. Маршруты съемки российских столиц

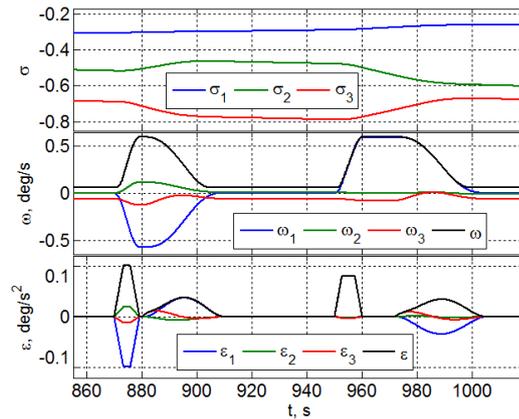


Рис. 2. Векторный сплайновый закон наведения

Разработаны алгоритмы дискретной фильтрации с периодом T_p , цифрового управления кластером ДМ с периодом $T_u \geq T_p$ при идентификации и компенсации моментов сил сухого трения по осям вращения ДМ, а также алгоритмы цифрового управления МП с периодом $T_u^m \gg T_u$ при разгрузке кластера ДМ от накопленного КМ. Здесь используется оригинальная компенсационная схема [4,5], где векторные командные сигналы одновременно посылаются на кластер ДМ и на МП, причем эти сигналы равны по импульсу механического момента МП на периоде цифрового управления ДМ, но имеют противоположные знаки. При погрешностях СОУП с СКО $\sigma^n = 1$ угл. сек $\sqrt{\Gamma}$ ц на частоте 8 Гц, дискретной фильтрации вектора $\delta\varphi$ углового рассогласования с периодом $T_p = 1/8$ с и цифровом управлении ДМ с периодом $T_u = 1/4$ с ошибки стабилизации синтезированного закона наведения представлены на рисунке 3.

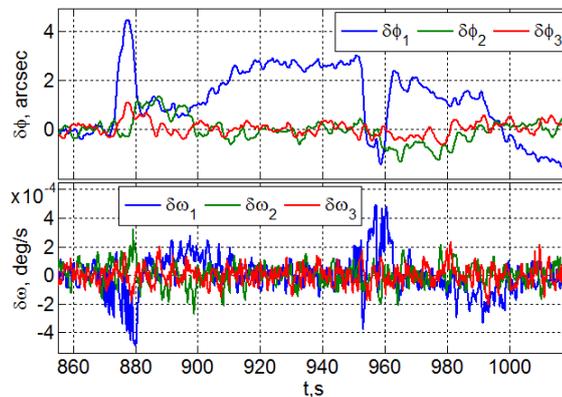


Рис. 2. Векторный сплайновый закон наведения

При периоде цифрового управления МП $T_u^m = 8$ с компоненты векторов его электромагнитного $L = \{l_i\}$ и механического $M^m = \{m_i^m\}$ моментов приведены на рисунке 4.

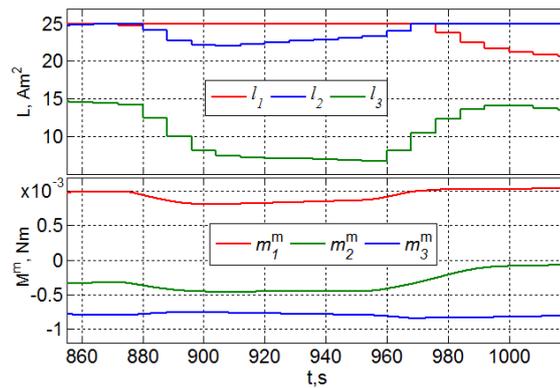


Рис. 4. Электромагнитный и механический моменты

Работа поддержана РФФИ (17-08-01708, 17-48-630637) и ОЭММПУ РАН (13).

Библиографический список

1. Сомова, Т.Е. Цифровое управление электромеханическими приводами и анимация движения спутника землеобзора [Текст] / Т.Е. Сомова, П.К. Кузнецов // Труды международной молодежной научной конференции «XIII Королевские чтения». Самара: СГАУ им. С.П. Королёва. 2015, том 1, с. 60-62.
2. Somova T. Polynomial guidance laws and animation for in-flight support of a satellite attitude determination and control system // Proceedings of 23 Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. 2016, pp. 344-348.
3. Somova T. Vector spline guidance laws and in-flight support of attitude control system for a land-survey satellite // Mathematics in Engineering, Science and Aerospace. 2016, vol. 7, no. 4, pp. 587-597.
4. Somova T. Attitude guidance and control, simulation and animation of a land-survey mini-satellite motion // Journal of Aeronautics and Space Technologies. 2016, vol. 9, no. 2, pp. 35-45.
5. Сомова, Т. Е. Алгоритмы наведения и цифрового управления ориентацией маневрирующего спутника землеобзора [Текст] / Т. Е. Сомова // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2016, том 18, № 4(6), с. 1173-1180

УДК 533.6.04

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ «СТУПЕНЬКИ» НА ПОВЕРХНОСТИ КРЫЛА НА ЕГО АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Сорокин А. Д., Крутов Р. Н., Фролов В. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

Ступенчатый профиль был разработан Ричардом Кляйном в 60-х годах XX века [1]. Его целью было создать профиль для бумажного самолетика, способного противостоять сильному ветру, высоко подниматься и хорошо планировать. В дальнейшем Р. Кляйном и Ф. Фогельманом была разработана целая серия таких профилей. Тем не менее, данные профили не получили широкого распространения в полноразмерной авиации [1]. Однако, интерес к таким профилям сохранился и данной работе исследуется влияние ступеньки на аэродинамические характеристики крыла.

Для изучения влияния ступеньки на качество крыла за основу был выбран толстый профиль NASA-0026 [2]. На базе данного профиля были построены две модели: крыло с симметричным профилем и крыло со ступенчатым профилем (рис.1).

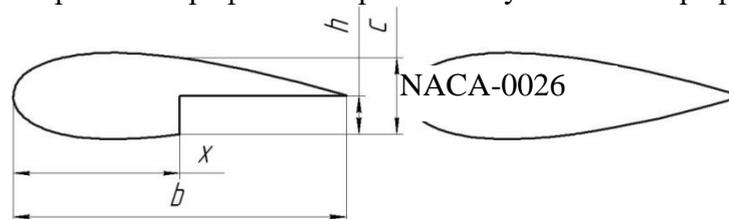


Рис. 1. Профили крыльев

Крыло исследовалось в аэродинамической трубе Самарского университета. Результаты продувок представлены на рисунке 2 и рисунке 3. На основании полученных данных можно заключить, что верхнее расположение ступеньки оказывает, скорее, отрицательное влияние на характеристики крыла, а именно, снижается подъемная сила, увеличивается сопротивление и снижается критический угол атаки. При нижнем расположении ступеньки на больших углах атаки наблюдается небольшой прирост подъемной силы и качества крыла, а также увеличение критического угла атаки.

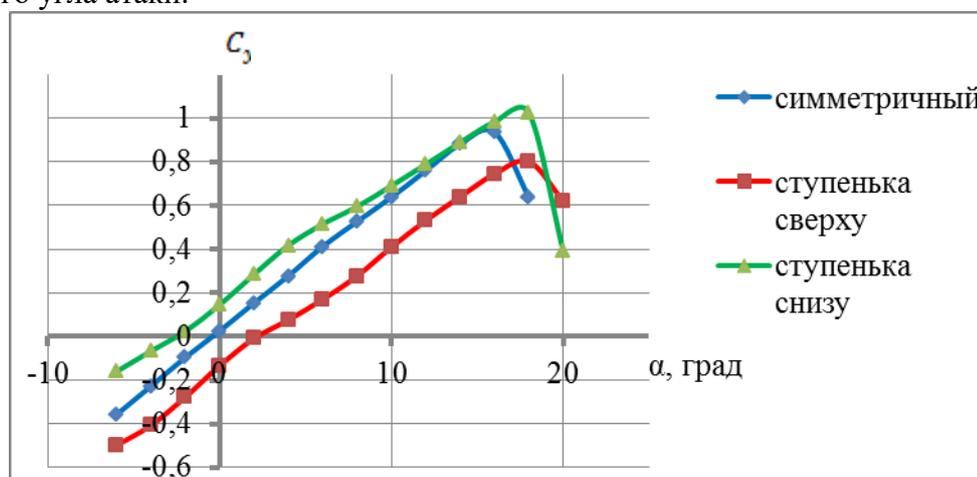


Рис. 2. Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки

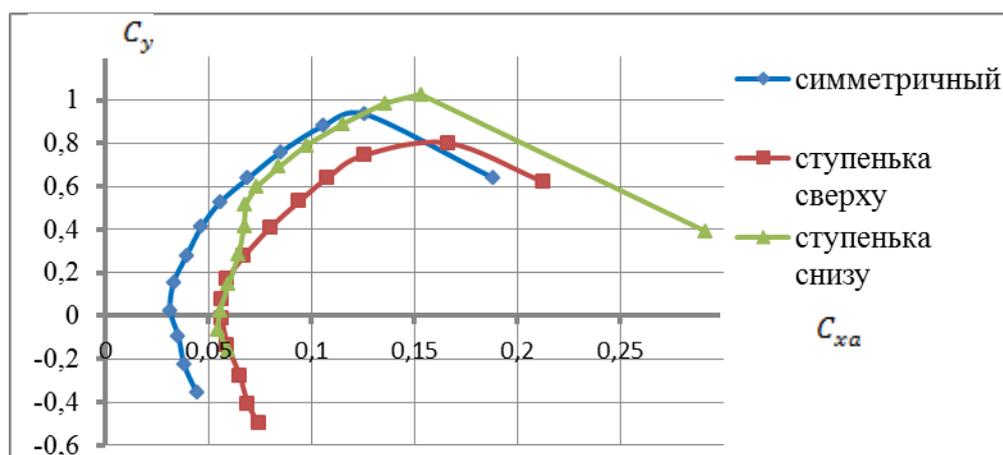


Рис 3. Поляры профилей

Кроме эксперимента в аэродинамической трубе было проведено исследование в программе SolidWorks. В результате расчетов получены данные, которые качественно подтверждают результаты продувки в аэродинамической трубе.

Дальнейшее исследование в программе SolidWorks заключалось в определении зависимостей максимального качества крыла от расположения ступеньки по хорде и её высоты. Эти зависимости получены для нижнего расположения ступеньки. Результаты расчетов приведены на рисунках 4 и 5, где $K = \frac{c_{ya}}{c_{xa}}$; $\bar{x} = \frac{x}{b} \cdot 100\%$; $\bar{h} = \frac{h}{c} \cdot 100\%$.

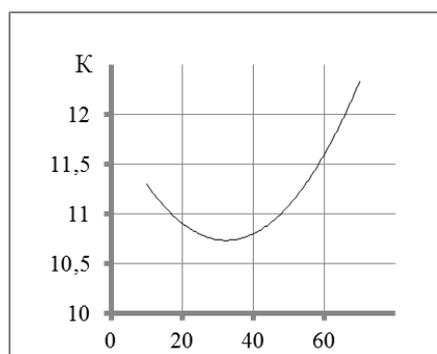


Рис. 4. Зависимость аэродинамического качества от расположения ступеньки по хорде при высоте ступеньки равной 50%

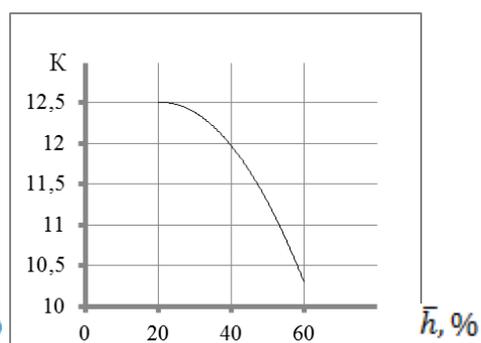


Рис. 5. Зависимость аэродинамического качества от высоты ступеньки при расположении ступеньки по хорде 50%

Верхнее расположение ступени даёт отрицательный эффект на аэродинамические характеристики, нижнее расположение добавляет максимальную подъемную силу и увеличивает критический угол атаки. Максимальное качество при всех расположениях ступеньки ниже, чем для крыла без ступеньки.

Библиографический список

1. Свободная энциклопедия Википедия [Электронный ресурс]: Аэродинамический профиль Кляйна-Фогельмана. 2016. URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Аэродинамический_профиль_Кляйна-Фогельмана (дата обращения 25.09.2016).
2. Кравец, А. С. Характеристики авиационных профилей [Текст]: учебное пособие для авиационных втузов/А. С. Кравец. – М.: Оборониздат, 1939. – 213 с.

УДК 629.78

РАСЧЕТ СИЛ И МОМЕНТОВ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА ПРОСТЫЕ ТЕЛА ПРИ ПРОИЗВОЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ В СОПРОТИВЛЯЮЩЕЙСЯ СРЕДЕ

Спирина М. О., Куркин Е. И.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

Инженерные методы расчета сопротивления тел в сплошных средах востребованы в задачах с ограниченным временем решения – таких как задачи управления в реальном времени и задачи оптимизации [1, 2].

В современной практике активно используются векторные методы. В работе проведено сравнение аэродинамических характеристик простейших тел на примере цилиндра и сферы. Алгоритм расчета реализован в среде MATLAB.

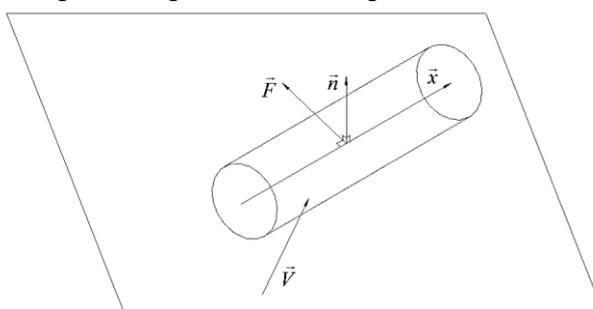


Рис. 1. Тело цилиндрической формы и воздействующие на него нагрузки

Верификация разработанной программы проведена путем сравнения ее результатов с результатами расчета в ANSYS CFX. Проведен анализ изменения аэродинамических сил и моментов, действующих на тела при различных углах атаки [3]. Были определены моменты результирующих сил как векторное произведение между вектором в точку приложения силы и вектором результирующей силы для сферы и цилиндра [4]. Расчет в ANSYS CFX был выполнен с построением блочно-структурированной сетки, состоящей из 10 миллионов элементов гексагональной формы, построенной в ANSYS ICEM CFD. Размеры расчетной области составляют 27 м x 18 м x 20 м. Безразмерная толщина пристеночной ячейки не превышает 6. Использована SST модель турбулентности. Исследован обдув цилиндра воздухом со скоростью 60 м/с под углами атаки 90° (перпендикулярно оси цилиндра). В результате расчета были получены поля давлений и скоростей. Полученные в ANSYS CFX результаты расчета сравниваются с данными, полученными в системе MATLAB.

В системе MATLAB была разработана программа для ЭВМ для расчета сил и моментов, действующих на простейшие тела в реальном времени. Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-31-00365 мол_а.

Библиографические ссылки

1. Мартынов, А.К. Методы и задачи практической аэродинамики. М: Машиностроение, 1977. - 240 с.
2. Theodore A. Toloy Langley, Introduction to the aerodynamics of flight, Research Center of national aeronautics and space administration, NASA SP-367, 1975. 198p.
3. Петров, К. П. Аэродинамика тел простейших форм, М.: Факториал, 1998. 432 с.
4. Мхитарян, А.М. Аэродинамика М: Машиностроение, Изд. 2-е, переработанное и дополненное. 1976 г. 448 стр.

УДК 629.7.02

СИСТЕМА ПОДАЧИ ОХЛАЖДАЮЩЕГО ГАЗА В ЗОНУ УСИЛЕННОГО НАГРЕВА КОНСТРУКЦИИ С ЦЕЛЬЮ СНИЖЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ НАГРУЗОК

Стрюков Я. А., Берг Д. А., Иванова Т. Г., Каракотин И. Н.

ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, г. Москва

На этапе проектирования нового изделия производится расчет аэродинамических характеристик и тепловых нагрузок. При полете на обтекателях летательных аппаратов происходит возмущение течения, что приводит к возникновению зон усиленного нагрева и повышению давления как на выступающих элементах, так и на обтекателе, где они установлены.

В работе рассмотрены элементы РН, подвергающиеся наибольшему аэродинамическому нагреву в полете. Определены характеристики, влияющие на рост давления в этих зонах.

Предложен способ существенного эффективного снижения теплового потока. Приведена схема, иллюстрирующая принцип осуществления подачи в зону сверхзвукового интерференционного взаимодействия ударных волн перед боковыми блоками косой подачи охлаждающего газа из шаробаллона через 9 отверстий под углом 30°. Представлены результаты расчетов системы охлаждения производимые при помощи ПО «ЛОГОС». Доказана точность и сходимости расчета с испытаниями, которые проводились на схожих моделях в аэродинамических трубах.

В результате проведенной работы появилась возможность добиться существенного снижения температуры газа в зоне нагрева, что в более чем в 2 раза снизит тепловой аэродинамический поток к элементам конструкции, попадающим в зону усиленного нагрева, а также производить расчеты с использованием методов компьютерного моделирования, заменяющих экспериментальные исследования. Это должно сократить время на производство готовой модели. Так же было установлено, что давление в расчетных зонах за счет подачи охлаждающего газа возрастает пропорционально массовому расходу, что способствует росту коэффициента теплоотдачи по сравнению с отсутствием подачи. Однако результирующий тепловой поток с учетом пониженной температуры газа становится значительно ниже

УДК 17-177

МАГНИТНОЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ДВУХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Филиппова Т. С.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

В данной работе рассматривается магнитное взаимодействие двух объектов – охотника и цели. Охотник представляет собой космический аппарат с установленной на борту катушкой индуктивности, а цель – объект космического мусора. Основная проблема активных методов увода космического мусора, подразумевающих физический контакт, состоит в том, что вращающийся объект необходимо захватить и стабилизировать. Осуществление таких методов возможно только в том случае, если объект, подлежащий захвату, вращается с угловой скоростью не выше нескольких градусов в секунду. Однако оптические и радиолокационные наблюдения показывают, что космический мусор может вращаться и с более высокой скоростью, это зависит от таких факторов как орбита вращения, форма и условия окончания срока службы [1]. Перед захватом может потребоваться фаза предварительного демпфирования. Одним из методов, позволяющих осуществить его, является магнитное взаимодействие. В основе данного метода лежит возникновение вихревых токов во вращающемся металлическом объекте, подвергаемом воздействию сильного магнитного поля. Большинство искусственных объектов на орбите имеют высокое содержание проводящих материалов, что позволяет сгенерировать в них вихревые токи.

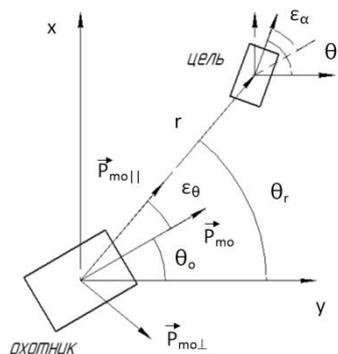


Рис. 1. Схема относительного движения охотника и цели и их взаимодействие

Магнитный момент катушки охотника P_{mo} можно разложить на две составляющие – параллельную и перпендикулярную проекции радиус-вектора центра масс системы охотник-цель, как это показано на рисунке 1. Магнитный момент преобразуется в крутящий, что позволяет осуществить демпфирование. В ходе работы были получены уравнения движения данной системы, выполнена симуляция и проведены численные исследования. Также сформулированы требования к управлению системой двух космических объектов.

Библиографический список

1. Gomez, Natalia Ortiz Control analysis for a contactless de-tumbling method based on eddy currents: problem definition and approximate proposed solutions [Текст] / Natalia Ortiz Gomez, Scott J.I. Walker, Marko Jankovic, Massimiliano Vasile. - American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2016. - 25 с.

УДК 536.25

ЗАВИСИМОСТЬ ИНТЕНСИВНОСТИ КОНВЕКЦИИ В ЦИЛИНДРЕ БОЛЬШОГО УДЛИНЕНИЯ ОТ ЧИСЛА РЭЛЕЯ

Хорошев А. С.

АО «Институт по проектированию и исследовательским работам в нефтяной промышленности «Гипровостокнефть», г. Самара

Рассмотрена интенсивность конвективного движения при граничных условиях: скорость на стенке равна нулю, торцы теплоизолированные, на стенках поддерживается температура $T_w(z) = T_0 - \gamma z$, где γ – градиент температуры в направлении продольной оси (оси z), T_0 – температура основания цилиндра, l – высота цилиндра, d – диаметр цилиндра, $h = l/d$ – удлинение цилиндра, объем замкнутый [1-2].

На рисунке 1 представлены графики зависимости среднего по сечению значения модуля вертикальной составляющей вектора скорости $|V_z|_{сеч}^{сред} = \frac{4}{\pi \cdot d^2} \int_{S_{xy}} |V_z| dx dy$ от безразмерной координаты z/l для воды и дегазированной нефти при разных значениях чисел Рэлея. Отметим, во-первых, что отсутствуют принципиальные различия в зависимостях для воды и дегазированной нефти. Во-вторых, видно, что для чисел Рэлея от 4039 до 12116 при z/l от 0,2 до 0,8 скорость изменяется слабо. Средняя скорость $|V_z|_{сеч}^{сред}$ не совсем постоянна, но амплитуда колебания $A1/2$ невелика по сравнению с максимальным значением. Для чисел Рэлея от 13000 до 40000 амплитуда $A2/2$ колебания значений $|V_z|_{сеч}^{сред}$ намного выше.

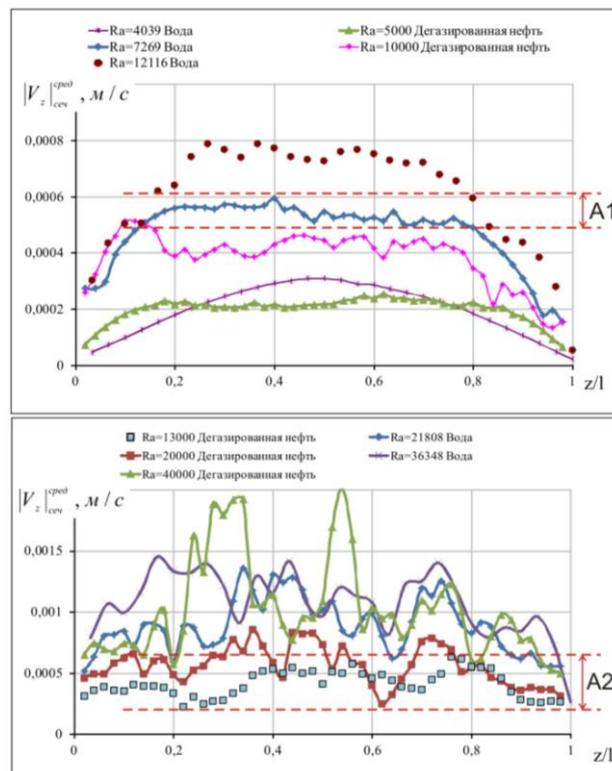


Рис. 1. Зависимость среднего по сечению значения модуля вертикальной составляющей вектора скорости $|V_z|_{сеч}^{сред}$ от относительной координаты цилиндра z/l

На рисунке 2 представлен график зависимости $\overline{|V_z|_{об}^{сред}} = \frac{1}{u_r} \frac{5}{3} \int_{0,2}^{0,8} |V_z|_{сеч}^{сред} d\left(\frac{z}{l}\right)$ от числа Рэлея. Масштаб скорости: $u_r = \left(\frac{Q_0}{\rho c_p} \cdot \frac{g}{\gamma}\right)^{1/3}$ [3], где Q_0 – среднее значение модуля теплового потока через боковую стенку, вычисленная средствами постпроцессора Ansys CFX.

Для рассмотренных чисел Рэлея можно выделить три типа конвективного движения. При $Ra_{c1}=3100$ происходит переход от первого типа ко второму (что хорошо согласуется с результатами, полученными другими исследователями [4-6]). Точка перехода от второго типа движения к третьему $Ra_{c2}=12000$. Как видно из рис. 2, полученные в результате моделирования значения $\overline{|V_z|_{об}^{сред}}$ хорошо «ложатся» на одну кривую для жидкостей с разным Pr .

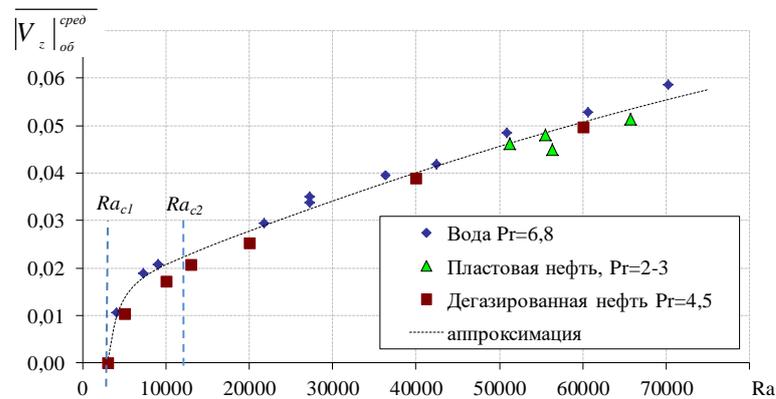


Рис. 2. Зависимость безразмерного среднего по объему значения модуля вертикальной составляющей вектора скорости $\overline{|V_z|_{об}^{сред}}$ от числа Рэлея

Зависимость, представленная на рис. 3, может быть аппроксимирована формулой:

$$\overline{|V_z|_{об}^{сред}} = 0,012 + 7,73 \cdot 10^{-7} Ra - 2,29 \cdot 10^{-12} Ra^2 + \frac{34,11}{Ra} - \frac{2,31 \cdot 10^5}{Ra^2}.$$

Библиографический список

1. Хорошев А.С., Шахов В.Г. Моделирование ламинарного свободно-конвективного течения в длинном вертикальном цилиндре // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2011. т.13, №4, С. 72-76.
2. Хорошев А.С. Интенсивность свободно-конвективного течения в вертикальном цилиндре при постоянном вертикальном градиенте температуры на боковой поверхности // «Научное обозрение», 2014. №5 С. 74-80.
3. Arya S.P.S. Free convection similarity and measurements in flows with and without shear. Journal of the Atmospheric Sciences, 1972, vol. 29, P. 877-885.
4. Гершуни Г.З., Жуховицкий Е.М. Конвективная устойчивость несжимаемой жидкости / Главная редакция физико-математической литературы изд-ва «Наука», 1972. – 392 с.
4. F. Heslot, B. Castaing, A. Libchaber, Transitions to turbulence in helium gas, Phys. Rev. A 36 (1987) 5870–5873.
5. S. Schneider, J. Straub, Laminar natural convection in a cylindrical enclosure with different end temperatures, Int. J. Heat Mass Transfer 35 (1992) 545–557.

Секция 4

**Проектирование, производство, эксплуатация
авиационной техники и организация транспортных
процессов**

УДК 629.7

CONCEPTUAL DESIGN OF CARGO AIRCRAFT

LI Dawei¹, M.A. Polushkin², V.N.Mainkov²

¹ Beijing Institute of Technology, Beijing

² Samara National Research University, Samara

Nowadays, there is a trend towards an increase in air transportation, both passenger and freight [1], [2]. This relates to several factors that significantly affect the development of transport aviation, such as the factor of globalization and the factor of urbanization. Design begins with the development of the concept of aircraft application, since it will depend on further solutions during the design. In the project, an aircraft was designed considering the following initial data: payload equal to 30000 kg and flight range 5000 km. The entire design process is based on the methodology and recommendations outlined in [3].

On the first stage of design work, the analysis of modern market of aviation was carried out to determine the need of a new heavy long range transport aircraft. For analogs, it is most expedient to take as new aircraft as possible, since in this case they reflect modern statistics. The following prototype aircraft are selected: Boeing KC-135, An-70, Ilyushin Il-76, McDonnell Douglas YC-15, Airbus A400M, Kawasaki XC-2. Based on the study of statistical material and the study of the development of military transport aircraft, the trends in the development of aircraft of this type are determined.

Based on the statistics data and forecasts, the tactical and technical requirements for the projected aircraft are formulated. All requirements for the aircraft are divided into several groups. As one of the main functional requirements, the possibility of airborne assault is put forward, as this will allow expanding the aircraft modification series. After the list of requirements to the projected aircraft is formulated, the main parameters of aircraft are calculated such as specific wing load and thrust to weight ratio, which are 589 daN/m² and 0.32.

The aircraft projected with “normal” aerodynamic scheme, high-lying wing and T-shape tails. Geometric parameters of the fuselage (length 36.7 m and diameter 5 m) are chosen with the ability to content payload of standard aviation containers. T-shape tail was chosen according to the ability to get stabilizer out of stream. Necessary of airdrop was also considered. External shape of projected aircraft was build on the basis of previously defined main geometric parameters.

Take off mass of first and second approximation was calculated with use of equation of existing of aircraft, statistic data and weight formulas. Masses of first and second approximation were 124354 and 125489 kg. A small discrepancy of the values (about 0.1%) means accuracy of calculations.

Using masses of each aggregates and the geometric parameters the centering of the aircraft was calculated. All of 9 options of centering are located in small diapason (23-25)% of mean aerodynamic chord, which means good result.

As a result of the work, a heavy military transport aircraft was designed with the possibility of airdrop assault. The applied design methodology gives a complete understanding of each design stage separately, as well as their interrelations.

References

1. Conceptual design [Текст]: учеб. пособие для вузов по специальностям 160201 «Самолето- и вертолетостроение» и 160901 «Техн. эксплуатация летательных аппаратов и двигателей» / В. А. Комаров [и др.]; Самарский государственный аэрокосмический университет им. С.П. Королёва. – Самара: малотиражное издание, 2013.

УДК 629.7.058.68

METHODS, MEANS OF CONTROLLING AND DIAGNOSTICS OF NETWORK STRUCTURES OF DATA TRANSFER

Valiev S. E.

Samara National Research University, Samara

Ever-increasing problem of control accuracy on aircraft generated a row of specific tasks, which decisions significantly connected to network technologies that demanded transition to digital implementation of all component networks of information processing. An example of such networks is Flight Navigation system and Flight Control system, where information sources of control components of a digital network are Вычислительная Система Управления Полётом (Electronic Flight Control Computer), Вычислительная система самолётовождения (Flight Management and Guidance Computer), Вычислительная Система Управления Тягой (Thrust Management Computer) and Вычислительная Система Устойчивости и Управляемости (Stability and Controllability Computer). The server of these components is Бортовая Цифровая Вычислительная Машина (Onboard Electronic Computer).

Onboard Electronic Computer is the high-performance computer of general purpose with the external and random-access memory for performing different computational processes. Three Onboard Electronic Computers are used on the aircraft for reliability of operation of data transmission systems. Every BSVM solves the same problem on each channel onboard the aircraft. It receives all information, exchanges with information source, processes and gives the processed signal to the client.

In this regard official documents were accepted, which regulated data communication networks onboard, that led to the creation of the common interface on which information exchange is centralized. Nowadays, the most widespread interface for the transfer of digital data between avionics systems on commercial aircraft is the serial link of information exchange in accordance with *ГОСТ 18977-79 (ARINC-429)*.

ARINC429 defines both the hardware and data formats required for bus transmission. Hardware consists of a single transmitter – or source – connected to from 1-20 receivers – or sinks – on one twisted wire pair. Data can be transmitted in one direction only – simplex communication – with bi-directional transmission requiring two channels or buses. The devices, line replaceable units or LRUs, are most commonly configured in a star or bus-drop topology. Each LRU may contain multiple transmitters and receivers communicating on different buses. This simple architecture, almost point-to-point wiring, provides a highly reliable transfer of data.

A transmitter may ‘talk only’ to a number of receivers on the bus, up to 20 on one wire pair, with each receiver continually monitoring for its applicable data, but does not acknowledge receipt of the data. A transmitter may require acknowledgement from a receiver when large amounts of data have been transferred. This handshaking is performed using a particular word style, as opposed to a hard-wired handshake. When this two-way communication format is required, two twisted pairs constituting two channels are necessary to carry information back and forth, one for each direction.

Transmission from the source LRU is comprised of 32-bit words containing a 24-bit data portion containing the actual information, and an 8-bit label describing the data itself. LRUs have no address assigned through ARINC429, but rather have Equipment ID numbers, which allow grouping equipment into systems, which facilitates system management and file transfers.

Sequential words are separated by at least 4-bit times of null or zero voltage. By utilizing this null gap between words, a separate clock signal is unnecessary. Transmission rates may be at either a low speed – 12.5 kHz – or a high speed – 100 kHz.

The existing means of maintenance of aircraft provide complex monitoring, diagnostics and prognosis of the status of all parameters of a network and its components, switching elements, connectors, actuation mechanisms and other elements of automatic equipment, but they do not estimate the transmission quality of digital data and diagnosing of a status of digital networks. The built-in monitoring of all electronic units of avionics states the condition (good or bad) of these components, but doesn't provide an assessment of transmission quality of digital data and diagnostics of a status of digital networks on the period of production and maintenance of the aircraft. An objective of this research is to enhance the methods of monitoring aids and diagnostics of network structures of digital data circuits.

The model of a digital network of the modern aircraft represents the twisted and screened pair cable of wires on which the encoded digital signal is transmitted. Screens of the twisted pair cable of wires are connected to the ground close to the connector. The transmitter transmits the differential output signal of U_{ab} , balanced relatively to the ground, on two wires "a" and "b". The receiver provides reception of information in this given range.

There is a number of control and diagnostic methods of network structures that transfer data on the aircraft, such as technique of console monitoring, technique of console monitoring using computer aids, technique of monitoring, and diagnostics of the Electrical Power system and Flight Navigation system based on the modern hardware and software, e.t.c. All listed methods carry out the task of monitoring but do not perform the estimations of transmission quality of digital data and their diagnosing.

The purpose of this research is creation of methods and means, which will allow not only to monitor and make diagnostics of a status of digital networks, but also to estimate the transmission quality of the information. For achievement of this purpose, the following problems are being solved:

- Carrying out analysis of methods, monitoring aids and diagnostics of the electrical wiring system of aircraft.
- Carrying out analysis of methods, diagnostic aids and estimation of quality of the digital communication networks.
- based on the carried-out analyses on the basis of the modern electronic instruments, creation of structural and basic diagrams of an equipment for an assessment of quality of digital lines on aircraft.

References

1. Rudenkov N.A., Doliner L.I. Bases of network technologies: The textbook for higher education institutions. Yekaterinburg: Publishing house of Ural Federal University, 2011. – 300 p.
2. Kucheryaviy A.A. Onboard information systems: Course of lectures. Ulyanovsk: Publishing house of UIGTU, 2004. – 504 p.

УДК 629.7.025.2

DESIGNING COMPOSITE HORIZONTAL STABILIZER

PI Runge¹, S.A. Pavlova², V.A. Komarov²

¹ Beijing Institute of Technology, Beijing, ² Samara National Research University, Samara

The task to make structure as light as possible with sufficient strength is a fundamental task of aircraft engineering. In recent years, engineers have been directed at the extensive use of composite materials in heavy-loaded primary structures such as wing, fuselage and empennage components. The object of the paper is to develop a structure of Airbus A320 horizontal stabilizer considering the use of traditional metal and composite materials.

A horizontal stabilizer is an aerodynamic surface, that provides the longitudinal stability and control of the aircraft. It bears weight and aerodynamic loads and transfers them to the fuselage structure [1]. A horizontal stabilizer is loaded by weight and aerodynamic loads. The weight load was neglected from consideration because it is much smaller than the aerodynamic load. In turn, the aerodynamic load includes balancing, maneuver loads and loads during the flight in turbulent air. The action of 2nd maneuver load is the most dangerous loading case. Thus, it was selected to be the design loads for further calculations.

The paper considers two principal load-carrying schemes. The metal version of the A320 horizontal stabilizer represents thin-metal solid skins over a substructure with two spars, 14 normal and 4 strong ribs. The ribs are vertical to the most loaded second spar. Metal spars are in the area of maximum structural heights of the airfoil. The design calculations of the principal cross-sections of the main structural elements were carried out considering that the allowable stresses for selected aluminum and steel alloys are respectively equal to 300 MPa and 710 MPa.

In case of composite version, the A-320 horizontal stabilizer is a two-spar, four rib-stiffened structure with sandwich skin construction. The skin bears some torsion and shear force from spars that allows to eliminate normal ribs and simplify the structure. Composite skin panel is to be made using vacuum infusion technology. Sandwich panel consists of several layers of carbon fabric at the top and bottom face sheet and a foam plastic between them [2], the laminate lay-up can be presented [45/0/45/f/45/0/45]. A symmetric lay-up was selected to receive better bending properties of the laminate. It should be also mentioned, that sandwich construction needs to be designed from orientation, thickness and number of layers and the sequence of their layout [3]. According to the loads distribution, sandwich construction with countless number of fabric layers and thickness of foam plastic was arranged at different areas of skin to provide sufficient strength. It also reduces unnecessary weight. The thickness of bearing layers of the laminate was calculated considering the shear strength condition under the action of tangential forces. The thickness of foam plastic was determined from the condition of maintaining the shape of airfoil, considering the condition of sufficient bending stiffness.

The geometric models of two versions of A320 stabilizer were generated by means of ANSYS software. ACP modular of ANSYS was used for modelling composite skin. The static structural analysis of both models shows that the equivalent stress and strain of the main metal structural elements are less than the allowable values. The analysis of load-carrying work of a composite skin was carried out using criterion of maximum stresses. The distribution of the special criterion over the sandwich thickness is not critical.

The weight of conventional stabilizer structure is 336 kg, meanwhile the composite version is 12% lighter. In this way, structural weight reduction is the key advantage in using composite materials without sacrificing strength and stiffness of airframe structures.

References

1. Niu, Michael C. Y. Airframe structural design: CONMILIT PRESS LTD., 1988.- 612 p.
2. Vasiliev, V. V., Morozov E. V. Advanced Mechanics of Composite Materials and Structural Elements, Elsevier LTD, 2013. 818p.

УДК 629.7

DESIGNING HIGH-ALTITUDE UNMANNED AIRCRAFT

ZHONG Mingjie¹, S.V. Mrykin²

¹ Beijing Institute of Technology, Beijing

² Samara National Research University, Samara

The paper represents a design solution for high-altitude unmanned aircraft (UAV). Unmanned aerial vehicle (UAV), is an aircraft controlled autonomously by the onboard computer or remote human pilots. Compared to manned aircraft, UAVs were originally used for missions too "dull, dirty or dangerous" for humans. While they originated mostly in military applications, their use is rapidly expanding to commercial, scientific, recreational, agricultural, and other applications, such as policing, peacekeeping, and surveillance, product deliveries, aerial photography, agriculture, smuggling, and drone racing. High-altitude UAV is referred to the UAV operating at the altitude beyond 18 km.

This report discusses design considerations for high-altitude UAV [1,2] with electric propulsion, made by aerodynamic load-carrying scheme "flying-wing". Solar-powered high-altitude UAV is the high-altitude UAV powered mainly or entirely by solar cells. The propulsion system of High-altitude UAV is divided into electric (fuel cell, Li battery, solar cell or any combine of them) and engine. With the increasing price of oil, solar powered UAV converting solar energy into electric directly received significant interest. It is believed that after overcoming technical difficulties, solar powered high-altitude UAV will be able to stay and operate in the high-altitude, because of the inexhaustible solar energy from the sun. In the considered project, the following fundamental decision was proposed: the UAV uses photoelectric converters as the sources of electrical energy at day and batteries at night. It is supposed, that solar cells are assembled into solar panels. These panels are mounted on the surfaces of the wing and winglets.

The chosen mathematical model to estimate solar radiation [3] is based on date, altitude and geographic latitude of the flight, as well as a mathematical model for estimation of electric energy considering the area of solar panels, and their position relative to sunlight and efficiency of solar cells.

Flight conditions at high altitude are characterized by low pressure, temperature and density of air. These conditions increase the energy consumption for the implementation of horizontal flight and the normal functioning of the equipment. The proposed profile of the flight with step-changed altitude allows to satisfy the condition that the available capacity of the power plant is equal or greater than power required for flight and operation of the equipment. A stepped flight profile consists of the following sections: daytime - climb and horizontal flight at high altitude with charging; night-time – descent and horizontal flight with low energy consumption batteries.

The report presents the results of the calculation of required and available capacities for the certain altitudes day and night flight at certain latitude, the estimation of the structural weight and propulsion and volume-weight layout of the UAV.

References

1. Komarov, V.A. Conceptual aircraft design [M]. Samara: SSAU, 2011. – 128 p.
2. Tverskoi P.N. Course of meteorology (atmospheric physics): GIMIZ, 1962.-700 p. (in Russian).
3. Vislov I.P. Designing light and ultra light aircraft: Manual/ SSAU.- Samara, 2005. 114 p. (in Russian).

УДК 632.982.4; ББК 40.78

СОЗДАНИЕ ПРЕДПРИЯТИЯ СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОЙ АВИАЦИИ НА ТЕРРИТОРИИ САМАРСКОЙ ОБЛАСТИ

Аветисян Д. К., Тихонова А. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Одной из особенностей современного состояния российской авиационной авиатранспортной системы является кризис малой (легкой) авиации. В настоящее время в России не существует развитого парка летательных аппаратов малой авиации. Старая авиационная техника приходит в негодное состояние, а новая практически не производится.

Обладая высокой производительностью и маневренностью, малая авиация в сельском хозяйстве позволяет эффективно, качественно и быстро проводить огромный комплекс работ [2]. Возрождение сельскохозяйственной авиации (СХА) в России – необходимая мера для развития и повышения конкурентоспособности отечественного агропромышленного комплекса.

Для оценки степени использования малой авиации для сельскохозяйственных нужд в Самарской области (СО) был произведен анализ агропромышленного комплекса области, имеющегося парка воздушных судов (ВС), а также перспектив дальнейшего развития сельскохозяйственной отрасли с применением малой авиации. С этой целью были проанализированы различные варианты авиатехники, порог целесообразности их применения, выбраны наиболее оптимальные для Самарской области типы авиационной техники, а также выдвинуто предложение создания сельскохозяйственного предприятия в СО.

Возрождение СХА невозможно без наличия на территории области соответствующей инфраструктуры. Для предложения территориально-пространственного размещения предприятий СХА все объекты авиатранспортной инфраструктуры и распределение урожайности муниципальных районов области были нанесены на карту СО. Анализируя данную карту, было предложено два варианта размещения предприятий сельскохозяйственной авиации в Самарской области, а также рассмотрена подробная структура данных предприятий.

В результате работы создана модель авиапредприятия, способного в полной мере удовлетворить потребности агропромышленного комплекса области и эффективно, т.е. с прибылью, функционировать на территории СО.

Несмотря на все сложности по организации обработки посевов с помощью СХА, учитывая площади посевов в нашей области, именно СХА поможет сельхозтоваропроизводителям получать в конечном итоге качественное зерно и полноценный урожай зерновых. А это в свою очередь положительно скажется на экономике самих сельхозпредприятий [1].

Библиографический список

1. Райзберг, Б.А. Современный экономический словарь [Текст]/ Б.А. Райзберг, Л.Ш. Лозовский, Е.Б. Стародубцева.– М.: Инфра-М, 1996. – 496 с.
2. Худоленко, О.В. Методологический подход к оценке эффективности авиаработ [Текст]/О.В. Худоленко, А.А. Фридлянд//Научный вестник МГТУ ГА. Сер. Менеджмент, экономика, финансы. – 2006. – №106.– С.57-61.

КОНЦЕПЦИЯ ICAO CNS / ATM

Агбо И. О., Писаренко В. Н.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В статье произведено исследование необходимости и целесообразности оснащения ВС дорогостоящими системами TCAS и GPWS.

Международная организация гражданской авиации ICAO предлагает членам ICAO участвовать в концепции ICAO CNS / ATM, что полностью имеет наименование “communication navigation satellite / air traffic managements” и обозначает связь, навигацию и организацию воздушного движения с использованием искусственных спутников Земли и предполагает концепцию автоматического зависимого наблюдения воздушного движения ADS-A (Automatic Dependent Surveillance- Addressable), позволяющую спрямлять участки трасс полетов, обходить грозы, спрямлять маршруты полетов без устного согласования с органом организации воздушного движения ОрВД и, в целом, экономить авиатопливо, путем выбора оптимальных эшелонов полета [1]. Федеральными авиационными правилами подготовки и выполнения полетов гражданской авиации РФ ФАП 128 от 31 июля 2009 г. «Подготовка и выполнение полетов гражданской авиации Российской Федерации» предлагается в обязательном порядке оснастить все самолеты гражданской авиации Российской Федерации дорогостоящими системами предотвращения столкновений самолетов в воздухе TCAS и системами предотвращения столкновений самолетов с землей GPWS [2]. А службу ОрВД – автоматизированной компьютерной системой Альфа, обеспечивающую не только сбор сведений о бортовых номерах самолетов, высотам полетов воздушных судов и отображения этих данных и фактического положения самолетов по курсам полета, углам крена и тангажа на диспетчерских мониторах, но и прогнозирование их взаимного пространственного положения в воздушном движении. Однако цели и необходимость этих мероприятий до специалистов ГА не доводятся, что вызывает инакомыслие и необходимость проведения исследования по данному вопросу. Все это в ближайшей перспективе обеспечивает переход на так называемые «свободные» полеты [3].



Рис. 1. Связь, навигация и ОрВД с использованием ИСЗ

Библиографический список

1. ICAO Doc. 9854 Глобальная эксплуатационная концепция ОрВД" М: Стандарт ИКАО Издание 1 – 2005, 100с.
2. ФАП 128 «Подготовка и выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации» М. Приказ Минтранса России от 31 июля 2009 г. № 128, 80 с.
3. Писаренко, В.Н. Управление безопасностью полетов: монография [Текст]/В. Н. Писаренко. - Самара: Издательство СНЦ РАН, 2014. - 226 с.

УДК 678.027

ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ФАСЕТОЧНОЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ ПРОЧНОСТНЫХ РАСЧЁТОВ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ КОНСТРУКЦИИ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Азизов Р. Д., Спирина М. О., Куркин Е. И.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

Внедрение короткоармированных полимерных композиционных материалов позволяет находить новые технические решения, способствующие усовершенствованию конструктивно-технологического облика изделия. Возможность изготовления деталей сложной формы из короткоармированных композитов позволяет использовать методы топологической оптимизации при проектировании таких конструкции.

Результатом топологической оптимизации детали в программном комплексе ANSYS Workbench является фасеточная трехмерная модель, которую невозможно использовать без дальнейшей подготовки для производства и поверочных прочностных расчетов. Актуальной является задача преобразования результатов топологической оптимизации в трехмерную геометрическую модель, учитывающую технологические ограничения и ограничения, накладываемые требованиями работы с моделью в CAD и CAE системах. Широкое использование метода топологической оптимизации конструкций требует максимально возможной автоматизации данного процесса. В работе рассмотрены методы редактирования и преобразования трехмерной модели кронштейна навески, а также проведен анализ полученных результатов.

Первичная обработка результатов топологической оптимизации проведена в ANSYS SpaceClaim, в результате чего получена фасеточная модель проектируемой конструкции. Затем выполнено ручное редактирование фасеточной модели (удаление полостей, углублений, тонких тоннелей), ее сглаживание и преобразование в твердотельную геометрическую модель, путем наложения NURBS поверхностей на каркасную модель, в программе Geomagic Studio. Данный программный пакет имеет широкие возможности по созданию триангулированных поверхностей, заполнению отверстий в них с учетом кривизны поверхности, сглаживанию и редактированию полигонов. Geomagic Studio позволяет полностью автоматически создавать NURBS поверхности и выполнять типовые действия с помощью шаблонов и макрокоманд, а также дополнять пакет собственными программными модулями на языках Visual Basic, C, C++ или Java.

Полученная CAD модель доработана в системе Solid Works с учетом технологических ограничений путем удаления областей с дефектами и добавления областей с построением по граничным профилям и траекториям. Восстановлена требуемая симметрия конструкции, преобразованы ребра жесткости, организованы места креплений элементов конструкции в соответствии с ответными частями соединяемых тел. Добавлены необходимые конструктивные элементы кронштейна – крепежные отверстия, площадки и произведены необходимые скругления.

Созданная в результате работы CAD модель использована для поверочного расчета напряженно-деформированного состояния в системе ANSYS Workbench и расчета литья конструкции из короткоармированных композиционных материалов в системе Moldex3D.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-31-60093 мол_a_дк.

УДК 629

СИСТЕМА ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРОЦЕССА ПОДДЕРЖАНИЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Благочестивый А. М., Писаренко В. Н.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В статье произведено исследование необходимости создания системы информационного обеспечения процесса поддержания летной годности ВС в реальном масштабе времени [1].

В процессе полета возникают различные неисправности и происходят отказы АТ [2]. Как правило все возникшие неисправности доводятся до сведения технического состава оперативной смены ТО ВС только по прибытию ВС на базу, а обслуживание ВС производится в сжатые сроки и зачастую не достаточно времени на анализ неисправности, поиск места отказа, получение необходимых компонентов для ввода ВС в строй и устранения неисправности. Предлагается использование спутниковых линий связи для передачи с борта ВС информации о неисправности в инженерный центр АТБ в момент возникновения неисправности, а не по прилету на базу [2]. Это позволит заранее выполнить анализ возникшей неисправности, получить необходимые комплектующие изделия, оснастку и расходные материалы, подготовиться к устранению неисправности и выполнить работы по поддержанию летной годности ВС в кратчайшие сроки за время стоянки ВС без задержки рейса [3]. Предлагаемая система информационного обеспечения процесса поддержания летной годности (ПЛГ) ВС в реальном масштабе времени приведена на рисунке.

Система информационного обеспечения процесса ПЛГ ВС построена на предположение, что в будущем связь с воздушными судами будет все в большей степени осуществляться посредством передачи данных. Это позволит использовать более прямые и эффективные линии связи между наземными службами и бортовыми системами ВС [3].

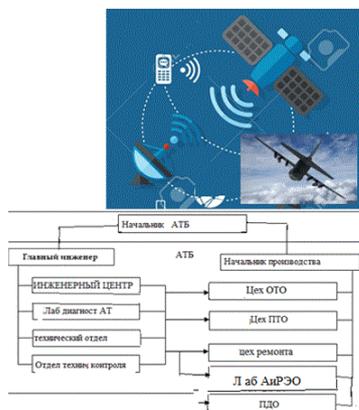


Рис.1. Система информационного обеспечения процесса ПЛГ ВС.

Библиографический список

1. ФАП128 "Подготовка и выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации" М. Приказ Минтранса России от 31 июля 2009г. № 128, 80с.
2. Писаренко В.Н. Методология управления производственными процессами технического обслуживания воздушных судов авиатранспортного предприятия гражданской авиации, монография, Самара, Издательство СНЦ РАН, Самара, 2017, 384с.
3. ICAO Doc. 9816 Руководство по ОВЧ-линии цифровой связи (VDL) режима 4, 60с.

УДК 629.7

АВИГОРИЗОНТ С НЕЗАВИСИМЫМ ОТ БОРТОВОЙ СЕТИ ЭЛЕКТРОПИТАНИЕМ

Борисова А. А., Писаренко В. Н.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В статье произведено исследование применимости оснащения ВС планшетным компьютером для реализации авиагоризонта с независимым от бортовой сети ВС автономным электропитанием

ИКАО предложила использовать на ВС планшетный компьютер IPED фирмы Ipil как средство отображения углов крена и тангажа при отказе системы электропитания ВС[1].

Федеральными авиационными правилами ФАП 128 «Подготовка и выполнение полетов гражданской авиации Российской Федерации», введенным Приказом Минтранса № 128 от 31 июля 2009г. предлагается в обязательном порядке оснастить все самолеты гражданской авиации Российской Федерации авиагоризонтами с независимым от бортовой сети электропитанием [3], но не оговаривается тип и модель, это вызывает необходимость произвести исследование возможности и целесообразности оснащения ВС планшетным компьютером разных моделей с реализацией резервного авиагоризонта с автономным электропитанием [2].

Гироскоп — устройство, способное измерять изменение углов ориентации связанного с ним тела относительно инерциальной системы координат, как правило основанное на законе сохранения вращательного момента (момента импульса) [3].

Гироскоп, навигационный прибор, основным элементом которого является быстро вращающийся ротор, закрепленный так, что ось его вращения может поворачиваться. Три степени свободы (оси возможного вращения) ротора гироскопа обеспечиваются двумя рамками карданова подвеса. Если на такое устройство не действуют внешние возмущения, то ось собственного вращения ротора сохраняет постоянное направление в пространстве. Если же на него действует момент внешней силы, стремящийся повернуть ось собственного вращения, то она начинает вращаться не вокруг направления момента, а вокруг оси, перпендикулярной ему (прецессия). Гироскопический эффект создается центробежной силой, которая действует на вращающийся ротор.

Сравнительно недавно появившиеся микромеханические гироскопы (ММГ) для приборостроения получили название технологии МЭМС, встроенные в планшетники фирм, например, AnalogDevices, Epson, BAE, Honeywell, Bosch и др [5].

Авиагоризонт на базе смартфона Андроид 2.3.7 - может стать портативным резервным прибором для самолёта. Показания этого прибора с погрешностью 0.5° [4] обеспечивают пилотирование ВС.



Рис.1. Авиагоризонт штатный прибор и авиагоризонт на базе смартфона андроид

Библиографический список

1. Html сайтdocuments.mx. ICAODoc 9137 AN, М.– 2014, 70с.
2. ФАП128 Подготовка и выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации□М.; Приказ Минтранса России от 31 июля 2009г. № 128, 80с.
3. Писаренко В.Н. управление безопасностью полетов, монография, Самара, Издательство СНЦ РАН, 2014, 226с.
4. /log/skachat-aviagorizont-dlya-android
5. htmlсайтаАвиационный форум AVIAFORUM.RU Ил-76 и Ил-476, Стр. 60.

УДК 658.512

ПРОВЕДЕНИЕ АНАЛИЗА ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ НА ОСНОВАНИИ МЕТОДА РОБАСТНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ

Васильева И. А., Высоцкая М. В., Коптев А. Н.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Актуальной задачей авиационно-космической промышленности является повышение конкурентоспособности продукции за счет разработки эффективного робастного планирования технологических процессов и модернизации процессов изготовления деталей на основе использования имеющейся информации. Целью работы является удовлетворение требований потребителей и улучшения качества выпускаемой продукции, а также модернизация производственных циклов изготовления авиационно-космической промышленности. Для достижения поставленной цели необходимо организовать устойчивое к внешне воздействующим факторам производство.

Для решения поставленной задачи был выбран метод робастного планирования [1], который позволяет уменьшить разброс выходных характеристик значений измеряемых размеров, путем использования таких подходов, которые уменьшают чувствительность к источникам разбросов. В работе рассматривается процесс изготовления детали типа «Щека» авиационно-космического агрегата. Для выяснения достоинства данного метода планирования был взят существующий технологический процесс и проведены его изменения [2]. На основании двух технологических процессов (измененного и существующего) было изготовлено две партии деталей. В качестве объекта исследования рассматривался процесс измерения геометрии одного из основных размеров типа отверстия $\varnothing 30_{-0,2}^{+0,1}$ мм., сопрягаемого с другим важным конструктивным элементом изделия. Выбор отверстия связан с систематическим возникновением несоответствия его геометрических размеров.

Для признания пригодности указанных ранее технологических процессов необходимо провести эксперимент по определению геометрии отверстия детали путем анализа измерительного процесса, включающего в себя: оценивание стабильности измерительного процесса; сходимости и воспроизводимости измерительного процесса [3], для получения достоверных данных. Для анализа стабильности измерительного процесса был отобран один образец из пяти, с предполагаемым истинным значением близким к 29,95 мм. после обработки по технологии изготовления ряда поверхностей на универсальных станках и последующей обработкой оставшихся поверхностей на станках с ЧПУ. По результатам экспериментов на контрольной карте средних и размахов измерительного процесса, приведённой на рисунке 1, был выявлен признак нестабильности (семь последовательных точек лежащих ниже центральной линии).

Процесс является стабильным, т.к. нет других признаков нестабильности.

Оценка приемлемости измерительного процесса, после обработки по технологии изготовления при совместном использовании ЧПУ и универсальных станков, заключается в сравнении его сходимости и воспроизводимости с полем допуска на измеряемый параметр, определяется исходя из анализа величины относительной сходимости и воспроизводимости $\%R\&R_{SL}$ по формуле 1:

$$R \& R = \frac{R \& R}{(USL - LSL)} \%, \quad (1)$$

где USL и LSL – верхняя и нижняя границы поля допуска.

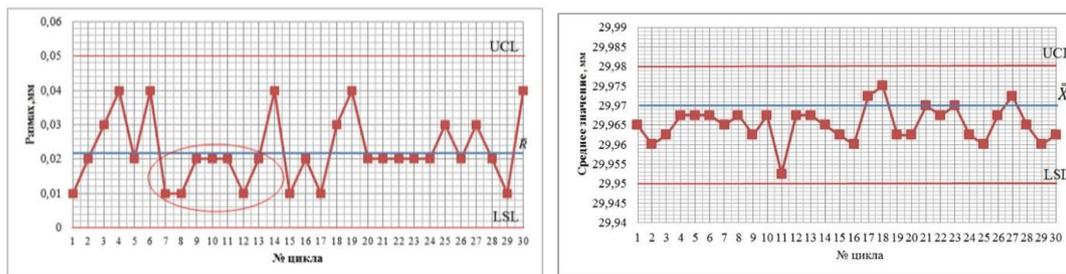


Рис.1. Контрольная карта средних и размахов для анализа стабильности измерительного процесса

Полученное значение сходимости и воспроизводимости относительно допуска равно 14,6%, следовательно, измерительный процесс может быть признан приемлемым в зависимости от важности параметра.

В качестве решения поставленных задач для удовлетворения требований потребителей и улучшения качества выпускаемой продукции, а также для модернизации производственных циклов изготовления авиационно-космической промышленности было организовано устойчивое к внешне воздействующим факторам производство на основании робастного планирования технологических процессов изготовления деталей.

Были предложены две технологические маршрутные карты с применением различных методик обработки деталей на универсальных станках и обработки по технологии изготовления ряда поверхностей на универсальных станках и последующей обработкой оставшихся поверхностей на станках с ЧПУ. Анализ временных затрат показал эффективность применения технологической маршрутной карты с методикой обработки по технологии изготовления ряда поверхностей на универсальных станках и последующей обработкой оставшихся поверхностей на станках с ЧПУ.

Для признания пригодности разработанных технологических процессов был проведен эксперимент по определению геометрии отверстия детали путем анализа измерительного процесса. Анализ стабильности измерительного процесса после обработки по технологии изготовления при совместном использовании станков с ЧПУ и универсальных станков показал эффективность применения данной методики изготовления. Полученное значение сходимости и воспроизводимости продемонстрировало, что «измерительный процесс может быть признан приемлемым в зависимости от важности параметра, стоимости прибора и т.п.

По результатам исследования даны технологические рекомендации, предназначенные для технологов, занимающихся разработкой, внедрением и сопровождением технологических процессов по изготовлению деталей с использованием гибкой производственной системы.

Библиографический список

1. Дмитриев А.Я., Митрошкина Т.А., Вашуков Ю.А.. Робастное проектирование и технологическая подготовка производства изделий авиационной техники: учеб. пособие / А.Я. Дмитриев, Т.А. Митрошкина, Ю.А. Вашуков. – Самара: Изд-во СГАУ, 2016. – 76 с.
2. Васильева И.А., Денисова С.А., Коптев А.Н., Планирование производства в жизненном цикле продукции. Тезисы докладов V Международной научно-практической конференции. – Ульяновск: Изд-во УлГУ, 2016. – 245 с
3. Ефимов В.В., Методы Тагути: практика применения/ Методы менеджмента качества. 2005, №6, с. 28-35

УДК 656.71:004.942

ДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ УЗЛОВОГО АЭРОПОРТА

Виноградова Т. В., Романенко В. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Рассмотрена задача построения динамической модели технологических процессов наземного обслуживания воздушных судов (ВС) и оценки с ее помощью затрат времени на непроизводительные простои ВС в узловом аэропорту (хабе). Под хабом понимается аэропорт, обслуживающий значительное число трансферных пассажиров, расписание которого строится по волновому принципу: массовые прилеты ВС сменяются их массовыми вылетами, между «волнами» прилетов-вылетов следуют паузы с малым числом ВС. Волновой характер расписания ограничивает возможности применения для расчета и оптимизации параметров хаба простых аналитических моделей теории массового обслуживания, предполагающих принадлежность потока ВС к простейшим, а времени их обслуживания – к показательным распределенным случайным величинам. Для того чтобы поток требований, входящий в систему массового обслуживания (СМО), считался простейшим, он должен удовлетворять требованиям стационарности, ординарности и отсутствия последствия. Особенности потока ВС хаба исключают возможность его принадлежности к стационарным потокам. В этом случае, при выполнении других требований, для анализа и оптимизации параметров хаба используется подход, примененный и в данной работе, основанный на численном интегрировании системы дифференциальных уравнений Колмогорова, описывающей состояния отдельных подсистем узлового аэропорта как СМО [1].

На примере одного из крупных зарубежных узловых аэропортов показано, что поток ВС при определенных допущениях может считаться удовлетворяющим требованиям ординарности и отсутствия последствия. При этом, согласно статистике, собранной за два месяца (октябрь 2016 г., апрель 2017 г.), выделяются шесть максимумов интенсивности («волн») прилетов-вылетов, два из которых являются главными. Для учета различий в затратах времени на обслуживание ВС различной пассажироместимости все ВС, обслуживаемые в аэропорту, разделены на две категории. Показано, что время обслуживания ВС на месте стоянки (МС) представляет собой показательное распределенную случайную величину. В результате численного интегрирования системы в составе 2500 линейных дифференциальных уравнений показано, что при имеющейся в рассматриваемом аэропорту численности мест стоянки ВС затраты времени на непроизводительное ожидание постановки на МС весьма незначительны даже в течение главных «волн» прилетов-вылетов.

С использованием разработанного программного обеспечения предполагается решение задачи оптимизации численности средств наземного обслуживания, актуальной как для зарубежных, так и для отечественных аэропортов.

Библиографический список

1. Romanenko V.A. Optimization of transfer air transportation system parameters considering fuzzy and stochastic uncertainties. Automation and Remote Control. 2015. Vol.76. No.8. Pp. 1500-1514.

УДК 656.7.025, 629.7.03

ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ТОПЛИВНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПАССАЖИРСКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ РЕГИОНАЛЬНОЙ И МЕСТНОЙ АВИАЦИИ

Волгина К. М., Немчинов О. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В современном мире потребности и возможности человека растут, в связи с чем большое внимание уделяется развитию всех областей производства, в частности авиационной техники. Наибольшее значение в данной сфере имеют такие факторы, как безопасность, экономичность, комфорт, а так же экологичность на всех этапах полёта. Выполнение задач по достижению заявляемых показателей требует комплексного разностороннего подхода и развития передовых технологий, в том числе необходимо исследование новых прорывных конструктивно-схемных решений в области разработки авиационных двигателей.

Главная цель коммерческой эксплуатации воздушных судов авиакомпанией – получение прибыли. В ходе исследования была рассмотрена структура её формирования. Установлено, что наибольшая статья расходов приходится на авиационное топливо.

На сегодняшний день, наиболее перспективными являются самолёты с использованием гибридных силовых установок. Основными преимуществами использования данных воздушных судов являются снижение вредных выбросов в атмосферу и снижение уровня шума. Данная схема позволяет значительно улучшить аэродинамику самолёта, что также сказывается на расходе топлива. Одним из шагов на этом пути стала концепция гибридного самолёта E-Thrust, разрабатываемая корпорацией EADS совместно с Rolls-Royce, а так же самолёты E-Fan, Pantera hybrid и др. [1]

Дальность полёта является одной из главных характеристик при эксплуатации самолётов и в значительной степени определяет их возможности. На сегодняшний день этот показатель для представленных выше воздушных судов не велик и в среднем не превышает 400 км. В связи с этим, для анализа коммерческой целесообразности использования подобных самолётов рассмотрено годовое расписание аэропорта «Курумоч» (г. Самара) и выбраны рейсы внутренних воздушных линий, дальность которых не превышает порогового значения.

Кроме того, в работе рассмотрены конструкции и характеристики воздушных судов с альтернативными типами силовых установок и произведено сравнение с самолётами, имеющими схожие технические характеристики и пассажировместимость, но с классическими типами двигателей.

В ходе исследования были произведены расчёты стоимости одного рейса по маршруту Самара (Курумоч) – Казань различными типами воздушных судов. На основании полученных результатов установлено, что самолёты с гибридными силовыми установками позволяют сокращать расходы авиакомпании примерно до 20% за один рейс, что говорит об их эффективности и перспективе использования.

Библиографический список

1. Алексей Синицкий «Гибридный турбоэлектрический самолет EADS» [Электронный ресурс] – Дата публикации в интернет 31.10.2013 <http://www.ato.ru/content/gibridnyu-turboelektricheskiy-samolet-eads>

УДК 711.553.9 ББК 38.74

ПЕРСПЕКТИВЫ СОЗДАНИЯ АЭРОТРОПОЛИСА НА ТЕРРИТОРИИ САМАРСКОЙ ОБЛАСТИ

Ворожейкина А. А., Тихонова А. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В настоящее время аэропорты становятся не только транспортными авиаузлами, но и важной частью в мировой системе производственных отношений. Чтобы не остаться на обочине мировой экономики, необходимо создание аэротрополисов.

Аэротрополис – это новая форма градостроительного образования, в котором экономика, инфраструктура и планировка подчинены аэропорту и находятся в радиусе 25 км от него.

Основной целью аэротрополиса является соединение бизнеса, высокотехнологического производства и перевозок. Также важной целью является разгрузка центра города. Люди, которые приезжают в город для деловых целей на недолгий срок, не выезжают за пределы аэротрополиса.

Одним из важных плюсов аэротрополиса является положительная взаимосвязь, возникающая между ним и аэропортом. Развитие аэропорта привлекает компании, которым выгодна такая близость. К аэропортам стремятся бизнес-кластеры с высокими экономическими показателями. Появление таких фирм и производств дает мощный импульс, что приводит к увеличению грузо- и пассажиропотока. Это дает толчок к дальнейшему усовершенствованию аэропорта и притягивает новые компании в аэротрополис.

Потенциал создания аэротрополиса на территории Самарской области обусловлен его расположением между двумя ядрами Самарско-Тольяттинской агломерации. Предпосылками создания являются: наличие крупных высокотехнологичных предприятий (ПАО «Кузнецов», ПАО «АвтоВАЗ», ООО «Авиакор», РКЦ «Прогресс», ОАО «Экран» и т.д.), удобное географическое расположение между Западом и Востоком страны, наличие вокруг территории с низким уровнем населения и малым уровнем застройки.

Для реализации этого проекта необходимо: тесное сотрудничество с органами государственной власти для решения земельных вопросов и получения различных льгот; привлечение инвесторов для отраслевых предприятий и инфраструктурного комплекса; создание комфортных условий для развития туризма в регионе в целом; внедрение существующих природных объектов в проект аэротрополиса.

Образование аэротрополиса на базе Международного аэропорта «Курумоч» может обеспечить мощное социально-экономическое развитие Самарского региона: увеличение его благосостояния, создание новых рабочих мест, повышение конкурентной способности региона, увеличение налоговых поступлений в бюджет.

Библиографический список

1. John D. Kasarda, Greg Lindsay Aerotropolis: The Way We'll Live Next. -Farrar, Straus and Giroux (September 18, 2012).
2. Каясов А.А. Перспективы развития деловых центров в пригородной зоне [Текст] /А.А. Каясов // Вестник СГАСУ. Перспективы развития деловых центров в пригородной зоне. 2016. №4. С. 16–20. DOI: 10.17673/Vestnik.2016.01.16.

УДК 629.7

ПОКАЗАНИЯ БАРОМЕТРИЧЕСКИХ ВЫСОТОМЕРОВ В РАЗЛИЧНЫХ СИСТЕМАХ ПРИВЕДЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ

Воронин В. В., Писаренко В. Н.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В статье произведено исследование изменения показаний барометрических высотомеров при изменении барометрического давления в различных системах измерения высоты. Барометрические высотомеры на самом деле измеряют не высоту, а атмосферное давление. Зная, как изменяется давление с высотой, легко определить высоту. Изменение высоты на единицу давления 1 мм ртутного столба соответствует 11 метрам высоты.

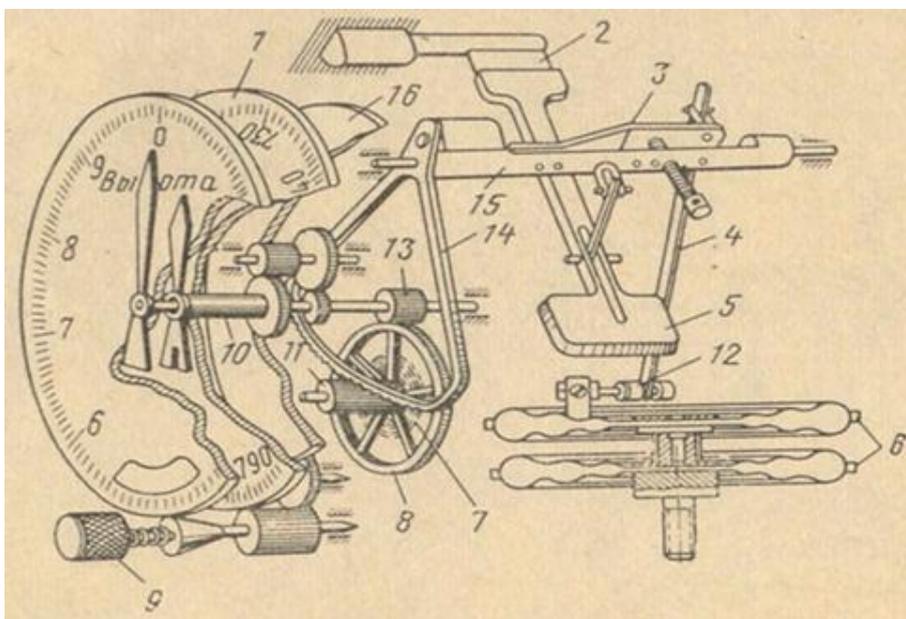


Рис.1. Кинематическая схема двухстрелочного барометрического высотомера
1 - барометрическая шкала, 2 – плоская пружина, 3, 12 - биметаллические компенсаторы,
4- тяга, 5—противовес(балансир), 6- блок анкرويدных коробок, 7- волосок,
8 – большое зубчатое колесо, 9 – кремальера, 10 – полая ось, 11 – трибка,
13 - малое зубчатое колесо, 14 – сектор, 15 – валик, 16 основание.

Для корректной работы высотомера на специальной шкале необходимо установить исходное давление, то есть давление, которое будет соответствовать нулю высоты. Из кинематической схемы высотомера, приведенной на рис.1 видно, что при установки кремальерой давления изменяются и показания высотомера.

Существуют три общепринятых варианта установки давления, которые обозначаются как QNH, QFE и QNE.

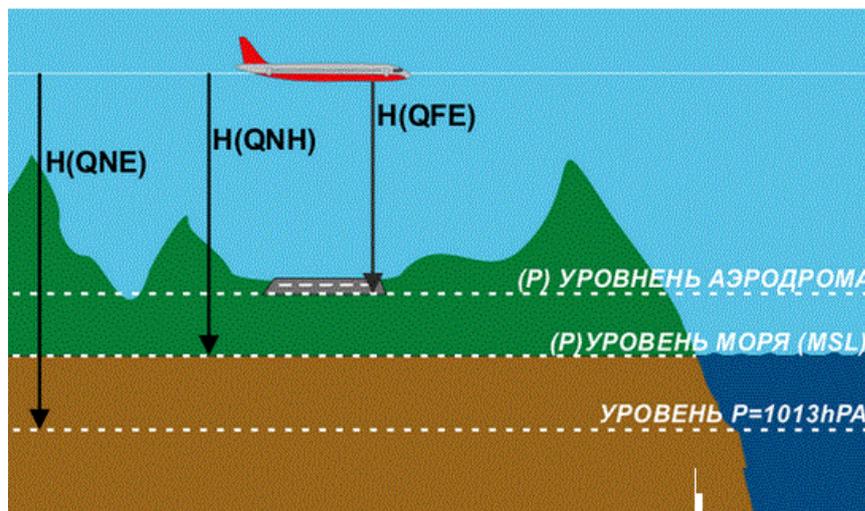


Рис.2. Три системы начала отсчета высоты.

QNH – это давление, приведенное к уровню моря. Высотомер, на котором установлено давление QNH, показывает на аэродроме превышение высоты аэродрома над уровнем моря. **QFE** – давление, измеренное на уровне порога ВПП аэродрома. Установив фактическое давление аэродрома, на высотомере будет ноль высоты. **QNE** – стандартное давление, его значение закреплено документально, и оно постоянно. в зависимости от применяемых единиц измерения, которое может иметь значение: 760 мм.рт. ст; 1013,25 гПа или 29,92inHg. Установив стандартное давление, на высотомере получаем высоту от условного уровня, который может находиться как над уровнем моря, так и под ним (в зависимости от атмосферных условий).

Библиографический список

1. ICAO Doc. 9854 Глобальная эксплуатационная концепция ОрВД" М: Стандарт ИКАО Издание 1 – 2005, 100с.
2. ФАП128 от 31 июля 2009г. "Подготовка и выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации"М. Приказ Минтранса России от 31 июля 2009г. №128, 80с.
3. Писаренко В.Н. управление безопасностью полетов, монография, Самара, Издательство СНЦ РАН, 2014, 226с.

УДК 681.2:629.13

РАЗРАБОТКА МЕТОДОЛОГИЧЕСКИХ АСПЕКТОВ ИННОВАЦИОННЫХ ПОДХОДОВ К ПРОЦЕССАМ КОНТРОЛЯ СЕТЕВЫХ СТРУКТУР АВТОНОМНЫХ ОБЪЕКТОВ

Воронин В. В., Прилепский В. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Современные автономные объекты (АО) такие как воздушные, космические и др., имеют в своем составе многофункциональные комплексы бортового электрооборудования, взаимодействие которых обеспечивает бортовая электрическая сеть (БЭС), от качественной организации контроля которой, зависит общая надежность бортовых электронных систем и всего объекта в целом. Разработка и создание высокотехнологичной и надежной контрольно-проверочной аппаратуры, используемой как в производстве, так и в эксплуатации АО, является не менее важной и актуальной задачей.

Предлагается инновационный подход к организации процессов контроля на основе системного анализа алгебраической структуры бортовой электрической сети АО, декомпозиционных методов ее разбиения на структурные и функциональные компоненты с целью формирования локальных объектов контроля в процессе производства и эксплуатации. Основными требованиями при этом являются технологичность и качество процесса контроля при накладываемых экономических ограничениях на стоимость контрольно-измерительных средств (КИС). Для выполнения этих требований и ограничений предлагается формировать структуру КИС, являющуюся структурно-гомоморфными объектами БЭС, т.е. $f: G_1 \rightarrow G_2$ алгебраических структур G_1 и G_2 , при этом выполняется условие перевода одной групповой операции переводит в другую:

$$\forall g_1, g_2 \in f(g_1 + g_2) = f(g_1) \circ f(g_2), \text{ где } f(g_1) \in G_1^{f(g_2)} \in G_2.$$

Другими словами, гомоморфизм одной группы в другую, это морфизм в категории алгебраических систем, сохраняющий основные операции и основные соотношения, определяемые для технических объектов их функциональным назначением.

Таким образом, порождаемые алгебраические структуры объекта контроля БЭС в виде прообразов структур КИС позволяют спроектировать наиболее оптимальный функциональный состав средств контроля и технологического оснащения процесса контроля.

УДК 656

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РЕЙТИНГА ТРАНСПОРТНО-ЛОГИСТИЧЕСКИХ СИСТЕМ КАК ФАКТОР ОПТИМИЗАЦИИ ХОЗЯЙСТВЕННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ТЕРРИТОРИАЛЬНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОГО КОМПЛЕКСА

Гизятова Т. А., Немчинов О. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

Целью данного исследования является проведение сравнительного анализа рейтинга эффективности логистики LPI для выявления эффективных зарубежных методов и концепций организации работы транспортно-логистического комплекса, которые позволят оптимизировать деятельность территориально-производственных комплексов Российской Федерации.

Каждые два года Всемирным банком публикуется рейтинг эффективности логистики LPI. В таблице 1 представлены лидеры рейтинга за все годы его существования.

Таблица 1. Лидеры рейтинга LPI

Место	2007 год	2010 год	2012 год	2014 год	2016 год
1	Сингапур	Германия	Сингапур	Германия	Германия
2	Нидерланды	Сингапур	Гонконг	Нидерланды	Люксембург
3	Германия	Швеция	Финляндия	Бельгия	Швеция
4	Швеция	Нидерланды	Германия	Великобритания	Нидерланды

Для сравнения оценки России в эти годы отражены в таблице 2.

Таблица 2. Россия в рейтинге LPI

Год	2007	2010	2012	2014	2016
Место	99	94	95	90	99
Оценка России	2,37	2,61	2,58	2,69	2,57
Количество стран	150	155	155	160	160

Анализируя данные таблицы 2, становится очевидной необходимость реформирования транспортного комплекса России. Это также отмечено в Транспортной стратегии Российской Федерации на период до 2030 года. Множество факторов, включая устаревшие технологии организации работы, недостаточно развитую инфраструктуру, увеличение объемов перевозок и, главным образом, глобализацию экономики, указывают на необходимость внесения изменений в транспортную деятельность РФ с целью реализации транспортного потенциала государства.

Как видно из таблицы 1, лидирующие позиции занимают европейские страны. Лучший результат показывает Германия, трижды становившаяся лидером. Таким образом, имеет смысл изучить особенности организации работы транспортно-логистического комплекса в Европе, позволяющие достигать высоких результатов, а также необходимо изучить возможность применения зарубежного опыта в РФ.

В экономике Германии, Японии, США, Китая и многих других стран широко применяется кластерный подход. В Европейском Союзе сформирована сеть из 80 транспортно-логистических кластеров [1]. Суть создания транспортно-логистических кластеров состоит в интеграции деятельности всех транспортных компаний и

сопутствующих компаний (банки, грузовые склады и т.д.) для наиболее эффективной организации работы региона.

В основе кластерного подхода лежит строительство мультимодальных логистических центров, способных оказывать весь комплекс услуг, начиная от погрузо-разгрузочных операций, заканчивая информационной поддержкой. Одной из причин развития мультимодальных цепей поставок служит увеличение объемов контейнерных перевозок до 80% от общего числа транспортируемых грузов, что обусловлено рядом факторов, включая удобство обработки, высокую сохранность грузов, а также возрастающие требования к экологичности перевозок и т.д. [2]

Преимущества немецкой логистики обусловлены тем, что создана прочная сеть мультимодальных транспортно-распределительных центров, охватывающих всю территорию Германии, оказывающих многопрофильные услуги. Это позволяет немецкой логистике оставаться ведущей в Европе, занимая примерно 23% от общего объема оказываемых услуг европейской логистики в денежном эквиваленте [3].

На данный момент в России существует несколько региональных мультимодальных комплексов, однако говорить о формировании логистической сети еще рано. Эти центры располагаются преимущественно в крупных городах: Санкт-Петербург, Москва, Казань, Ростов-на-Дону, Новосибирск, Екатеринбург, Владивосток, а объем оказываемых услуг пока не сравнится с немецкими комплексами.

В данном исследовании проведено сравнение услуг, оказываемых отечественными и зарубежными логистическими комплексами, и показателей их работы с целью выявления возможностей улучшения работы российских логистических центров.

Библиографический список:

1. Rebitzer D. W. The European Logistics Market [Текст] / Rebitzer D. W. // Europe Real Estate Yearbook. – 2007.
2. Иванов Д. Тенденции развития логистики в Германии: практика, наука, образование [Текст] / Д. Иванов // Логистика. – 2012. – №4. – с.32-34.
3. Klaus P. TOP 100 in European Transport and Logistics Services [Текст]/Klaus P., Kille C., Schwemmer M. – DVV Media Group. Hamburg – 2011.

УДК 621.793: 536.24

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ НАГРЕВА ПОВЕРХНОСТИ ИЗДЕЛИЯ В ПРОЦЕССЕ НАНЕСЕНИЯ ПЛАЗМЕННЫХ ПОКРЫТИЙ

Гиорбелидзе М. Г., Богданович В. И.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

Создание перспективных авиационных газотурбинных двигателей и ракетных двигателей с более совершенными техническими характеристиками тесно связано с увеличением температуры газового потока, в результате чего к деталям горячего тракта турбины и камеры сгорания, сопла ракетных двигателей предъявляют всё более высокие требования. С учетом того, что потенциал современных жаропрочных материалов практически исчерпан, одним из самых эффективных способов снижения температурных нагрузок на поверхность конструкционного материала является применение специальных покрытий, обладающих высокими показателями по термостойкости, эрозионностойкости, жаростойкости и обеспечивающих эффективную защиту поверхности деталей от межкристаллитной высокотемпературной коррозии. Благодаря возможности сочетания высоких значений физико-механических и эксплуатационных свойств при формировании мезоупорядоченной структуры наиболее перспективными являются плазменные теплозащитные покрытия. Однако, в процессе нанесения таких покрытий поверхность конструкционного материала может подвергаться существенным тепловым воздействиям, в результате актуальным является вопрос распределения температур в системе покрытие – основа [1-10]. Анализ литературных источников свидетельствует об отсутствии математических моделей нагрева поверхности, учитывающих потери тепла на нагрев нижних слоёв покрытия, что очень важно при решении задач с быстро перемещающимися источниками тепла.

Используя методы математической физики, получено аналитическое решение задачи распределения температуры в системе покрытие – основа для различных тепловых источников в виде интегрального уравнения Вольтерры 2 рода [5-6]. На основе разработанной математической модели предложена методика расчёта теплонапряжённости в изделиях типа пластин в процессе нанесения и наращивания плазменных покрытий. Проведены экспериментальные исследования распределения температуры для системы покрытие – основа в зависимости от технологических параметров при разной продолжительности процесса напыления на образцы с зачеканенной хромель-алюмелевой термопарой. Результаты сравнения аналитических и экспериментальных данных подтверждают применимость и адекватность разработанной математической модели расчёта нагрева поверхности при плазменном напылении. Незначительные расхождения расчётных данных с экспериментальными связаны с инертностью термопарного датчика. Из анализа полученных данных определен дополнительный параметр, позволяющий регулировать нагрев порошкового материала при формировании покрытия.

Библиографический список

1. Барвинок, В.А. Плазма в технологии, надежность, ресурс [текст] / В.А. Барвинок. – М.: Наука и технологии, 2005. – 456 с.
2. Кудинов, В.В. Нанесение плазмой тугоплавких покрытий [текст] / В.В. Кудинов, В.М. Иванов. – М.: Машиностроение, 1981. – 192 с.

3. Barvinok, V.A. Nonstationary problem of heat conduction with arbitrary moving boundary [текст] / V.A. Barvinok, V.I. Bogdanovich // Power engineering New York. – 1982. – Vol. 20. – Issue 6. – P. 101 – 108.
4. Barvinok, V.A. On the heat conduction of two associated bodies with moving boundary [текст] / V.A. Barvinok., V.I. Bogdanovich // Power engineering New York. – 1982. – Vol. 20. – Issue 2. – P. 160 – 166.
5. Bogdanovich, V.I. Mathematical simulation of surface heating during plasma spraying [текст] / V.I. Bogdanovich, M.G. Giorbelidze // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2017. – Vol. 177. – article number 012057
6. Богданович, В.И. Математическое моделирование нагрева поверхности при плазменном напылении [текст] / В.И. Богданович., Е.В. Еськина, М.Г. Гиорбелидзе, К.В. Небога, Е.А. Зотов // Международный журнал «Проблемы машиностроения и автоматизации» – 2016. – №2. – С. 22-31.
7. Zhang, T. Computer modelling of the influence of process parameters on the heating and acceleration of particles during plasma spraying [текст] / T. Zhang, D.T. Gawne, B. Liu // Surface and Coatings Technology. – 2000. – Vol. 132, Issue 2. – P. 233 – 243.
8. Isakaev, E.K. Investigation of heating and acceleration of particles in plasma spraying [текст] / E.K. Isakaev, V.B. Mordynskii, A.S. Tyuftyaev, V.N. Senchenko, V.F. Chinnov, V.V. Shcherbakov // Welding International. – 2013. – Vol. 27, Issue 4. – P. 304 – 310.
9. Joshi, S.V. Plasma spraying of Wc-Co part I. Theoretical investigation of particle heating and acceleration during spraying [текст] / S.V. Joshi // Journal of Thermal Spray Technology. – 1993. – Vol. 2. – P. 127 – 131.
10. Doltsinis, I.St. Numerical analysis of plasma-sprayed ceramic coatings for high-temperature applications [текст] / I.St. Doltsinis, K.-U. Haller, R. Handel // Structural Engineering and Mechanics. – 1996. – Vol. 4. – Issue 6. – P. 679 – 702.

УДК 629.7.08

СОЗДАНИЕ АВИАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКОГО ЦЕНТРА КАК ФАКТОР ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ФИНАНСОВО-ХОЗЯЙСТВЕННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ АВИАКОМПАНИИ

Гладченко Е. А., Немчинов О. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

Особенностью современной структуры парка коммерческих воздушных судов авиакомпаний Российской Федерации является переход на иностранную авиатехнику, как следствие обновление парадигмы линейного и базового обслуживания. В зависимости от количества и типов самолётов формируется спрос на агрегаты, комплектующие, материалы, запчасти, а также на различные виды наземных работ. Центры технического обслуживания и ремонта являются организациями нового типа, предназначенными не только для обеспечения безопасности полёта, но и, что немаловажно, рентабельной эксплуатации парка воздушных судов на основе реализации эффективных программ по обслуживанию и ремонту. На территории Российской Федерации все типы периодического обслуживания (в том числе и D-Check) выполняют только Холдинг Инжиниринг в Толмачёво (г. Новосибирск) и Авиационный Технических Центр (АТЦ) «Уральских авиалиний» на своей базе в Кольцово (г. Екатеринбург) [1].

Объектом исследования является АТЦ авиакомпании «Уральские авиалинии». В рамках исследования проанализированы графики проведения и различия между Transit-, Weekly-, А-, С-, D-Check. Для обеспечения регулярности полётов, поддержания исправного состояния парка воздушных судов, а также сокращения времени простоя самолётов на земле авиакомпании необходимо уделять особое внимание организации процесса снабжения комплектующими изделиями авиационной техники [2]. В рамках исследования проведено разделение комплектующих для проведения технического обслуживания на три группы: детали, поставляемые от сторонних провайдеров; комплектующие, поставляемые из пулов; материалы, обеспечиваемые функционированием собственного АТЦ (самостоятельный ремонт изношенных деталей) [3]. Учитывая периодичность обслуживания авиационной техники авиакомпании в соответствии с различными формами составлен график расхода потребных материалов. В соответствии с этим разработан план и график поставок деталей, путем их разбиения по срокам расходования, весогабаритным характеристикам и пунктам доставки (или транзитным пунктам перевалки).

Данные мероприятия позволят авиакомпании обеспечить организацию эффективного материально-технического обеспечения работы АТЦ, равномерно распределить финансовую нагрузку на обеспечение функционирования АТЦ в течение года.

Библиографический список

1. Цикович, А.А. Анализ состояния и тенденций развития центров технического обслуживания и ремонта воздушных судов [Текст] / А.А. Цикович, Ю.М. Чинюсин, Н.Н. Смирнов, И.А. Файнбург. – Научный вестник МГТУ ГА, 2012. – №178.
2. Жильцов, П.Д. Стратегии обеспечения авиакомпаний съёмными компонентами воздушных судов [Текст] / П.Д. Жильцов, В.С. Кирдюшкин, Н.С. Никитин. – Научный вестник МГТУ ГА, 2012. – №178.
3. Поддубный, И.В. Современное представление о структурах в системах технического обслуживания и ремонта гражданской авиации России [Текст] / И.В. Поддубный. – Вестник ЮУрГУ. Серия «Экономика и менеджмент», 2015. – №3.

УДК 338.27, 656.073

МОДЕЛЬ ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ МЕЖРЕГИОНАЛЬНОЙ ИНТЕГРАЦИИ НА ЭКОНОМИЧЕСКИЕ И ТРАНСПОРТНЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ (НА ПРИМЕРЕ ТРАНСПОРТНО-ЛОГИСТИЧЕСКОЙ РЕГИОНАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ПРИВОЛЖСКОГО ФЕДЕРАЛЬНОГО ОКРУГА

Глушенкова Е. В., Немчинов О. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

Деятельность транспорта напрямую влияет на функционирование таких показателей, как экономический рост, эффективность национальной экономики, устойчивость развития отраслевых и территориальных комплексов, внешнеэкономической деятельности. Совершенствование транспортной системы России напрямую зависит от развития её субъектов. В данной работе рассматривается один из крупнейших субъектов страны – Приволжский федеральный округ.

Наиболее развитым промышленным регионом Российской Федерации, реализующим стратегию инновационного развития, является Самарская область, входящая в состав Приволжского федерального округа. Транспортный узел Самарской области является одним из крупнейших в России и обладает высоким логистическим потенциалом в направлении потоков транспорта между странами Европейского Союза и Азиатско-Тихоокеанского региона [1].

Самарская область и граничащие с ней регионы тесно связаны между собой как торгово-экономическими и распределительными каналами, так и наличием общих элементов транспортной инфраструктуры. Поэтому в качестве объекта исследования рассматривается взаимодействие Самарской области с соседствующими с ней регионами, формирующее экономическую систему Самарской, Оренбургской, Саратовской, Ульяновской областей и Республики Татарстан – СТОСУ.

В работе выделены социально-экономические, инфраструктурные группы факторов и группы факторов, касающиеся показателей транспортной работы автомобильного, железнодорожного и внутреннего водного видов транспорта. По результатам анализа и определения корреляционной зависимости значений данных показателей между собой за период с 2004 по 2015 гг., определены функциональные зависимости данных показателей в каждом из регионов, входящих в систему СТОСУ.

Учитывая интеграцию областей, находящихся в системе, при расчёте каждого из показателей общей экономической системы СТОСУ значение величин результативности работы экономики каждого из регионов суммируется со значением синергетического эффекта от межкооперационного взаимодействия экономик соседних областей. Благодаря полученным функциональным зависимостям проведено имитационное моделирование с помощью программного комплекса AnyLogic. Данная модель позволит регулировать оптимальную работоспособность транспортной системы не только отдельного региона, но и округа или страны в целом. Таким образом, повышение объёма товародвижения, увеличение темпов роста грузовых перевозок, а, следовательно, и улучшение социально-экономических показателей страны зависит непосредственно от развития региональных транспортно-логистических систем.

Библиографический список

1. Постановление Правительства Самарской области от 23 сентября 2010 г. № 422 (с изменениями на 30 декабря 2011 года) «О концепции развития региональной транспортно-логистической системы Самарской области на 2011-2015 годы».

УДК 658.562 (075)

ВЫБОР ПОКАЗАТЕЛЕЙ И КОМПЛЕКСНАЯ ОЦЕНКА КАЧЕСТВА МУЛЬТИМОДАЛЬНЫХ ПЕРЕВОЗОК

Голубева И. А., Наумов Л. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Многие транспортные процессы невозможно осуществить одним видом транспорта, тогда прибегают к услугам компаний, занимающихся мультимодальными перевозками [1]. Направление Китай - Россия является одним из популярных для осуществления мультимодальных перевозок. Организация перевозок и повышение их эффективности и качества является актуальной задачей, для решения которой необходим квалиметрический подход [2]. Необходимо выявить и оценить показатели качества транспортных процессов, к которым относятся: сроки доставки; сохранность груза; доставка груза «от двери до двери»; надежность перевозок; удобство по приему и сдаче грузов; гибкость обслуживания; наличие необходимой тары; защита окружающей среды; возможность получения достоверной информации об условиях перевозки; безопасность перевозок; возможность таможенной очистки; наличие дополнительных услуг и др.

Среди множества показателей качества важными являются надежность и безопасность транспортировки, сроки доставки, доставка груза «от двери до двери», приемлемая стоимость услуг, сохранность груза при доставке. Показатели качества рассматривают по разнообразным признакам, при этом различают единичные, комплексные, интегральные. К оценочным показателям относятся функциональные, ресурсосберегающие, природоохранные.

Применение дифференциального метода оценки качества, основанного на использовании единичных показателей исследуемого процесса и базовых показателей в большинстве случаев не дает однозначного результата. Такая ситуация возникает при оценке вариантов перевозки Китай (Гуанчжоу) – Россия (Самара):

- 1) Гуанчжоу – море – Владивосток – авто – Самара;
- 2) Гуанчжоу – море – Владивосток – ж/д – Самара;
- 3) Гуанчжоу – авиа – Москва – авто – Самара.

Устранить эту неопределенность призван метод определения комплексного показателя способом суммирования единичных показателей с учетом весовых коэффициентов, которые определяются экспертным методом [3].

Формирование и выбор оптимальных вариантов транспортировки грузов осуществляют специалисты по логистике, применение методов оценки качества позволяет повысить эффективность принятых решений и конкурентность предоставляемых услуг.

Библиографический список

1. Никифоров В. С. Мультимодальные перевозки и транспортная логистика [Текст]: учебн. пособие/ В. С. Никифоров. – М.: Транс. Лит., 2007. – 272 с.
2. Чекмарев А. Н. Квалиметрия и управление качеством. ч.1 [Текст]: учеб. пособие. – Самара: изд. Самарский гос. Аэрокосм. ун-та, 2010. - 172 с.
3. Азгальдов Г. Г. Практическая квалиметрия в системе качества: ошибки и заблуждения // Методы менеджмента качества. – 2001. - № 3.

УДК 658.562 (075)

УПРАВЛЕНИЕ КАЧЕСТВОМ МУЛЬТИМОДАЛЬНЫХ ПЕРЕВОЗОК НА ОСНОВЕ ПРИМЕНЕНИЯ СТАТИСТИЧЕСКИХ МЕТОДОВ

Голубева И. А., Наумов Л. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

В настоящее время мультимодальные перевозки являются прогрессивным способом транспортировки грузов с использованием различных видов транспорта: наземного, морского, воздушного. Взаимоотношения транспортных организаций при осуществлении мультимодальных перевозок определяется соглашениями, в которых предусматривается осуществление необходимых для доставки грузов операций, таких как на погрузка и выгрузка, хранение груза, получение документов для импорта – экспорта, проверки количества и состояния груза, его упаковки и т.д. [1] При осуществлении международных торговых операций необходимо, чтобы упаковка и маркировка товаров соответствовала правилам страны назначения. Упаковочные материалы различаются по назначению и стоимости и могут быть представлены разными видами: деревянные короба, паллеты, пластиковые контейнеры, мешки, обрешетка, полиэтиленовые рулоны и др.

Современная экономика, возрастающая конкуренция, заставляет наряду с улучшением качества продукции и услуг повышать эффективность деятельности. Для этого необходимо проводить оценку качества и оценку затрат на качество [2,3]. Для этого применяются инструменты качества: контрольные листы, анализ Парето, метод функционально-стоимостного анализа, оценка рисков проводится с использованием метода анализа видов и последствий потенциальных дефектов [4].

Анализ расчетов различных вариантов доставки грузов из Китая в Россию показал значительное различие по стоимости и срокам доставки. Анализировались следующие варианты транспортных процессов:

1. морской – автомобильный транспорт;
2. морской – железнодорожный транспорт;
3. воздушный – автомобильный транспорт.

Оптимальным по стоимости и сроку доставки является первый вариант, наиболее экономичным, но более длительным – второй вариант. Самым дорогостоящим и быстрым является третий вариант.

Применение инструментов качества позволит повысить эффективность транспортных процессов и предоставить заказчику оптимальный вариант транспортировки грузов.

Библиографический список

1. Милославская С. В. Мультимодальные и интермодальные перевозки [Текст]: учебн. пособие / С. В. Милославская, К. И. Плужников. – М.: Росконсульт, 2001. – 368.
2. Азгальдов Г. Г. Практическая квалиметрия в системе качества: ошибки и заблуждения // Методы менеджмента качества. – 2001. - № 3.
3. Аристов О. В. Экономика управления качеством [Текст]: учебн. пособие. – М.: Изд-во МНЭПУ, 2001. – 90.
4. ГОСТ Р 51814.2 – 2001. Метод анализа видов и последствий потенциальных дефектов.

УДК 004.942:656.71

ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОИЗВОДСТВЕННОГО ПРОЦЕССА УЗЛОВОГО АЭРОПОРТА С УЧЕТОМ ЧИСЛЕННОСТИ И ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ ЕГО РЕСУРСОВ

Гужа Е. Д., Романенко В. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

Узловой аэропорт (хаб) - основной компонент системы трансферных авиаперевозок, формируемой хабообразующей авиакомпанией с целью повышения прибыли за счет привлечения трансферных пассажиров. Важным условием привлекательности трансферной перевозки для пассажиров является сбалансированное время их пребывания в хабе, исключая длительное ожидание, но достаточное для гарантированной пересадки на стыковочные рейсы. Для обеспечения комфортного времени пребывания пассажиров процессу прибытия-отправления рейсов придается характер последовательности волн. Каждая волна начинается массовым прибытием рейсов в хаб, за которым следуют пересадки трансферных пассажиров на стыковочные рейсы. Завершается волна таким же массовым отправлением рейсов из хаба. В пределах каждой волны моменты времени прибытия и отправления рейсов следует при формировании расписания установить так, чтобы минимизировать убытки хабообразующей авиакомпании, вызванные возможными отказами от трансферной перевозки тех потенциальных пассажиров, которые сочтут время пребывания в хабе некомфортным. При разработке расписания необходимо учитывать ограничения по пропускной способности аэродрома и производственных комплексов хаба, влияющие на продолжительность наземного обслуживания воздушного судна (ВС), пассажиров, багажа, и не позволяющие произвольным образом устанавливать моменты времени прилета и вылета.

Задача оптимизации параметров расписания узлового аэропорта по критерию минимума убытков, возникающих из-за оттока потенциальных трансферных пассажиров, решена в [1] на основе упрощенного технологического графика наземного обслуживания ВС и при игнорировании зависимости пропускной способности производственных комплексов хаба от численности и производительности их технологических ресурсов. В данной работе задача поиска оптимальных параметров расписания в течение выбранной волны прибытий-отправлений в хабе рассматривается с учетом численности и производительности его ресурсов, осуществляющих обслуживание ВС, пассажиров и багажа согласно технологическому графику, близкому к используемым в аэропортовой практике. Примеры решения указанной задачи в специальной литературе не встречаются.

В модельном примере рассмотрена волна прибытий-отправлений, формируемая 10 ВС различной вместимости. В качестве исходных данных принимаются значения начального и потенциального трансферного пассажиропотоков по авиасвязям, величины прибыли, которую предполагается получить в результате осуществления перевозки пассажиров и багажа, характеристики наземных операций обслуживания ВС. На основе реального технологического графика наземного обслуживания ВС в аэропорту перед вылетом получен модельный график, учитывающий основные операции, влияющие на время вылета ВС (рис. 1).

В результате решения оптимизационной задачи получено расписание прибытий и отправления ВС. Оптимизация расписания позволила в целом сохранить потенциальный трансферный пассажиропоток. Полученное суммарное действительное

число трансферных пассажиров, принёсших доходы авиакомпании в течение волны, всего на 19-20% меньше их потенциального числа.

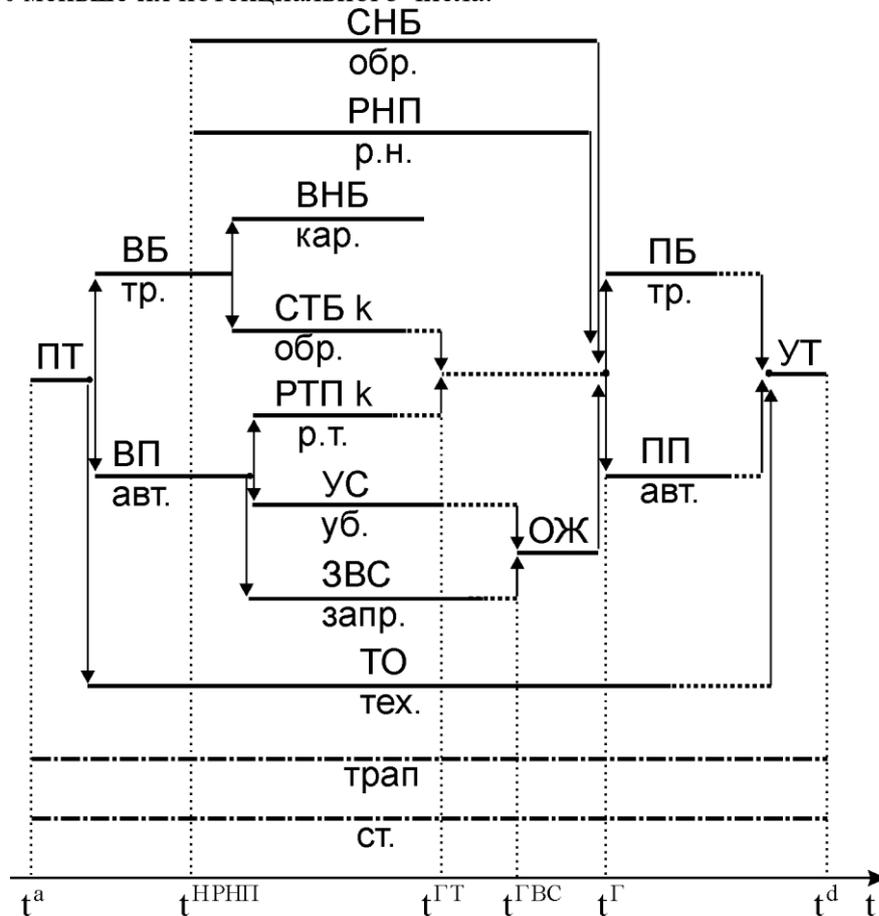


Рис. 1 Модельный график наземного обслуживания ВС

С целью оценки эффекта от оптимизации, был произведен расчёт величины критерия оптимизации для исходных данных, имитирующих расписание не узлового аэропорта. Предполагалось, что рассмотренные ВС прибывают в аэропорт в порядке возрастания номеров через каждые 5 мин., находятся в нем в течение времени не меньшего, чем время достаточное для их обслуживания, а затем в той же последовательности через каждые 5 мин. вылетают из аэропорта. В этом случае значение целевой функции оказалось на 60% ниже оптимального. Таким образом, хабообразующая авиакомпания имеет возможность существенно повысить доходы только за счет оптимизации расписания без каких бы то ни было финансовых затрат.

Представленные результаты подтверждают правомерность постановки и работоспособность предложенного алгоритма решения задачи оптимизации параметров расписания узлового аэропорта.

Библиографический список

1. Romanenko V. A. Optimization of transfer air transportation system parameters considering fuzzy and stochastic uncertainties. Automation and Remote Control. 2015. Vol.76. No.8. Pp. 1500-1514.

УДК 531.7.08

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ СТЕНД ДЛЯ ОТРАБОТКИ МЕТОДА КОНТРОЛЯ РАБОЧЕГО СОСТОЯНИЯ ЗУБЧАТЫХ КОЛЕС

Данилин А. И., Неверов В. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Зубчатые передачи широко используют в механическом оборудовании для преобразования параметров вращательного движения. Отказы механического оборудования из-за износа или разрушения зубчатых колес приводят к наиболее длительным простоям и требуют больших затрат для восстановления работоспособности.

В настоящее время диагностика дефектов, износа и целостности зубчатых колес производится в основном в статическом состоянии. Поэтому проблема диагностики технического состояния зубчатых колес во время их работы, в эксплуатационном режиме, сейчас весьма актуальна.

В настоящем экспериментальном устройстве используется бесконтактный радиоволновой метод контроля рабочего состояния зубчатого колеса, основанного на обработке в реальном времени сигналов, полученных после детектирования отражённого от зубцов колеса зондирующего СВЧ излучения. Параметры информационных сигналов сравниваются с эталонными сигналами, полученными в начале эксплуатации зубчатого колеса. Данный метод позволяет получать информацию непосредственно о степени изношенности каждого конкретного зубца и появлении в нем дефектов и проводить анализ состояния зубчатого колеса в динамике. Параметры зондирующего сигнала определяются геометрическими размерами зубцов и технологической конфигурацией зоны контроля. Излучение СВЧ диапазона может существовать в масляной среде, которая присутствует, например, в редукторных механизмах. К достоинствам данного метода можно отнести отсутствие большого количества датчиков и необходимости их точной юстировки. Так же отсутствует необходимость в частом техническом обслуживании датчика, работающего в достаточно агрессивных условиях.

Выделяются следующие варианты разрушения зубьев: поломка зубьев, выкрашивание зубьев, повреждения торцов зубьев, абразивный износ, появление дефектов в виде трещин, отслаивание или глубинное контактное разрушение материала. В процессе диагностики из преобразованного в электрический сигнал отражённого зондирующего потока выделяется несколько информационных параметров. Из всех вышеуказанных видов разрушений с помощью предлагаемого способа нельзя диагностировать только появление трещин зубцов, если они расположены не на исследуемой поверхности, то есть глубинное контактное разрушение материала.

Результаты экспериментальных исследований показали, что принятый отражённый сигнал после детектирования имеет форму квази-колоколообразного импульса. Информационные параметры, выделяемые из сигнала, на основании которых происходит оценка степени износа зубчатого колеса с помощью экспериментального устройства, следующие: амплитуда сигнала, нормированные длительности фронтов сигнала, нормированная длительность сигнала, отсутствие сигнала.

Каждый из видов износа оказывает влияние на определённый информационный параметр, выделяемый из отражённого потока. Так отсутствие сигнала указывает на поломку зуба. Выкрашивание зубьев влияет на следующие информационные

параметры: амплитуда сигнала; нормированная длительность сигнала. Абразивный износ зубьев предопределяет такие информационные параметры как: нормированная длительность сигнала; амплитуда сигнала; нормированная длительность фронтов сигнала. Таким образом, каждый из видов износа зубцов контролируемого колеса влияет на несколько измеряемых информационных параметров.

Суть метода измерения заключается в том, что износ зубца изменяет его геометрические параметры, которые в свою очередь влияют на ту или иную информационную часть отражённого от исследуемого объекта зондирующего СВЧ сигнала, попадающего на приемо-передающий торец волновода. Изменяющиеся в процессе износа геометрические параметры исследуемого объекта влияют также и на форму информационного сигнала, выделяемого из отражённого зондирующего потока, принятого волноводным датчиком.

Структурная схема экспериментального устройства для измерения информационных параметров изображена на рисунке 1. Сигнал, отраженный от поверхности зубцов, принимается антенно-фидерным устройством (АФУ), через циркулятор канализируется в амплитудный детектор. Уже продетектированный сигнал попадает в активный фильтр, где происходит его усиление и отделение высокочастотного шума. Далее сигнал попадает в устройство, фиксирующее максимальное значение импульса. С помощью АЦП это значение считывается и запоминается в памяти микроконтроллера (МК). Также из приемной части сигнал попадает в компараторы 1 и 2, которые выступают в роли формирователей прямоугольных импульсов. Длительности импульсов, а так же длительности фронтов импульсов вычисляются в МК с помощью сформированных импульсов. При прохождении оборотной метки через зону видимости оборотного датчика, в последнем формируется сигнал, который поступает с оборотного датчика на компаратор 3, выступающий так же в роли формирователя прямоугольных импульсов, опираясь на которые определяется период оборота зубчатого колеса. Длительность периода вращения зубчатого колеса служит для нормировки длительности информационного сигнала и длительностей его фронтов и кроме этого импульсный сигнал оборотного датчика позволяет осуществить номерную идентификацию зубцов.



Рис. 1. Структурная схема экспериментального устройства

Предлагаемое устройство определения рабочего состояния зубчатых колёс энергонагруженных редукторных систем позволяет проводить анализ состояния зубчатых колёс в эксплуатации в любых динамических режимах. В конечном итоге оно позволяет более точно оценить их текущее рабочее состояние, уменьшить количество препарирований механизма, сгенерировать сигнал предаварийного состояния редукторной системы и тем самым значительно уменьшить вероятность отказа сложной и ответственной механической системы, обеспечить эксплуатацию зубчатых колёс по их реальному техническому состоянию.

УДК 629.79

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КАРКАСОВ ПРИСПОСОБЛЕНИЙ ДЛЯ УЗЛОВОЙ И АГРЕГАТНОЙ СБОРКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, АССОЦИИРОВАННЫХ К СОБИРАЕМОМУ ИЗДЕЛИЮ

Дергунов Р. И., Звягинцев В. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Проектирование сборочного приспособлений (СП) на этапе подготовки производства летательных аппаратов – процесс трудоемкий, зависящий от конструктивной сложности объекта сборки, требований, определяемых большим объемом технологических ограничений, таких как доступ в зону сборки, точность сборки, возможность и направления выемки собранного изделия. Кроме того, на него влияет форма сечения элементов, формирующих каркас: труба, швеллер и т.п. Все это, вместе с ограниченными сроками запуска изделия, делает задачу разработки конструкций СП весьма сложной и трудоемкой.

Широкое внедрение в практику современного производства программных средств разработки в значительной мере сократило цикл подготовки производства ЛА, но практически не изменило труд проектировщика при решении сложнейших задач увязки и создания СП. При этом задача разработки методик проектирования, направленных на автоматизацию процесса построения основных элементов конструкции СП, таких как каркасы, стала одной из актуальных и до настоящего времени не нашла своего эффективного решения [1]. При проектировании большинства специализированных приспособлений каркас является решающим компонентом, поскольку именно он формирует облик приспособления и его эксплуатационные характеристики. Он служит несущей конструкцией, удерживающей в пространстве не только собираемый объект, но и систему фиксаторов, ориентирующих подлежащие соединению детали в пространстве.

Известно, что каркас специальных и специализированных приспособлений представляет собой, как правило, рамную или балочную конструкцию [2,3], внутри которой располагаются фиксаторы СП и собираемый объект, с элементами, базируемыми на этих фиксаторах. Эта особенность была использована при разработке методики проектирования таких каркасов. Суть методики заключается в том, что габаритные параметры собираемого изделия определяют конструкцию каркаса, который, в этом случае, фактически ассоциативно привязан к собираемому объекту. Ее особенности показаны на примере создания каркаса приспособления для сборки плоских узлов ЛА. Для этого в системе координат, принятой в графической среде, размещается объект сборки, например, шпангоут. Затем на вспомогательную плоскость проецируются характерные точки этой конструкции. Ими являются точки элементов собираемого изделия, наиболее удаленные от его основных конструктивных осей. По точкам строятся конструктивные элементы с принятым, в первом приближении, определенным типом профиля сечения каркаса. Такой подход, в отличие от известных методик [4,5], когда шаблоном формирования каркаса является исходная рама, параметрически изменяющая свои габариты, позволяет создать конструкцию СП, наиболее точно описывающую геометрию изделия, а, следовательно, наиболее полно удовлетворяющую требованию минимальной металлоемкости и эргономики. Соединение точек осуществляется программным образом без участия пользователя. Таким образом, строятся несущие элементы СП, то есть каркас. Его моделирование выполняется значительно быстрее при использовании данной методики. Управляя

положением точек в выбранной плоскости, разработчику остается только изменять его параметры с учетом конструктивного замысла или переместить плоскость расположения, сохраняя при этом творческое участие в процессе разработки конструкции.

Однако, все это возможно при наличии программного обеспечения, способного решать такие задачи. Современные графические системы, как правило, не ориентируются на решении частных задач, но вместе с тем предоставляют возможность формирования модулей, решающих указанные задачи. Такой модуль был создан с помощью NXOpen API на языке C++ в системе Siemens PLM NX. Для этого внесены изменения в интерфейс графического редактора, обеспечивающие доступ к модулю формирования шаблона построения каркаса СП, для которого разработан графический интерфейс. Фрагмент добавленной панели инструментов показан на рисунке 1.

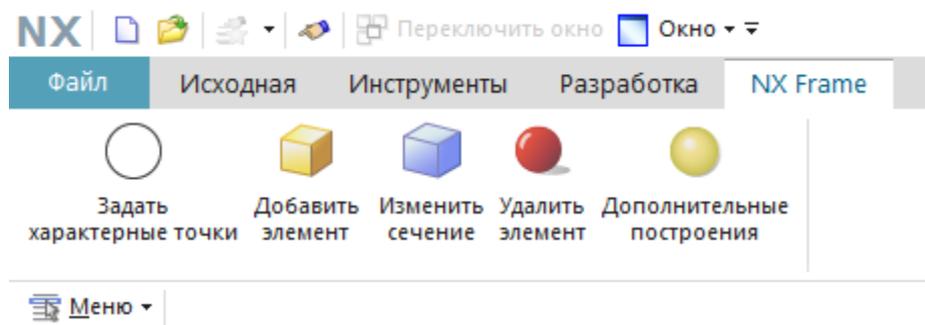


Рис. 2. Фрагмент панели инструментов

В результате программа позволяет моделировать каркас СП, ассоциативно связанный с собираемым изделием, на базе заданного сечения профиля, определяющего его конструкцию. При этом возможно параметрическое перестроение геометрии каркаса СП, обеспечивающее расположение фиксирующих элементов конструкции, оптимальным образом выполняющих функцию ориентации и удержания в пространстве деталей собираемого изделия. Это дает возможность не перестраивать конструкцию, а анализировать степень ее соответствия задачам сборки изделия и принимать решение о запуске в производство. Кроме того, при смене объекта сборки, такие конструкции легко адаптируются к новому изделию данного типа.

Библиографический список

1. Быков В. П. Методическое обеспечение САПР в машиностроении [Текст]. – М.: Машиностроение, Ленингр. отд-ние. – 1989. -255с.
2. Бойцов В.В. Нормализованные приспособления для сборки агрегатов самолета [Текст]. – М.: Оборонгиз, 1955. - 233 с.
3. Григорьев В.П., Ганиханов Ш.Ф. Приспособления для сборки узлов и агрегатов самолетов и вертолетов [Текст]. – М.: Машиностроение, 1977. - 140с.
4. М.В. Лаврентьева, Х.В. Чьен. Автоматизированное проектирование электронных макетов элементов сборочной оснастки посредством программного модуля Nx/Open api [Текст]: V Всероссийская конференция «Современные наукоемкие инновационные технологии». –2013. –22 ноября.
5. Чимитов П. Е., Разработка модулей расширения функционала сапр Siemens Nx с использованием NXOpen API [Электронный ресурс]: <https://www.youtube.com/watch?v=FxA7E03pczc>.

УДК 656.7.025, 338.47

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ КОНЦЕПЦИИ LOW-COST КАК ФАКТОРА ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОИЗВОДСТВЕННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ПРЕДПРИЯТИЙ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Евстифорова Д. В., Немчинов О. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В настоящее время, во исполнение федеральных и региональных Постановлений производится модернизация аэропортовой инфраструктуры: строительство новых современных терминальных комплексов, реконструкция взлетно-посадочных полос, аэродромного оборудования, закупаются новые технические средства, производится обновление всей сопутствующей инфраструктуры.

После ввода в эксплуатацию нового пассажирского терминала часто встает вопрос о дальнейшей судьбе старого терминала. Данный вопрос остро стоит перед рядом крупных международных аэропортов, среди которых аэропорт города Самара – «Курумоч».

Бизнес-модель low-cost авиакомпаний обуславливает специфические требования к инфраструктуре как аэропорта в целом, так и пассажирского терминала в частности. Существенные отличия этих требований от требований традиционных авиакомпаний состоят в следующем:

1) Минимальные требования к комфорту пассажиров, если это влияет на себестоимость рейса. Аэропорт сокращает свои издержки за счет меньшего количества необходимых ресурсов на единицу пассажиропотока.

2) Минимальные требования к технологической оснащенности аэропорта, что позволяет аэропорту экономить на инвестициях в оборудование и программное обеспечение.

3) Минимальные требования к транспортной доступности аэропорта, позволяют аэропорту экономить за счет более низкой стоимости земельного участка и рабочей силы.

4) Минимальные требования к персоналу, обслуживающему пассажиров, кроме необходимых профессиональных компетенций, нет жестких стандартов внешнего вида, общения с пассажирами, работы с пассажирами в непредвиденных ситуациях. Соответственно аэропорт получает возможность привлечь менее квалифицированный персонал, использовать более быстрое обслуживание пассажиров.

5) Унифицированный флот low-cost авиаперевозчиков. Благодаря этому фактору у аэропорта нет необходимости содержать в штате персонал, обученный и сертифицированный для разнообразных типов воздушных судов (ВС), а также специализированную технику и средства наземного обслуживания для разных типов ВС.

При этом обслуживание low-cost авиаперевозчиков по более низким тарифам не приводит автоматически к снижению рентабельности аэропорта. За счет унификации обслуживания и пониженных требований к сервису аэропорт может предоставлять менее затратные услуги, обеспечивая более низкую удельную себестоимость обслуживания.

Перечисленные выше требования реализуемы в отечественных условиях, например, традиционные авиакомпании могут эксплуатировать унифицированный парк ВС, что позволит снизить издержки по техническому обслуживанию, также

существующие авиакомпании могут привлекать молодых специалистов, что позволит снизить постоянные расходы авиакомпании.

Главным средством сокращения издержек на обслуживание low-cost авиаперевозок является повышение производительности труда основного производственного персонала, занятого в пассажирском и перронном обслуживании, авиационной безопасности. Кроме того, экономический эффект применения концепции low-cost зависит от выбора модели использования пассажирских терминалов для обслуживания перевозок [1]:

1. Обслуживание low-cost авиаперевозчиков в общем терминале с традиционными авиакомпаниями с полным сервисом. Поскольку обслуживание пассажиров осуществляется на одних и тех же площадях, то аэропорт получает минимальную разницу затрат на обслуживание пассажиров и ВС традиционных и low-cost перевозчиков – соответственно, не может предложить значительную разницу в тарифах.

2. Использование выделенной части терминала для обслуживания low-cost авиаперевозчиков. При этом в значительной мере используется инфраструктура существующего аэропорта, а сама выделенная посадочная галерея имеет конструкцию, аналогичную основному терминалу.

3. Использование в крупном аэропорту отдельного терминала для low-cost авиаперевозчиков. Возможны два варианта реализации этого подхода – использование для low-cost старого терминала после строительства нового или строительство нового специализированного терминала.

4. Специализированный low-cost аэропорт. Это наиболее эффективное решение с точки зрения соответствия бизнес-модели low-cost авиаперевозок. Такая модель позволяет в полной мере реализовать необходимые для low-cost авиаперевозчиков настройки и предложить минимальную стоимость обслуживания пассажиров.

Так как в России преобладает число международных аэропортов, то стоит отметить, что для развития рынка низкобюджетных авиаперевозчиков в РФ, наиболее приемлемы модель обслуживания пассажиров совместно с традиционными компаниями и модель использования в крупном аэропорту отдельного терминала для low-cost авиаперевозчиков. Поэтому для аэропорта «Курумоч» целесообразно будет привлечь low-cost авиакомпанию, целью которой будет использование старого пассажирского терминала, а так же получение дополнительной прибыли как для аэропорта, так и для самой авиакомпании.

Для дальнейшего развития аэропорта необходимо привлечь дополнительный пассажиропоток, например, из других региональных аэропортов Приволжского федерального округа или с других видов транспорта (в настоящий момент большинство людей выполняют поездки по территории ПФО, используя альтернативные виды транспорта и снижение стоимости на воздушные пассажирские перевозки, в перспективе, позволит привлечь граждан к использованию авиационного транспорта).

Таким образом, в аэропорт «Курумоч» будет доставляться дополнительный пассажиропоток, в том числе трансферный, совершающий пересадку с региональных и местных авиалиний на внутрироссийские и международные.

Обслуживание пассажиров низкобюджетной авиакомпании может производиться в старом пассажирском терминале. Тем самым аэропорт будет иметь возможность разделить потоки пассажиров разных авианаправлений и получить дополнительную прибыль от обслуживания возросшего пассажиропотока.

Библиографический список

1. Развитие рынка низкобюджетных авиаперевозок в Российской Федерации: Монография / А.В. Губенко, А.В. Корень. – М.: Студент, 2016.

УДК 51-74

ПОСТРОЕНИЕ ИСКУССТВЕННОЙ НЕЙРОННОЙ СЕТИ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ КОНТРОЛЯ ЭЛЕКТРОННЫХ ПЕЧАТНЫХ ПЛАТ

Епимахов Д. И., Зотин Н. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Электронные печатные платы (ЭП) ввиду своих высоких массогабаритных характеристик и высокой технологичности процесса их изготовления находят повсеместное применение в электронных и электрифицированных системах как элементы управления, вычисления и хранения данных. В связи с этим диагностика и контроль ЭП являются актуальными задачами, оперативное решение которых позволит своевременно и качественно провести техническое обслуживание систем, в состав которых входят ЭП. Наиболее распространённый способ диагностики и контроля ЭП – это определение параметров сигналов отклика с выходов платы в ответ на множество входных сигналов, которые были поданы на её входы. Указанный метод, не смотря на точность результатов диагностики, не всегда позволяет оперативно провести контроль ЭП при её штатном функционировании в составе системы. Это связано с тем, что при таком подходе в ряде случаев требуется демонтаж ЭП, который иногда является трудоёмкой операцией или запрещен регламентом технического обслуживания.

В связи с этим в работе предлагается использовать лишённый данного недостатка метод тепловизионной диагностики ЭП, суть которого заключена в построении и анализе термографической карты платы – зависимости температуры её точек от координат.

Ключевыми задачами, решение которых необходимо для проведения тепловизионной диагностики ЭП являются: разработка алгоритма классификации, который позволит отличить термографические карты исправных и неисправных ЭП; выбор тепловизора, который обладает приемлемыми техническими характеристиками для получения термографических карт, классификация которых возможна с применением разработанного алгоритма.

Учитывая многофакторность этих задач, для их решения в работе предлагается использовать искусственную нейронную сеть (ИНС), топология которой подобна топологии многослойного персептрона Розенблатта.

Входными данными ИНС являются масштабированные и центрированные значения измеренных температур точек ЭП. Выходными данными сети является число в диапазоне $[0;1]$, по величине которого можно судить об исправности ЭП. Для определения весовых коэффициентов синапсов сети было предложено использовать генетический алгоритм с перекрёстным обменом генов при скрещивании особей.

В заключение работы сказано о дальнейшем направлении исследования применения ИНС при решении задач термографического контроля ЭП: апробации сети, в процессе которой будет скорректирован алгоритм её обучения, а так же формирование обучающей выборки фрагментов термографических карт, обеспечивающей вычисление эффективных весов синапсов сети.

Библиографический список

1. Круглов, В.В. Искусственные нейронные сети. Теория и практика[Текст]/ В. В. Круглов, В. В. Борисов - М.: Наука, 2002. - 382 с.
2. Панченко, Т. В. Генетические алгоритмы [Текст]/ Т. В. Панченко, под ред. Ю. Ю. Тарасевича – М.: Наука, 2007. – 87с.

УДК 620.179.18+629.7.067.8

ДИСКРЕТНО-ФАЗОВЫЙ СВЧ-ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ ДЕФОРМАЦИОННОГО СОСТОЯНИЯ ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА

Жуков С. В., Данилин А. И.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Несущий винт является важнейшим узлом вертолётa. Он обеспечивает как подъемную силу, так и полетные качества вертолётa. Несущий винт в своем составе имеет втулку несущего винта, шарниры и лопасти. Именно от исправности этих деталей и механизмов зависит во многом работоспособность и целостность всего вертолётa.

Анализ научно-технической литературы показывает, что среди разнообразных методов и средств контроля и диагностики деформационного состояния лопастей несущего винта вертолётa, в настоящее время, наиболее перспективным является дискретно-фазовый метод, основанный на облучении зондирующим СВЧ-сигналом объекта исследования [1]. Суть метода заключается в облучении лопастей зондирующим СВЧ сигналом и последующем анализе отраженного сигнала. Анализ принятого отраженного от лопасти СВЧ-сигнала позволяет судить о целостности крепления лопасти и частоте вращения винта путем определения временных интервалов между соседними лопастями. По разности фаз между излученным и отраженным сигналами определяется расстояние до лопасти. На этом основании можно судить о целостности крепления лопасти и силового элемента лопасти – лонжерона. Кроме этого анализ сигнала позволяет выявить и контролировать скручивание путем измерения длительности отражённого сигнала. Приемо-передающий модуль устанавливается неподвижно в корпусе вертолётa на хвостовой балке. Схема расположения модуля представлена на рисунке 1.



Рис. 1. Схема расположения приемо-передающего модуля на хвостовой балке вертолётa

В работе [3] была предложена методика расчёта мощности отражённого зондирующего потока СВЧ-излучения от движущейся лопасти несущего винта вертолётa. Модель позволяет определить мощность отражённого сигнала в любой момент времени и его длительность на любом расстоянии от лопасти. При выводе аналитических уравнений лопасть представляется недеформированной плоской отражающей поверхностью прямоугольной формы. В результате получена пространственно-временная модель взаимодействия зондирующего СВЧ-сигнала с лопастью. Это позволяет определить требуемые характеристики для СВЧ-преобразователя, необходимые для получения достоверных данных о состоянии лопастей вертолётa.

Для изучения особенностей и возможностей предложенного метода [1,2], а также для проверки модели [3] был разработан и изготовлен экспериментальный стенд [4]. Экспериментальный стенд позволяет имитировать вращение лопастей и получать информационный сигнал, отраженный от движущейся лопасти, который характеризует

взаимодействие зондирующего потока с поверхностью лопасти, а также позволяет регистрировать временное представление полученных электрических сигналов. На стенде предусмотрена установка двух бесконтактных преобразователей с возможностью регулировки расстояния до объекта контроля (высоты их расположения). В качестве объекта контроля на стенде установлена модель лопасти воздушного винта, выполненная в виде плоской металлической пластины. Для проведения измерений при различных частотах вращения ротора в блоке управления электродвигателем предусмотрено формирование трех фиксированных скоростей. На рисунке 2 представлен экспериментальный стенд.

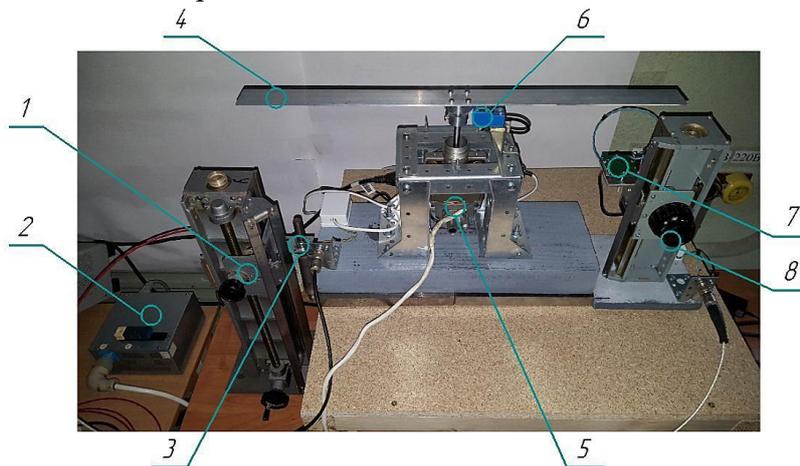


Рис. 2. Экспериментальный стенд для бесконтактного контроля целостности лопастей вертолёта: 1 – первый установочный механизм, 2 – блок управления электродвигателем, 3 – первый СВЧ-преобразователь, 4 – модель лопасть, 5 – электродвигатель, 6 – оборотный датчик, 7 – второй СВЧ-преобразователь, 8 – второй установочный механизм

Воздушный винт, которым и является несущий винт вертолета, применяется в качестве движителя на таких распространённых средствах передвижения как вертолеты, самолеты с турбовинтовыми двигателями, экранопланы, суда на воздушной подушке и, несомненно, является важнейшей частью средства передвижения. Поэтому в будущем планируется внедрение данного метода контроля рабочего состояния лопасти несущего винта на всех типах воздушных винтов.

Библиографический список

1. Жуков, С.В. Бесконтактный контроль целостности лопастей вертолёта [Текст]/ С.В. Жуков, А.А. Ефименко – Самара: Сборник трудов «Международная молодежная научная конференция «XII Королевские чтения»», т. 2. 2013. – 124 с.
2. Данилин, А.И. Пат. 2593652 (РФ). Способ контроля целостности лопастей несущего винта вертолёта и устройство для его осуществления [Текст]/ А.И. Данилин, С.В. Жуков, У.В. Бояркина, А.А. Грецов – М.: РОСПАТЕНТ, Бюл. № 22, 2016.
3. Жуков, С.В. Математическое описание взаимодействия зондирующего СВЧ-сигнала с лопастью несущего винта вертолета [Текст]/ С.В. Жуков, А.И. Данилин, М.С. Попов - Самара: Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение №3, т. 15. 2016. - 178-188 с.
4. Жуков, С.В. Экспериментальная установка бесконтактного контроля целостности лопастей вертолета [Текст]/ С.В. Жуков, А.И. Данилин - Самара: Материалы Всероссийской научно – технической конференции «Актуальные проблемы радиоэлектроники и телекоммуникаций». 2016. - 99-100 с.

УДК 629.7

АНАЛИЗ ПОДХОДОВ К ПРОЕКТИРОВАНИЮ СИЛОВЫХ СХЕМ КОНСТРУКЦИЙ С УЧЕТОМ ОГРАНИЧЕНИЙ НА СОБСТВЕННЫЕ ЧАСТОТЫ КОЛЕБАНИЙ

Зинина О. В., Болдырев А. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Проблема проектирования силовых конструкций описывается условием достаточных прочности, жесткости и устойчивости при минимальной массе упругой системы. Задача оптимизации силовой конструкции, моделируемой по методу конечных элементов (МКЭ), формулируется как задача условной оптимизации с нелинейными ограничениями-неравенствами [1]. Переменными состояниями конструкции при этом являются напряжения в различных точках конструкции, обобщенные перемещения, критические усилия потери устойчивости, частоты собственных колебаний. Использование МКЭ в качестве математического средства анализа авиационных конструкций позволяет использовать элементы различного типа, исследовать конструкции, имеющие нерегулярности, повысить точность решения путем уменьшения конечно-элементной сетки или увеличения числа степеней свободы отдельных элементов. В данной работе анализируются существующие методики проектирования силовых схем аэрокосмических конструкций с учетом ограничений на собственные частоты колебаний.

Силовая схема конструкции определяется количеством и типом силовых элементов, их расположением в пространстве и способами соединения между собой. В результате решения задачи структурной [2] оптимизации определяются параметры силовой схемы конструкции. Это плохо формализуемая задача, в которой проектные переменные имеют разнообразие видов. Для целей структурной оптимизации авиационных конструкций применяется изотропный материал с переменной плотностью [3]. Допустимое геометрическое пространство разбивается сеткой трехмерных конечных элементов, моделирующих объемное напряженное состояние, и плотности материала в элементах принимаются за переменные проектирования.

Известен метод применения ортотропного материала конструкции, предложенный М.Р. Bendsoe и О.Sigmund. Этот подход описывает топологию оптимизации конструкции путем распределения материала в модели относительно степени пористости материала.

Структура алгоритма представляет собой следующую последовательность [4]:

- создание первоначальной конструкции, например, однородное распределение материала;
- для данного распределения плотности ρ вычисление МКЭ результирующие напряжения;
- если обнаружены лишь незначительные улучшения над последней конструкцией, то остановка итерации;
- вычисление обновленной переменной плотности. Этот шаг также состоит из внутреннего цикла итераций для нахождения значения множителя Лагранжа λ для ограничения объема.

Цикл итераций повторяется в случае, если возникают части структуры, которые являются фиксированными, при этом обновление проектных переменных применяется только для областей перестраиваемых структур.

Для решения задачи собственных частот также применяется метод математического программирования. Его использование требует модификации описания критериев оптимальности в алгоритме.

При проектировании конструкций топологическая оптимизация по методу распределение пористого материала приводит к получению преимущественно стержневых конструкций, что не полностью отражает многообразие силовых схем при проектировании.

Наряду с этим, использование изотропного материала с переменной плотностью позволяет сохранить значительное однообразие удельных характеристик материалов при большом разнообразии упругих и прочностных свойств, и получить материалы, модуль упругости и прочностные характеристики которых пропорциональны плотности. Кроме того, использование данной модели выявляет нюансы силовой работы элементов конструкции фюзеляжа около грузового выреза, а также в зонах стыков с крылом и оперением.

Библиографический список:

1. Болдырев, А. В. Топологическая оптимизация силовых конструкций на основе модели переменной плотности [Текст] / А. В. Болдырев // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. - 2011. - том 13. - №1(3). -С. 670-673.
2. Brandmaier, H. E. Optimum filament orientation criteria [Текст] / H. E. Brandmaier // J. Composit Materials. - 1970. - VII. Vol. 4. - P. 422-425.
3. Болдырев, А.В. Проектирование крыльев летательных аппаратов с использованием 3D-моделей переменной плотности [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / А.В. Болдырев, В.А. Комаров; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т. С.П. Королёва (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (6,3 Мбайт). - Самара, 2011.
4. Bendsoe, MartinP. : Topology optimization : theory, methods and applications / M. P. Bendsoe ; O. Sigmund. - Berlin ; Heidelberg ; New York ; Barcelona ; Hong Kong ; London ; Milan ; Paris ; Tokyo : Springer, 2003.

УДК 004.94

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ФОРМИРОВАНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО ОБЛИКА САМОЛЕТА С ПРИМЕНЕНИЕМ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Климов Е. А., Лукьянов О. Е.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

При проектировании летательных аппаратов по современным требованиям наблюдается необходимость в сокращении времени предварительного выбора облика при повышении общей эффективности будущего летательного аппарата. Сокращения времени проектирования можно достичь за счет полной или частичной автоматизации процесса, а повысить эффективность проектируемого летательного аппарата можно при помощи междисциплинарного математического моделирования, что ведет к необходимости совместного применения различных высокоточных математических моделей. Необходимым условием получения конкурентоспособного изделия является использование оптимизации на начальных стадиях проработки проекта.

Для проведения оптимизации параметров самолета требуется выбрать целевую функцию, в качестве которой может выступать один из критериев эффективности летательного аппарата. При формировании внешнего облика самолета целевой функцией оптимизации может служить взлетная масса самолета, вычисляемая через уравнение баланса его масс:

$$m_0 = \frac{m_{ц.н} + m_{сл}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{су} + \bar{m}_T + \bar{m}_{об})},$$

где $m_{ц.н}$, $m_{сл}$ – абсолютные массы целевой и служебной нагрузок относительные массы крыла, $\bar{m}_{кон}$, $\bar{m}_{су}$, \bar{m}_T , $\bar{m}_{об}$ – относительные массы конструкции (крыла, фюзеляжа, оперения и шасси), силовой установки, топлива и оборудования [1].

Вычисление слагаемых уравнения существования затрагивает различные научные дисциплины, так как потребная масса топлива отражает аэродинамическую эффективность ЛА, а относительная масса его конструкции является показателем весового совершенства. Таким образом, расчет взлетной массы самолета требует организации совместной работы двух вычислительных пакетов: аэродинамического для вычисления массы топлива и конечно-элементного для определения массы конструкции. Авторами данной работы был создан программный пакет, в котором реализовано совместное применение двух высокоточных математических моделей: метод дискретных вихрей [2] для определения аэродинамических характеристик ЛА и модель тела переменной плотности [3] для определения массы конструкции крыла самолета. Для реализации метода дискретных вихрей применяется программа, специально разработанная авторами данного программного комплекса. Для реализации модели тела переменной плотности используется конечно-элементный комплекс Ansys APDL Mechanical. Программный комплекс, предложенный авторами, обладает рядом важных достоинств.

1. Полная автоматизация процесса вычисления взлетной массы.
2. От пользователя не требуется знания конечно-элементного или аэродинамического пакетов.
3. Организован учет деформаций крыла, возникающих под действием воздушной нагрузки, на его аэродинамические характеристики.

Данный пакет может быть применен на начальных стадиях проектирования летательного аппарата для вычисления его взлетной массы, а также выбора оптимальных значений его геометрических характеристик.

Библиографический список

1. Егер С.М., Лисейцев Н.К., Самойлов О. С. Основы автоматизированного проектирования самолетов: Учеб. Пособие для студентов авиационных специальностей вузов, М.: Машиностроение, 1986 – 232 с., ил.
2. Н.Ф. Краснов, Е.Э. Боровский, А.И. Хлупнов. Основы прикладной аэрогазодинамики. В 2 кн. Кн. 1.Аэро-075 динамика крыла (профиля), корпуса и их комбинации: учебное пособие для техн. вузов / *Н.Ф. Краснов, Е.Э. Боровский, А.И. Хлупнов*; Под ред. Н.Ф. Краснова. – М.: Высш. шк., 1990-336 с.: ил.
3. Комаров, В. А. Выбор облика летательного аппарата с использованием технологии многодисциплинарной оптимизации [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие / В. А. Комаров, А. С. Кузнецов; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королёва (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (7 Мбайт). - Самара, 2012. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

УДК 629.7.08: 519.876.5

ПОКАЗАТЕЛИ ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ ОБСЛУЖИВАНИЯ ПЕРЕВОЗОК В АЭРОВОКЗАЛЕ РЕГИОНАЛЬНОГО АЭРОПОРТА

Кольцов И. В., Романенко В. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Рассматривается вопрос формирования комплекса показателей эффективности системы обслуживания вылетающих пассажиров и обработки их багажа в аэровокзале регионального аэропорта с пассажиропотоком 1,5 – 4,0 млн. пасс [1]. Исследуемая система подразделяется на подсистему обслуживания пассажиров на этапе регистрации и оформления багажа к перевозке и подсистему переработки вылетающего багажа, элементами которых являются технические средства и персонал, выполняющие соответствующие технологические операции. Основным элементом второй из подсистем составляет система обработки багажа (СОБ), характеристики которой оказывают определяющее влияние на возможности всей аэровокзальной системы обслуживания.

Функциональная эффективность системы аэровокзального обслуживания пассажиров определяется как её свойство выполнять установленное обслуживание заданного потока вылетающих пассажиров с багажом при соблюдении определенных требований по качеству обслуживания и целевой надёжности. Эффективность системы оценивается целым рядом показателей, каждый из которых представляет собой числовую характеристику системы, позволяющую оценить степень пригодности системы к выполнению поставленных перед ней задач [2].

Все рассматриваемые показатели функциональной эффективности системы разделены на три группы, первую из которых составляют показатели производительности, включающие количественные характеристики результатов выполнения системой заданных функций, вторую - показатели качества обслуживания поступивших в систему заявок, понимаемые как количественные характеристики процесса выполнения заданных функций, третью – показатели целевой надёжности, рассматриваемые как вероятности выполнения СОБ заданных функций и соблюдения заданного качества обслуживания при условии безотказного функционирования всех её элементов. Для согласования разнородных тенденций в характере работы системы используются показатели эффективности, содержащие ограничивающие условия. Предлагаемый комплекс показателей приведён ниже. Используются обозначения: T^I – случайное время пребывания пассажира на регистрации, включающее время ожидания обслуживания и время обслуживания, T^B – случайное время обработки МБ в терминале – промежуток времени от момента помещения пассажиром МБ на ленту взвешивающего/маркировочного конвейера СОБ до момента помещения МБ в багажный контейнер или на перронную тележку в зоне комплектования багажа.

Группа показателей качества обслуживания включает:

- среднее время пребывания пассажира на регистрации: $\bar{T}^I = M[T^I]$;

- среднее время обработки МБ в терминале: $\bar{T}^B = M[T^B]$;

- гарантированное с заданной вероятностью π^I время $t_{\pi^I}^{III}$ пребывания пассажира

на регистрации:

$$t_{\pi^I}^{III} = \min \{ t \in \mathbf{R}^+ : P(T^I \leq t) \geq \pi^I \};$$

- гарантированное с заданной вероятностью π^B время $t_{\pi^B}^{BG}$ обработки МБ в терминале:

$$t_{\pi^B}^{BG} = \min \{ t \in \mathbf{R}^+ : P(T^B \leq t) \geq \pi^B \}.$$

В состав группы показателей целевой надёжности входят:

- вероятность бесперебойной P^H работы. При определении P^H под сбоем понимается ситуация остановки коллекторного конвейера, вызванной остановками последующих по ходу движения багажа конвейеров, когда ввод МБ в СОБ невозможен;

- вероятность $P_{\tau^H}^H$ соблюдения заданного максимального времени τ^H пребывания пассажира на регистрации:

$$P_{\tau^H}^H = P(T^H \leq \tau^H);$$

- вероятность $P_{\tau^B}^B$ соблюдения заданного максимального времени τ^B обработки МБ в терминале:

$$P_{\tau^B}^B = P(T^B \leq \tau^B).$$

Как следует из приведенных определений, показатели $t_{\pi^H}^{HG}$, $t_{\pi^B}^{BG}$, $P_{\tau^H}^H$, $P_{\tau^B}^B$ являются показателями с ограничивающими условиями. Причем показатели $t_{\pi^H}^{HG}$ и $P_{\tau^H}^H$ являются взаимозаменяемыми: в зависимости от того, какой параметр, π^H или τ^H , задан, используется показатель $t_{\pi^H}^{HG}$ или $P_{\tau^H}^H$ соответственно. Аналогичный подход справедлив и в отношении пары показателей $t_{\pi^B}^{BG}$ и $P_{\tau^B}^B$. Сочетание ограничительных условий и их параметры задаются с учётом норм, установленных стандартами качества конкретного аэропорта.

Для оценки производительности системы используется единственный показатель – пропускная способность S , определяемая как максимальная интенсивность пассажиропотока, которую может обслужить система с приемлемыми уровнями качества обслуживания и целевой надёжности.

При заданных ограничениях на средние значения показателей качества обслуживания и целевой надёжности величина S определяется как

$$S = \max \{ \lambda \in \mathbf{R}^+ : \bar{T}^H \leq \tau^H, \bar{T}^B \leq \tau^B, P^H \geq \pi^H \}.$$

Использование рассмотренных показателей даёт возможность не только комплексно оценивать функциональное совершенство системы обслуживания перевозок в аэровокзале регионального аэропорта, но и решать задачи проектирования и оптимизации её структуры и параметров. Совершенствование математических моделей рассматриваемой системы позволит расширить комплекс показателей, дополнив его необходимыми характеристиками технической надёжности, экономической эффективности и др.

Библиографический список

1. Savrasovs M., Medvedev A., Sincova E. Riga Airport Baggage Handling System simulation // Proceedings 23rd European Conference on Modeling and Simulation. Madrid, Spain: 2009. P. 384-390.
2. Романенко В.А. Математическая модель автоматической системы обработки багажа аэропорта со значительными трансферными пассажиропотоками // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2011. т. 13, №6. С.126-133.

УДК 629.78

НЕЧЕТКАЯ МОДЕЛЬ ПОТОКОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В АЭРОПОРТАХ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Красова А. О., Романенко В. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Одной из важных характеристик потока воздушных судов (ВС) в аэропорту является коэффициент часовой неравномерности $K_{ч}$ интенсивности движения ВС, который используется для решения задач проектирования новых и реконструкции действующих аэропортов. Коэффициенты часовой неравномерности перевозок отражают неравномерность потоков ВС (пассажиров, грузов) по часам в течение суток и показывают, во сколько раз максимальный часовой объем перевозок больше среднечасового объема перевозок в сутки с максимальной интенсивностью движения. Коэффициенты суточной и часовой неравномерности движения используются в расчетных формулах для величин суточных и часовых интенсивностей движения, эти интенсивности наряду с годовой интенсивностью движения являются основными исходными данными для эксплуатационно-технических расчетов зданий и сооружений аэропортов. В условиях отсутствия необходимых данных значения $K_{ч}$ рекомендуется принимать согласно нормам [1], принятым более 30 лет назад и не учитывающим изменения, произошедшие в деятельности аэропортов за это время. Таким образом, задачи обновления нормативных значений $K_{ч}$ и разработки новых методов их определения вполне актуальны.

Для решения указанных задач с помощью ресурсов сети Интернет был осуществлен сбор статистических данных, характеризующих потоки ВС 25 отечественных аэропортов, которые были распределены по следующим группам: «столичные», «крупные центры», «малые центры», «нефтяные», «курортные», «бедный север» на основании географического расположения, состояния экономики, уровня развития промышленности, численности населения и других признаков. Причем один и тот же аэропорт мог принадлежать нескольким группам. Проведенный на базе собранной статистики анализ выявил зависимость величины $K_{ч}$ от пассажиропотока Π и группы g аэропорта. Поскольку помимо Π и g на $K_{ч}$ влияют и другие факторы, многие из которых с трудом поддаются учету, коэффициент часовой неравномерности рассматривался как нечеткая величина $\tilde{K}_{ч}$ с функцией принадлежности $\mu_{\tilde{K}_{ч}}(K_{ч})$. Для каждого g получена функция принадлежности $\mu_g(K_{ч}, \Pi)$, относящаяся к классу обобщенных вращаемых несимметричных гауссовых функций [2]. При заданном Π^* функция принадлежности искомой величины $\tilde{K}_{ч}$ определяется согласно правилам нечеткой математики с использованием функций принадлежности $\mu_{g_1}(K_{ч}, \Pi^*)$, $\mu_{g_2}(K_{ч}, \Pi^*)$, ..., $\mu_{g_n}(K_{ч}, \Pi^*)$ тех групп аэропортов g_1, g_2, \dots, g_n , к которым с заданными экспертом степенями принадлежности принадлежит рассматриваемый аэропорт.

Библиографический список

1. Ведомственные нормы технологического проектирования аэропортов. ВНТП 1-85/МГА. ГПИ и НИИ ГА Аэропроект. Москва. 1986. 64 с.
2. Пегат А. Нечеткое моделирование и управление. - 2-е изд. - М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. - 798 с.

УДК 621.3.083.98

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ И ТЕХНИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ УСКОРЕННОГО ПРОЦЕССА ДОПУСКОВОГО КОНТРОЛЯ СОПРОТИВЛЕНИЯ ИЗОЛЯЦИИ БОРТОВЫХ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СЕТЕЙ

Левченко Г. А., Прилепский В. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Бортовые кабельные сети (БКС) современных воздушных судов объединяют весь комплекс электрифицированного и пилотажно-навигационного оборудования в единую информационно-измерительную и управляющую систему, надежность работы которой в значительной степени определяет безопасность полета. В связи с этим встает задача качественного контроля параметров БКС и, в частности, контроль адресной трассировки электрических цепей и сопротивления изоляции их проводников.

В настоящее время известны различные методы и средства контроля и измерения параметров электрических цепей, которые осуществляют контроль соотношения между текущим (измеренным) состоянием объекта и установленной "нормой поведения" по известной математической модели объекта с использованием унифицированных аппаратно-программных средств. Однако, для распределенных бортовых сетей, включающих десятки тысяч цепей, вопрос ускоренного процесса допускового контроля сопротивления изоляции остается не решенным.

Предлагается, отличный от существующих методов, совмещенный контроль проводимости электрических цепей с контролем сопротивления изоляции их проводников, в результате чего сокращается время контроля и коммутация электрических цепей почти в два раза. Результат достигается за счет алгоритмизации процесса контроля и схемотехнических решений коммутации контрольно-измерительных сигналов на основе современных электронных компонент, а также реализацией режимов контроля правильности разводки цепей, проверки сопротивления изоляции на основе принципа измерения экспоненциальной функции разряда конденсатора.

Таким образом, за счет применения предлагаемой методике существенно сокращается время и стоимость контроля и диагностики неисправностей бортовых кабельных сетей, а также повысить технические характеристики и функциональные возможности контрольно-измерительных средств в процессе производства и технического обслуживания воздушных судов.

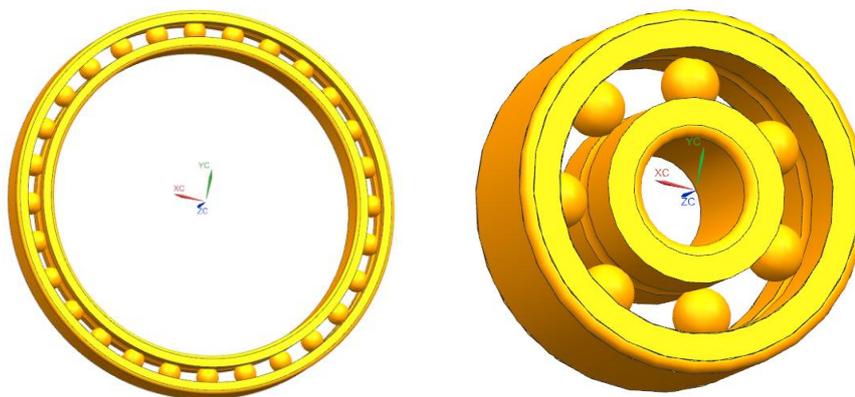
УДК 004.9, 629.735.45

СОЗДАНИЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ТИПОВЫХ ДЕТАЛЕЙ РЕДУКТОРА ВЕРТОЛЁТА В СРЕДЕ SIEMENS NX

Ленский В. А., Чемпинский Л. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Целью данной работы является сокращение сроков конструирования редуктора вертолета путем создания базы параметрических моделей в системе Siemens NX, которая позволяет создать комплексные параметрические модели и параметрические сборки, состоящие из нескольких деталей, в качестве примера на рисунке 1 представлена 3D ПРМ подшипника.



Рису. 1. Параметрическая модель подшипника ГОСТ 8338-75

В соответствии с поставленной целью определены следующие задачи:

1. Создание библиотеки параметрических моделей типовых деталей редуктора вертолёта в среде Siemens NX.
2. Повышение уровня учебного процесса с помощью перехода на более современные системы автоматизированного проектирования.

Для решения данных задач необходимо выполнить следующее:-
классификацию деталей;

-группирование и анализ конструкции деталей группы;

-формирование комплексного представителя группы деталей;

-построение исходных контуров для создания объемной модели;

-проставку размеров;

-написание алгоритма расчета параметрических размеров с использованием данных с чертежа, оформление таблицы расчета;

-построение объемной модели с помощью выполнения операций над контурами.

Создание параметрических моделей в среде Siemens NX представлено на примере входного вала редуктора вертолета, изображенном на рисунке 2, который конструируется с помощью профиля, аналогичного используемому ранее в среде ADEM, а также таблиц Microsoft Excel для расчета значений параметрических размеров.

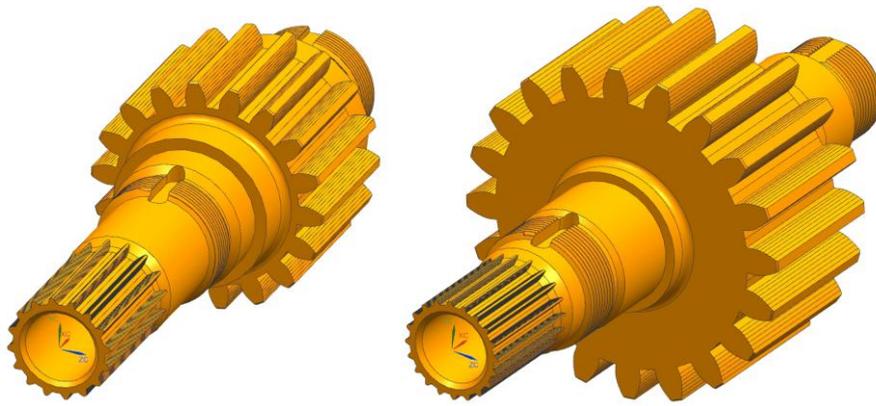


Рис. 2.3D PPM детали

Проведен анализ существующих моделей, построенных в системе ADEM, включая модели, рассчитанные с помощью таблиц Excel. В этой работе поставлена задача исправить и дополнить базы, также в среде Siemens NX реализованы комплексные параметрические модели входного вала и других деталей редуктора вертолёта.

Библиографический список

1. NX для конструктора-машиностроителя / П. С. Гончаров, М. Ю. Ельцов, С. Б. Коршиков, И. В. Лаптев, В. А. Осюк. М.: ДМК Пресс, 2010. 504 с.
2. Практическое использование NX / Данилов Ю., Артамонов И. М.: ДМК Пресс, 2011. 332 с.

УДК 519.876.5

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРАНСПОРТНО-ПЕРЕСАДОЧНОГО УЗЛА ГОРОДА САМАРА

Литвинова А. А., Сапрыкин О. Н., Тихонов А. Н.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Состояние транспортной инфраструктуры городов определяет качество среды обитания их жителей. Проблемы транспортной инфраструктуры, возникают в связи с ростом городской агломерации, спроса на перевозки, интенсивно растущим уровнем автомобилизации населения и др. Эти факторы приводят к снижению безопасности, ухудшению качества жизни населения и увеличению транспортной усталости. В связи с этим появляется необходимость развития транспортной инфраструктуры и транспортных потоков, где приоритетной задачей является грамотно спланированное пересечение различных видов транспорта, для улучшения организации системы маршрутов общественного транспорта и реконструкция планировочных решений пассажирских терминалов. Для оптимизации перевозочного процесса, улучшения транспортной доступности необходимо строительство новых и оптимизация существующих транспортно-пересадочных узлов, как ключевых элементов транспортной инфраструктуры.

Транспортно-пересадочный узел (ТПУ) – пассажирский комплекс, узловой элемент планировочной структуры города транспортно общественного назначения, в котором осуществляется комфортная пересадка пассажиров между различными видами общественного транспорта [1].

При проектировании объекта транспортной системы, затруднительно оценить влияние различных факторов на его работу, так как для создания прототипа требуются значительные финансовые затраты. Но это можно сделать, создав имитационную модель, которая позволит минимизировать производственные и финансовые риски.

Модель – это специально созданный искусственный объект, на котором воспроизводятся определенные характеристики исследуемого объекта с целью его изучения. Процесс создания модели называется моделированием. Главная задача всех моделей – исследовать объект в будущем, когда моделируемого объекта еще нет, либо создать условия, в которых этот объект еще не был [2].

Имитационное моделирование позволяет создать модель, которая максимально точно описывает процессы, проходящие в реальной системе. Смоделировав различные вероятностные события функционирования ТПУ можно проводить испытания с еще не построенным объектом. Например, проверка работы проектируемого ТПУ в различных нештатных ситуациях, оценка пропускной способности ТПУ. После проведения экспериментов над проектируемым объектом возможно выявление ряда неэффективных проектных решений.

Процессы моделирования транспортных потоков интересуют людей на протяжении многих десятилетий. К настоящему времени издано много работ, описывающих различные методы моделирования транспортных потоков. К примеру, данная проблема изучалась В.И. Швецовым, М.Р. Якимовым [3, 4].

В данной работе предполагается улучшение транспортной инфраструктуры в городе Самара, путем решения следующих задач:

- моделирование транспортно-пересадочного узла, для улучшения транспортной доступности и безопасности пассажиров;

- моделирование транспортных потоков, общественного транспорта, для оптимизации перевозочного процесса.

Объединив моделирование ТПУ и общественного транспорта необходимо решить комплексную задачу, которая состоит в разработке оптимального маршрута общественного транспорта проходящего через ТПУ.

В городе Самара планируется строительство магистрали «Центральной», что подразумевает реконструкцию проспекта Карла Маркса, а именно участок от пересечения с проспектом Кирова до границы Самары. Строительство магистрали является одной из главных задач для города, так как трасса проходит почти через весь город и является выездом из него. В первую очередь для строительства магистрали потребуется расчистка всех расположенных на данной территории объектов и переустройство инженерных коммуникаций. Автомобильная дорога на участке от проспекта Кирова до железнодорожной платформы «Дачная» будет иметь две отдельные по направлениям движения проезжие части, которые предусматривают размещение выделенной полосы для движения общественного транспорта и двух полос для общего пользования. Остановки общественного транспорта предусмотрено разметить между полосами движения. Также планируется благоустройство трассы путем размещения велосипедных дорожек, тротуаров, полос насаждения.

Особое внимание можно уделить участку пересечения проспекта Карла Маркса с путями Куйбышевской железной дороги. Планируется двухуровневая развязка, где на нижнем уровне будет запущен основной поток транспорта по путепроводу тоннельного типа, а на верхнем платформа Дачная и обустройство кольца для подъезда транспорта к ней. Также на верхнем уровне планируется обустроить конечные остановки общественного транспорта [5].

Данный участок стыковки наземного и железнодорожного общественного транспорта очень перспективный для размещения на нем транспортно-пересадочного узла. Поэтому было принято решение разработать имитационную модель данного транспортного объекта в профессиональном инструменте имитационного моделирования AnyLogic.

Помимо моделирования ТПУ, в программе микроскопического моделирования SUMO моделируется общественный транспорт. Исходными данными для моделирования общественного транспорта являются данные о загруженности транспортно-пересадочного узла, подвижности населения, т.е. количестве передвижений, совершаемых жителями, с различными целями в течение какого-либо времени (день, неделя, год) [3].

Для определения объема транспортного потока, проходящего через ТПУ необходимо выделить транспортные районы, взаимодействующие с ним и проанализировать такие социальные показатели, как численность населения, расстояние между районами, уровень занятости населения, количество организаций и их расположение. В качестве транспортных районов рассматривается город Самара, как единый транспортный район за исключением Красноглинского района, он рассматривается отдельно и поселения, взаимодействующие с транспортно-пересадочным узлом.

В настоящее время моделирование является неотъемлемой частью при решении задач анализа сложных процессов. Созданная имитационная модель позволит оценить, как влияет возведение ТПУ на транспортные потоки в городе, какой объем населения будет проходить через транспортный объект и какие маршруты общественного транспорта необходимо через него запустить.

Библиографический список

1. Азаренкова З.В. Планировочная организация транспортно-пересадочных узлов/ З.В. Азаренкова //Academia. Архитектура и строительство. -2011. – Вып. 1.– С. 76–80.
2. Якимов М.Р. Транспортное планирование: создание транспортных моделей городов: монография / М.Р. Якимов. – М.: Логос, 2013. – 188 с.
3. Алиев А.С. Моделирование транспортных потоков в крупном городе с применением к московской агломерации/ А. С. Алиев, А. И. Стрельников, В. И. Швецов, Ю. З. Шершевский //Автомат. и телемех. -2005. – Вып. 11.– С. 113–125.
4. Якимов М.Р. Транспортное планирование. Особенности моделирования транспортных потоков в крупных российских городах: монография / М.Р. Якимов, А.А. Арепьева. – М: Логос, 2016. – 280 с.
5. Визуализация проекта реконструкции пр. Карла Маркса [Электронный ресурс] URL: <http://taburent.ru/vizualizaciya-proekta-rekonstrukcii-pr-karla-marksa> (дата обращения: 16.03.2017).

УДК 629.73

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТРЕХМЕРНОГО ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ НА РАННИХ СТАДИЯХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЁТА

Лобанов В. В., Скачков С. А., Скачкова Е. Ю., Тремасов А. Г., Козлов Д. М., Майнсков В. Н., Резниченко Г. А.

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Самарский филиал конструкторского бюро ПАО «Туполев», г. Самара

В работе отражены результаты использования трёхмерного геометрического моделирования при формировании облика, а также в процессе аэродинамической, объёмно-массовой и силовой компоновки многорежимного сверхзвукового самолёта. Работа выполнялась в условиях комплексного дипломного проекта «Стратегический бомбардировщик-ракетоносец» по специальности 24.05.07 Самолёто- и вертолётостроение. Для построения моделей использовался программный комплекс Siemens NX 10.0 [1].

На начальном этапе по данным технического задания и комплексу тактико-технических требований к самолёту были построены четыре трёхмерные поверхностные модели предварительных вариантов облика самолёта с целью их сравнительного анализа. Высокая важность обеспечения многорежимности самолёта [2] в значительной мере обусловила выбор в качестве предпочтительного варианта схему самолёта с изменяемой стреловидностью крыла. По рассчитанным значениям взлётной массы и основных геометрических параметров самолёта была построена модель улучшенного облика самолёта, которая в последующем использовалась в качестве электронного макета изделия (ЭМИ) самолёта. На основе ЭМИ в последующем была также построена аэродинамическая модель для численного расчёта аэродинамических характеристик самолёта. Трёхмерная модель облика самолёта показана на рисунке 1.

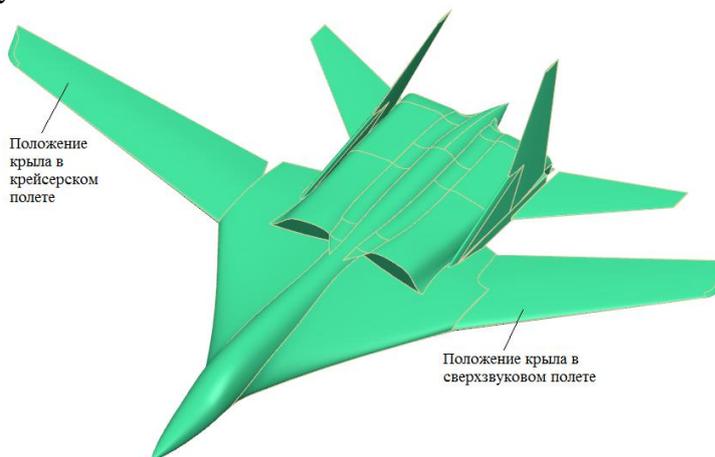


Рис. 1. Трёхмерная поверхностная модель облика самолёта

Для выполнения объёмно-массовой и силовой компоновки весь самолёт был условно разделён на четыре части и определены границы (плоскости раздела) между ними: носовая часть фюзеляжа с передней опорой шасси; средняя часть фюзеляжа с основными опорами шасси; крыло, включая неподвижную и подвижную части; хвостовая часть фюзеляжа, включая силовую установку и оперение. Компоновка

каждой части выполнялась отдельным исполнителем с применением модуля Wave, позволяющего использовать построенную ранее теоретическую поверхность в качестве исходной для построения элементов. [1]. Разрабатываемые модели частей согласовывались между собой по границам раздела и с ЭМИ. Работоспособность каждой модели оценивалась по адекватности и трудоёмкости её перестроения, особенно при внесении требующих согласования изменений. Существенным достоинством компьютерного моделирования стала возможность параметризации геометрических характеристик самолёта, а также быстрый расчёт получаемых внутренних объёмов, так важных при выполнении объёмно-массовой и объёмно-силовой компоновки. Применение трёхмерного компьютерного моделирования позволило провести быструю и наглядную отработку кинематики уборки и выпуска опор шасси, перемещения подвижной части крыла и управляемого стабилизатора. В завершение разработанные модели отдельных частей были соединены по границам раздела в общую модель самолёта. Компоновочные модели носовой и средней частей самолёта показаны на рисунке 2 отдельно.

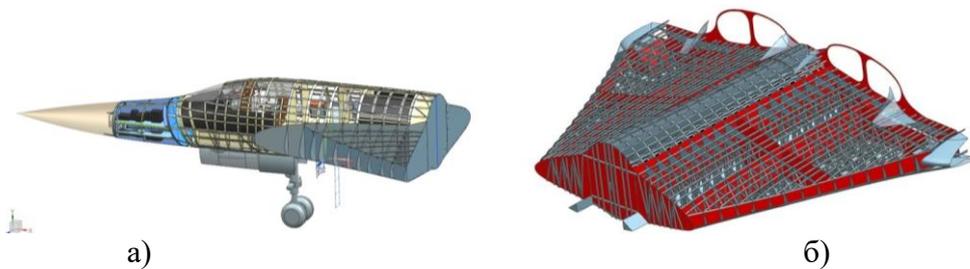


Рис. 2. Компоновочные модели частей самолёта: а) – носовая часть; б) – средняя часть

В заключение отметим, что выполненная работа подтвердила эффективность использования трёхмерного геометрического моделирования на ранних этапах проектирования, обеспечив возможность вариантного проектирования в сжатые сроки, а также быстрое исправление обнаруженных ошибок и погрешностей, в том числе при выполнении отдельных частей работы различными исполнителями. Приобретённый авторами опыт совместной работы на основе единой базы данных и ЭМИ используется в их профессиональной деятельности в авиационном конструкторском бюро.

Библиографический список

1. Данилов, Ю., Артамонов, И. Практическое использование NX [Текст] / Данилов Ю., Артамонов И. – М.: ДМК Пресс, 2011. – 332 с.
2. Федосов, Е. А. Авиация ВВС России и научно-технический прогресс. Боевые комплексы и системы вчера, сегодня, завтра [Текст] / под ред. Е. А. Федосова. – М.: Дрофа, 2005. – 734 с.

УДК 519.876.5

РАСЧЕТ МАТРИЦ КОРРЕСПОНДЕНЦИЙ ГОРОДА САМАРА

Майоров Е. Р., Лудан И. Р., Сапрыкин О. Н.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва

Изучение транспортных систем является одним из главных векторов, задающих направление для развития современных городов. Без углубленного анализа транспортных систем невозможно дальнейшее развитие логистики, что в свою очередь неизбежно ведет к уменьшению эффективности транспорта, снижению пропускной способности транспортных сетей, увеличению времени ожидания, падению прибыли фирм и предприятий, снижению темпов роста экономики.

Анализ транспортных систем подразумевает под собой изучение определенного набора данных: количество жителей в городе, количество личных автомобилей и общественного транспорта, количество людей работающих в разных предприятиях города. Объединяя исходные данные посредством комплексирования можно составить модель транспортной системы [1], максимально приближенную к действительной. Получение актуальных исходных данных неавтоматизированным способом в настоящее время не представляется возможным, в связи с низким уровнем точности измерений или вычислений и высокой вероятностью допущения каких-либо ошибок.

Для решения этой проблемы применяются различные программные системы транспортного моделирования [3] такие как: VISUM, MATsim, SUMO, T7F/TSIS, TRANSYT. В программных системах учитываются различные данные, вносимые в виде матриц, баз данных, графов, и других способов представления данных. Главным преимуществом подобного подхода к решению проблем транспортных систем является возможность учета большого количества данных при достаточно низком уровне отклонения от действительного состояния транспортной системы. Исходя из этого, можно сделать вывод, что создание подобных систем моделирования транспортных процессов дает направление для совершенствования транспортной системы, улучшению ряда показателей, наиболее приоритетных для логистики.

Во многих программах моделирования транспортных процессов основным источником данных для создания модели приближенной к реальности является матрица корреспонденций. Матрица корреспонденции - это основной показатель интенсивности передвижения населения по городу. Она показывает, сколько жителей перемещается из одного транспортного района в другой. Чтобы создать матрицу корреспонденций приближенную к реальности, необходимо разбить город на транспортные районы. Для этой задачи было решено разделить город по административным районам [4].

Существует несколько классов матриц корреспонденций [5]. К первому классу относятся нормативные, чаще всего линейные модели, которые показывают прямую зависимость одних данных от других. Модели второго класса статистические - от простейших однофакторных до динамических многофакторных. Особое место среди них занимают гравитационные модели. Для решения задач третьего класса также используются статистические модели и прежде всего гравитационные, но модифицированные, усложнённые по сравнению с моделями второго класса. Усложнение гравитационных моделей выражается в виде дополнительных условий, которые обеспечивают балансировку матрицы корреспонденции. Модели четвертого класса - энтропийные. Они представляются в форме нелинейной оптимизационной задачи математического программирования, причём их целевая функция носит

термодинамический характер и включает вероятностные характеристики поведения. Определяющую роль играют не детерминированные факторы поведения индивидуумов, а закономерности коллективного поведения. В данной работе был использован гравитационный метод [2] построения матрицы корреспонденции, так как он лучше других методов описывает внутригородское движение населения.

Применяя закон всемирного тяготения Ньютона к транспортной сети, в качестве тел выступают пункты порождающие и поглощающие потоки, за массу тела принимается суммарный объем выезжающего и въезжающего потока, физическое расстояние можно заменить любыми затратами, связанными с передвижением из одного транспортного района в другой. Транспортная гравитационная модель связывает интенсивность потока T_{ij} между полным числом отправок из i -ого района Q_i и прибытий в j -ый район D_j и затратами на передвижение между зонами i и $j - c_{ij}$

$$T_{ij} = \frac{Q_i * D_j}{c_{ij}^2}, i = 1, \dots, N, j = 1, \dots, M,$$

где N – общее количество районов отправления, M – общее количество районов прибытия. Расстояние между районами, считается как расстоянием между центрами этих районов.

В таблице 1 представлены результаты вычисления матрицы корреспонденций. В полученной матрице существует закономерность: интенсивность обратно пропорциональна расстоянию между двумя районами. Цифрами 1,2,3...9 обозначены районы: Куйбышевский, Самарский, Ленинский, Октябрьский, Железнодорожный, Советский, Кировский, Промышленный, Красноглинский, соответственно.

Таблица 1. Матрица корреспонденций.

	1	2	3	4	5	6	7	8	9
1	0	124,40	142,96	117,09	203,55	98,79	58,88	135,55	17,03
2	124,40	0	319,98	81,56	122,94	41,30	36,60	78,33	8,27
3	142,96	319,98	0	388,54	494,69	112,89	116,45	264,51	24,93
4	117,09	81,56	388,54	0	930,95	669,62	571,22	2237,89	90,71
5	203,55	122,94	494,69	930,95	0	477,22	214,82	533,88	39,79
6	98,79	41,30	112,89	669,62	477,22	0	930,27	1523,08	126,35
7	58,88	36,60	116,45	571,22	214,82	930,27	0	3314,59	654,36
8	135,55	78,33	264,51	2237,89	533,88	1523,08	3314,59	0	407,83
9	17,03	8,27	24,93	90,71	39,79	126,35	654,36	407,83	0

Так как эта матрица создана для первоначальной модели транспортной сети города, она не является достаточно точной. Была создана имитационная модель, построенная по полученной матрице. Проанализировав ее, был предложен ряд действий по улучшению модели: уменьшение размеров транспортных районов города, уточнение данных о количестве жителей передвигающихся по городу. В дальнейших исследованиях матрица будет уточняться согласно указанным предложениям.

Библиографический список

1. Saprykin, O. Multilevel Modelling of Urban Transport Infrastructure / O. Saprykin, O. Saprykina// In Proceedings of the 1st International Conference on Vehicle Technology and

- Intelligent Transport Systems (VENITS-2015). Portugal, Lisbon: SCITEPRESS, 2015. – pp. 78-82. DOI: 10.5220/0005458300780082
2. Reilly W.J. The law of retail gravitation // New York. — 1931.
 3. Якимов М.Р. Транспортное планирование: создание транспортных моделей городов: монография / М.Р. Якимов. – М.: Логос, 2013. – 188 с
 4. Районы Самары [электронный ресурс]/ www.samru.ru - URL: <http://www.samru.ru/society/putevod/43899.html>
 5. Степанов, Е. О. Математические модели оптимизации транспортных сетей и потоков : монография / Е.О. Степанов. - Санкт-Петербург :Санкт-Петербургский гос. ун-т информ. технологий, механики и оптики, 2005 (СПб.: РИО СПбГУ ИТМО). — 244 с.

УДК 629.7.08: 519.876.5

ОПТИМИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ ОБСЛУЖИВАНИЯ ПАССАЖИРОВ В АЭРОВОКЗАЛЕ РЕГИОНАЛЬНОГО АЭРОПОРТА

Мащенко В. В., Кольцов И. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва

Рассматривается вопрос формирования комплекса показателей эффективности системы обслуживания вылетающих пассажиров и обработки их багажа в аэровокзале регионального аэропорта с пассажиропотоком 1,5 – 4,0 млн. пасс [1]. Исследуемая система подразделяется на подсистему обслуживания пассажиров на этапе регистрации и оформления багажа к перевозке и подсистему переработки вылетающего багажа, элементами которых являются технические средства и персонал, выполняющие соответствующие технологические операции. Основным элементом второй из подсистем составляет система обработки багажа (СОБ), характеристики которой оказывают определяющее влияние на возможности всей аэровокзальной системы обслуживания [2].

Для расчета величины интенсивности входящего потока пассажиров, проходящих регистрацию, используется расписание воздушного движения Международного аэропорта «Курумоч» (входит в холдинг «Аэропорты Регионов»). Период выборки пассажиропотока установлен на основе поставленной задачи: 1 июня по 15 июля 2017 года. Из всех рейсов заданного периода расчёт производился только по рейсам внутренних воздушных линий.

Величина максимальной часовой интенсивности движения определяется с помощью расписания воздушного движения для заданного периода выборки. Из расписания выписываются моменты вылета рейсов, которые принадлежат заданному периоду выборки. Учитываются период выполнения рейсов и дни недели. Сутки разбиваются на часовые интервалы, и ведется подсчет числа самолетовылетов внутри каждого интервала. Самый загруженный день рассматриваемого периода – это 3 июля 2017г., а временной интервал – 20.00-21.00.

Полученные данные по количеству рейсов вводятся в качестве исходных данных в имитационную модель обслуживания пассажиров. В качестве показателей оптимизации были выбраны длина очереди перед стойками регистрации, время ожидания обслуживания и отсутствие технологических сбоев.

Использование рассмотренных показателей даёт возможность не только комплексно оценивать функциональное совершенство системы обслуживания перевозок в аэровокзале регионального аэропорта, но и решать задачи проектирования и оптимизации её структуры и параметров. Совершенствование математических моделей рассматриваемой системы позволит расширить комплекс показателей, дополнив его необходимыми характеристиками технической надёжности, экономической эффективности и др.

Библиографический список

1. Savrasovs M., Medvedev A., Sincova E. Riga Airport Baggage Handling System simulation // Proceedings 23rd European Conference on Modeling and Simulation. Madrid, Spain: 2009. P. 384-390.
2. Романенко В.А. Математическая модель автоматической системы обработки багажа аэропорта со значительными трансферными пассажиропотоками // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2011. т. 13, №6. С.126-133.

УДК 656.7.025

ОЦЕНКА ЗАВИСИМОСТИ ЭКОНОМИЧЕСКИХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ АВИАКОМПАНИИ ОТ ПРИМЕНЯЕМОЙ ТАРИФНОЙ ПОЛИТИКИ НА РЫНКЕ ПАССАЖИРСКИХ ПЕРЕВОЗОК

Минеева К. И., Немчинов О. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва

В настоящее время российский авиатранспортный комплекс насчитывает более 180 коммерческих авиакомпаний. Объектом исследования является авиакомпания «S7» («Сибирь»). S7 Airlines является второй в стране крупнейшей авиакомпанией по количеству перевезённых пассажиров.

В работе анализировалась интенсивность использования воздушных судов авиакомпании S7 [1]. В результате анализа было выявлено использование авиакомпанией основных хабов в новосибирском аэропорту «Толмачёво» и московском аэропорту «Домодедово».

С целью оценки экономической эффективности использования самолётного парка авиакомпании был произведён расчёт прямых переменных затрат на выполнение рейсов. Анализ проводился по маршрутной сети внутренних воздушных линий, обслуживаемых авиакомпанией S7 из аэропорта Толмачёво. Всего анализировались эксплуатационные экономические результаты по 22 авиалиниям.

Вторым ключевым элементом анализа эффективности выполнения рейсов является эксплуатационный доход, который непосредственным образом зависит от применяемой авиакомпанией тарифной политики.

В ходе исследования была произведена сегментация пассажиров, позволяющая максимизировать доход путём разделения покупателей на классы и назначения своей цены за единицу продукта для каждого из них. Анализировалось годовое расписание воздушного движения авиакомпании S7 для аэропорта Толмачёво [2]. Анализ показал, что существует ряд направлений, где спрос на авиаперевозки носит сезонный характер, в связи с этим наблюдается сокращение авиатарифа эконом-класса приблизительно на 15-30% в низкий сезон. Некоторые рейсы, пользующиеся устойчивым потоком определённого сегмента пассажиров, не предполагают изменения тарификации в зависимости от периода выполнения рейса. Анализируемая статистика, кроме того, показала ряд направлений с постоянным колебанием уровня величины авиатарифа в зависимости от периода и дня недели выполнения рейса.

В связи с проведённым исследованием можно сделать вывод, что основной целью изучения рынка воздушных перевозок, как и целью всех конъюнктурных исследований авиакомпаний, являются анализ особенностей, связанных с прогнозированием пассажирских авиаперевозок при изменении тарифов в зависимости от сегментации пассажиров и, на основе этого, построение зависимости дохода авиакомпании от характера изменения тарифов.

Библиографический список

1. Веб-сервис «Flightradar24» [Электронный ресурс]: <https://www.flightradar24.com>.
2. Официальный сайт авиакомпании «S7» [Электронный ресурс]. URL: <https://www.s7.ru>.

УДК 658.7

УПРАВЛЕНИЕ ПРОЕКТОМ В ОСУЩЕСТВЛЕНИИ ТОРГОВОЙ СДЕЛКИ ПО ЭКСПОРТУ С УЧАСТИЕМ ТОРГОВЫХ ПОСРЕДНИКОВ

Моминова Д. М., Кропивенцева С. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва

Управление проектом направлено на предотвращение незапланированных задержек с выполнением прежде всего тех операций, которые включены в критический путь сетевого графика.

Сокращение длительности выполнения этих операций за счет внутренних резервов способно привести к сокращению общего времени выполнения всей совокупности операций, что является целью оптимизации и представляет собой реинжиниринг проекта.

Модель проекта состоит из совокупности работ, которая отражает последовательность и логическую взаимосвязь выполнения отдельных работ и может быть представлена в форме некоторого конечного ориентированного графа.

Исходной информацией для моделирования проекта является ориентированный граф, каждая дуга которого интерпретируется как отдельная операция или работа этого проекта, а вершина – как некоторое событие, связанное с завершением тех или иных операций.

Критический путь представляет собой путь, суммарная продолжительность выполнения всех работ которого является наибольшей. Операции критического пути получают более высокий приоритет по сравнению с остальными операциями проекта, а задача построения сетевого графа проекта и нахождения критического пути в этом сетевом графе становится важным элементом моделирования проекта.

Для торговой сделки по экспорту с участием торговых посредников был составлен перечень работ и определена последовательность их выполнения, найден критический путь и рассчитаны резервы времени для работ, не включенных в критический путь.

Общая длительность проекта равен 55 суткам, критический путь составляют работы {А-В-С-Г-Ф-И-Ј}, сетевой граф показан на рисунке 1. В таблице 1 приводится перечень работ, составляющих проект, а также найденные резервы времени.

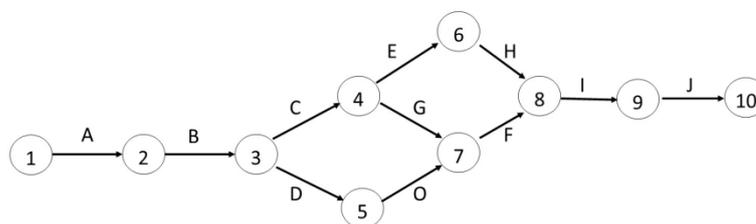


Рис. 1. Сетевой график проекта

Секция 4. Проектирование, производство, эксплуатация авиационной техники и организация транспортных процессов

Таблица 1. Резервы времени по проекту

Обозначение	Работа	i	j	После работы : t, сут.	ES_{ij}	EF_{ij}	LS_{ij}	LF_{ij}	TF_{ij}	FE_{ij}	IF_{ij}	SF_{ij}
A	Подписание договора	1	2	-	3	0	3	0	3	0	0	0
B	Заключение контракта	2	3	A	7	2	10	3	10	0	0	0
C	Направление на изготовление и отгрузка товара	3	4	B	20	10	30	10	30	0	0	0
D	Страхование груза и фрахтование судна	3	5	B	4	10	14	28	32	18	0	0
E	Открытие аккредитива	4	6	C	1	30	31	46	47	16	0	0
F	Отгрузка груза в порт	7	8	G, O	15	33	48	33	48	0	0	0
G	Отправка груза в адрес импортера	4	7	C	3	30	33	30	33	0	0	0
O	Таможенное декларирование	5	7	D	1	14	15	32	33	18	18	0
H	Банк РФ производит расчет с производителем и экспортером	6	8	E	1	31	32	47	48	16	16	0
I	Доставка груза на склад	8	9	F, H	2	48	50	48	50	0	0	0
J	Оборудование передано на реализацию	9	0	I	5	50	55	50	55	0	0	0

УДК 629.7.01

АНАЛИЗ ПРОБЛЕМ ПРОЕКТИРОВАНИЯ БОРТОВЫХ КАБЕЛЬНЫХ СЕТЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Мясников А. Ю.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва

Модернизация бортового оборудования летательных аппаратов ставит задачу перед конструкторскими бюро создания нового подхода к процессам системного анализа, проектирования, сопровождения производства и эксплуатации бортовой кабельной сети (БКС), удовлетворяющей требованиям живучести, т.е. эксплуатационной пригодности, надежности и ремонта. БКС летательных аппаратов (ЛА) характеризуется сложными распределенными структурами, значительными массовыми характеристиками, а общая протяженность кабельной сети может достигать сотни километров.

Современная кабельная сеть самолета состоит из жгутов, которые имеют сложную геометрическую структуру, вложенную в пространство ЛА. Трехмерное пространство ЛА имеет ряд ограничений, обусловленных компоновкой самолета и его техническими отсеками, а также уже размещенным оборудованием или наличием мест, запрещающих прокладку БКС. Теорией проектирования БКС является топология, однако процесс вложения конструкции жгута в пространство ЛА осуществляется на основе опыта и эвристики.

В связи с массовым внедрением трехмерных систем автоматизированного проектирования, технический процесс синтеза электротехнических компонент имеет тенденцию распространения на БКС. В современных технических заданиях все чаще требуется создание трехмерной модели прокладки и крепления жгутов (монтажа жгутов). Однако, существующие регламентирующие материалы в своем большинстве устарели и требуют новых редакций. До сих пор не созданы общие регламентирующие материалы, которые сформировали бы государственный стандарт для всех предприятий, занимающихся трехмерным проектированием БКС.

Проектирование бортовых кабельных сетей электрифицированных систем оборудования основано на наборе закрепленной последовательности этапов проектирования, проходя которые на выходе заказчик получает требуемую конструкторскую документацию (КД) [1,2]. На каждом из этапов проектирования могут возникнуть проблемы, связанные с различными факторами.

На начальных этапах на основе технического задания, технических требований, описания систем, руководства по эксплуатации и ряда других данных необходимо выполнить сложный анализ информации и полностью определить задачу с учетом различных ограничений, в частности, необходимо определить степень влияния вновь внедряемого оборудования на штатную электромагнитную среду, произвести анализ потребления электроэнергии внедряемого комплекса аппаратуры, так как может потребоваться изменение в работе системы электроснабжения самолета и пр. Далее осуществляется разработка схем соединений, внутренний монтаж и непосредственно конструкторская документация для изготовления жгутов. При отработке жгутов и кабелей на борту самолета не исключается уточнение конструкторской документации, так как некоторые особенности конкретного ЛА иногда не позволяют выполнить монтаж жгута в строгом соответствии с чертежом. Это могут быть неучтенные конструктором элементы фюзеляжа, установленные антенны, этажерки или блоки, иными словами запретные зоны. Проектирование скелета жгута является сложной

конструкторской задачей и требует высокой квалификации инженера-конструктора. При проектировании нового или модернизированного изделия, инженер-конструктор БКС так же решает задачи:

- соблюдения норм и правил единой системы конструкторской документации;
- подбора элементов современной компонентной базы покупных изделий промышленных предприятий РФ;
- снижения массы БКС и стоимостных характеристик составляющих БКС;
- обеспечение требований технологичности монтажа, ремонтпригодности, подбора мест для технологического монтажа разъемных соединений при частичном демонтаже оборудования.

Одними из наиболее трудоемких операций при производстве ЛА является монтаж электрожгутов на борту самолета. Эти операции являются одними из заключительных частей монтажа электротехнического оборудования. При этом доля полностью готовых к установке жгутов и кабелей остается низкой. При этом значительная часть проводов обрезается и подгоняется «на месте», что приводит к усложнению процесса монтажа и контроля, к увеличению доли отказов при отработке бортового оборудования в следствии ошибок электромонтажников, а также к увеличению отходов проводов. Для снижения материальных издержек предприятие-изготовитель выполняет работу по изготовлению эталонных жгутов, осуществляет многократные дополнительные примерки длины предполагаемого жгута перед его изготовлением.

Рассчитать точную длину провода, с учетом всех огибающих поверхностей, перебортовкой часто не представляется возможным. Поэтому конструкторы закладывают большую длину провода, иногда превышающую необходимую длину жгута в несколько раз. Решение задачи вложения сложной топологической структуры кабельной сети в трехмерное пространство ЛА осуществляется путем многократных примерок сложных жгутов на макетных образцах авиационной техники, а также доработок жгутов, посредством обрезания заранее излишних длин проводов и последующей распайки или обжимки электрических разъемов на борту ЛА.

Таким образом, выполнение большого количества доработочных работ на борту увеличивает во времени технологический цикл монтажа БКС, требует значительных временных и материальных затрат, высокой квалификации персонала, а, следовательно, влияет на сроки изготовления и сдачи ЛА. Качество и жизнеспособность бортовой кабельной сети играют значительную роль в оценке технического состояния ВС, являются гарантом работоспособности жизненно важных потребителей электроэнергии, отвечают за информационную безопасность и помехоустойчивость информационных сигналов.

Библиографический список

1. Кириллов В.Ю., Слипаченко А.А. Проектирование бортовой кабельной сети перспективного летательного аппарата // «Труды МАИ», № 59, 2012.
2. Биктулов С.В., Чупахин Я.Н. Разработка высокотехнологичных бортовых кабельных сетей // «Известия СНЦ РАН» том 16, № 1 (5), 2014.

УДК 51-74

АЛГОРИТМИЗАЦИЯ МЕТОДОВ ОЦЕНКИ И ОЦЕНИВАНИЯ СОСТОЯНИЯ ОБЪЕКТОВ ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Мясникова Ю. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва

Расширение функциональных возможностей электротехнического оборудования (ЭТО) сложных объектов авиационной техники привело к значительному усложнению этого оборудования. Это обусловило сложность и многогранность взаимосвязанных проблем разработки и внедрения систем управления состоянием объектов на всех этапах их жизненного цикла.

Состояние любого объекта производства и эксплуатации всегда связано с его количественной определенностью, вне которой он существовать не может. При этом каждый объект электротехнического оборудования обладает совокупностью определенных свойств, обуславливающими его состояние и, как следствие, его пригодность для использования по назначению. В процессе оценки состояния этих объектов необходимо исследовать существенные свойства, совокупность которых выражает его количественную определенность.

Располагая описаниями объектов производства и эксплуатации ЭТО, выполненных на естественных многомерных графических языках, а также различными математическими описаниями для решения частных задач, была поставлена задача разработки формальных средств для математического описания объектов этого оборудования для анализа его состояния. Адекватное и эффективное описание задачи позволяет получить точные и математически корректные рассуждения, дающие немедленные результаты: простота обмена идеями и результатами, быстрая оценка неэффективных начальных решений, кроме того, получение нового результата в следствии пересечения со смежными областями науки. Задачи эффективного математического описания объектов ЭТО решены в работах [1, 2].

Создание подсистемы оценивания для объектов ЭТО возможно на основе построения достаточно адекватных математических моделей реальных объектов и процессов их функционирования, сравнения результатов исследования этих моделей с числовыми характеристиками показателей качества, получаемого опытным путем. Результат сравнения, с помощью которого определяется оценка показателей качества, т.е. его измерения, недостаточен для оценивания состояния. Решение задачи оценивания состояния как совокупности свойств объекта в определенных пределах внешних условий, обуславливающих его пригодность для использования по назначению, реализуется в два этапа. Первый связан с измерениями характеристики объекта, т.е. определение и вычисление показателя, а второй этап – собственно оценивание по принятому критерию.

В рамках известного понятия «алгоритмического количества информации» [3] для алгоритмизации оценивания состояния объекта ЭТО X нужно иметь в распоряжении объект Y , существующий заранее как эталон для сравнения. Для сравнения этих объектов необходимо количество информации представить как минимальную программу построения образа объекта X , рассматриваемого в рамках точного формализма, который будет положен в основу концептуальной базы для синтеза и анализа образов X и Y . Программа имеет, во-первых, лингвистическую структуру и, во-вторых, кодированное отображение структур объектов Y и X , и выполняет функцию модели результата процесса построения объекта X и структуру

процесса, т.е. собственно технологии программы операций оценки – числовой характеристики качества, получаемой опытным путем и с помощью расчета (при косвенных измерениях параметров) и использования модели показателя качества, определения соответствия или несоответствия с помощью критерия оценивания качества.

В силу коррелятивности понятий структуры и системы объекта потребовалась новая концепция универсальной модели системно-структурного представления. Это позволило исследовать объект как систему, т.е. прежде всего в единстве его целостности и расчлененности, а также выявить его структуру, т.е. выделить его части и связи между ними и элементами, из которых они состоят, и способы, с помощью которых они вступают во взаимоотношения. Для полного описания состава и структуры объекта ЭТО введен следующий математический формализм. Все пространство в целом – континуум множество точек N . Носителем физических свойств этого пространства служит дискретное подмножество M , каждая точка которого является не только геометрической, но и вещественной – узлом соединения или монтажной точкой, множество которых определяет монтажное пространство

$$N = S_q \cup M_q; S_q \cap M_q = \emptyset; q = 1, 2, 3,$$

где S_q – подмножество, дополнительное к M_q , кривых Жордана, т.е. электрические проводники, вложенные наборы которых определяют пути – электрические цепи.

Описание всего пространства через подпространства S_1 и M_1 оказывается только необходимым, но недостаточным, т.к. связность подпространства S_1 нарушается тем, что дополняется подпространством M_1 . Число подпространств, необходимых для полного описания пространства объекта или системы определяется одним критерием: в конкретных задачах монтажа, контроля и испытаний последнее из них ($S_n \cup M_n$) должно описывать все соединения компонент, т.е. отражать сетевую структуру объекта или системы.

Анализ облегчает нахождение слабых мест конструкции и технологических процессов, дает исходные данные для принятия решений о том, как надо видоизменить конструкцию и производственный процесс в целях повышения его эффективности. Также позволяет решить большеразмерные задачи контроля и диагностики, улучшить технические и экономические характеристики на стадиях производства и эксплуатации путем построения системы оценивания объектов и систем электротехнического оборудования, минимизации целевой функции и N -шагового процесса принятия решений о их состоянии.

Библиографический список

1. Коваленко Ю.В. Предварительная обработка принципиальных схем электросборок для решения задач анализа и синтеза программ контроля // Сборник трудов XVIII Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Ч. 2, Самара: СамНЦ РАН, 2016.
2. Коваленко Ю.В. Задачи декомпозиции сложных электротехнических объектов // XIII Королёвские чтения: Международная молодежная научная конференция. Самара: Издательство СГАУ, 2015.
3. Столл Р. Множества. Логика. Аксиоматические теории. М.: Просвещение. 1968.

УДК 378.147

ОСНОВНЫЕ МЕЖДУНАРОДНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К СИСТЕМЕ ОРГАНИЗАЦИИ ПОДГОТОВКИ АВИАЦИОННЫХ СПЕЦИАЛИСТОВ ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ ОБСЛУЖИВАНИЮ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Набиев Д. Т.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В данной статье будут рассматриваться требования международных организаций ИКАО, EASA, IATA, а также тенденция развития авиационной техники и влияния человека непосредственно на авиационные происшествия и катастрофы. В России в сфере авиации за последние десятилетия произошли существенные изменения, касающиеся видов авиационной деятельности гражданской авиации, таких как объекты эксплуатации, технологические системы эксплуатации воздушных судов (ВС), требования к профессиональной подготовки и переподготовки кадров как интеллектуальной основы контролирующих, управляющих и исполнительных систем обслуживающих производств.

Изменение объектов эксплуатации (воздушные судна (ВС) иностранного производства) под влиянием требований конкурентоспособности на внешних и внутренних рынках авиаперевозок и структурная перестройка технологических систем обслуживающего производства обуславливают переход от кадрового обеспечения к кадровому сопровождению наукоёмких программ эксплуатации, создаваемых в соответствии с этими программами сложных социотехнических систем. Основным механизмом, определяющим переход от кадрового обеспечения к учебно-научному сопровождению, является интеграция авиационных учебных центров авиакомпаний с учебно-научными центрами университетов по технической эксплуатации ВС (к примеру сотрудничество МГТУ ГА, с учебным центром «Авиатор» и таких авиакомпаний как Utair), обеспечивающая совместное использование интеллектуальных составляющих обслуживающих производств и университетов в целях повышения эффективности образовательного процесса и научных исследований для повышения в целом уровня форм организации труда. Технологические операции и процессы обслуживания, выполняемые специалистами совместно с техническими средствами, органически взаимосвязаны между собой, поэтому все задачи оценки технического состояния необходимо решать комплексно с учётом влияния на эту оценку человеческого фактора (ЧФ).

Понятие ЧФ охватывает весь авиационный персонал, задействованный в авиационной системе и влияющий (прямо или косвенно) на успешное выполнение полета. В связи с этим понятие человеческий фактор не только связан с деятельностью пилотов воздушных судов, диспетчеров, но в том числе и с наземным персоналом, выполняющим: техническое обслуживание и ремонт ВС, организацию и управление воздушным движением.

По данным пособия Смирнова В. Е. «Основы теории и технической эксплуатации летательных аппаратов», число авиационных инцидентов в коммерческой авиации, произошедших по причине ошибок инженерно-технического персонала, за последние десятилетия выросло более чем на 100% (от 2,6% в 1960 году, до 5,9% в 2000 году), по сравнению с количеством авиационных происшествий, вызванных действиями экипажа. В истории развития системы обеспечения безопасности полетов и эволюции процессов её обеспечения, как правило, выделяется следующие этапы:

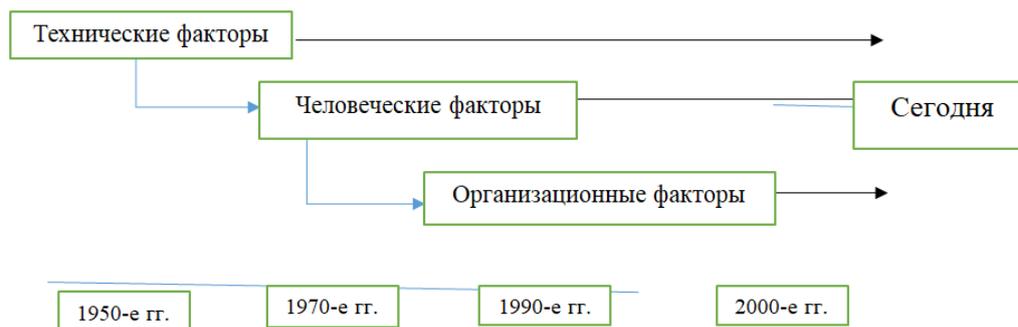


Рис. 2 Эволюция процесса обеспечения безопасности полетов

По итогам 2016 года по данным Межгосударственного авиационного комитета (МАК), в странах, участниках Межгосударственного соглашения о гражданской авиации и об использовании воздушного пространства, за последние 25 лет произошло рекордное количество авиационных происшествий. Такую статистику приводит МАК, в работе которого принимают участие все постсоветские государства за исключением трех прибалтийских республик. Всего в этом регионе в 2016 году статистика авиационных происшествий показывает, что примерно 94% из всей происшествий так или иначе связано с ЧФ. Таким образом, реализация новых принципов подготовки кадрового обеспечения, повышения научно-образовательного и организационного уровня обслуживающих производств актуальна для обеспечения безопасности полётов и повышения эффективности авиатранспортной системы.

Согласно пособию по человеческому фактору, количество связанных с техническим обслуживанием происшествий и инцидентов в авиационном транспорте значительно возросло. Также по приведенным в пособии данным за последние десять лет (2002-2012 гг.) рост числа авиационных происшествий превысил 100%, в то время как число полетов увеличилось не более чем на 55%, рис.3.

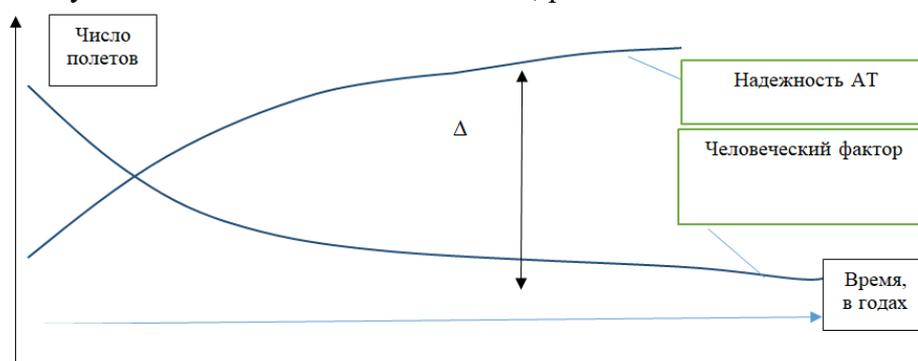


Рис. 3 Зависимость надежности АТ от человеческого фактора

В рамках кривых показанных на графике и развития систем обеспечения безопасностью полетов на различных этапах (в данном случае речь об организационном этапе) актуальным становится организация подготовки, переподготовки и повышения квалификации авиационного инженерно-технического персонала по техническому обслуживанию воздушных судов для осуществления безопасной авиационной деятельности.

По данным Международной ассоциации воздушного транспорта (ИАТА) во всем мире наблюдается прирост пассажиропотока и перевозок грузов авиационным транспортом. В период с января 2015 года по январь 2016 мировой объем авиаперевозок из расчёта пассажира на километр вырос на 6,5%, по месяцам в январе зафиксирован максимальный показатель мирового объема авиаперевозок

достигнувшего 7,1 %. В связи с этим наблюдается активное развитие мировой гражданской авиации, требующей высококвалифицированных авиационных кадров, которые будут включаться во все существующие процессы начиная от конструирования, производства, эксплуатации до технического обслуживания

Библиографический список

1. <http://www.iata.org/pressroom/pr/Pages/2013-12-30-01.aspx> New Year's Day 2014 marks 100 Years of Commercial Aviation (добавлено 31.12.2013)
2. Состояние безопасности полетов в гражданской авиации государств-участников соглашения о гражданской авиации и об использовании воздушного пространства в 2015 году. <http://www.mak-iac.org/upload/iblock/ba9/bp15-2.pdf>
3. С. Н. Тиц, Человеческий фактор, Самара, СГАУ, 2012.
4. Овчаров В.Е. «Человеческий фактор» в авиационных происшествиях: (метод. материалы) Межгос. авиац. ком., Междунар. акад. проблем человека в авиации и космонавтике. М. : Энергия, 2005. – 79 с.
5. Международная организация гражданской авиации. Дос. 7192, Руководство по обучению. –Ч. D-1. Техническое обслуживание воздушных судов (техник, инженер, механик). – 2-е изд. – 2003. [Электронный ресурс] <http://aviadocs.com/icaodocs/Docs/>
6. Commission Regulation (EC) No 2042/2003 of 20 November 2003 on the continuing airworthiness of aircraft and aeronautical products, parts and appliances, and on the approval of organisations and personnel involved in these tasks. – Brussels, 2003
Воздушный кодекс Республики Таджикистан, Глава 5 статья 29 и 30 и 31

УДК 621.793

ПОВЫШЕНИЯ КАЧЕСТВА ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПЛЕНОЧНЫХ ЭЛЕКТРОНАГРЕВАТЕЛЕЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ ВАКУУМНЫХ МЕТОДОВ ГЕРМЕТИЗАЦИИ

Небога К. В., Гиорбелидзе М. Г., Зотов Е. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

Одним из важных направлений производственной деятельности является уменьшение массы космических аппаратов и ракет-носителей (РН) [1]. Снижение массы РН позволяет увеличивать массу полезной нагрузки, выводимой в космическое пространство. Одним из методов решения данной задачи является конструктивное изменение компоновки РН и технологическое совершенствование изготовления составных частей с применением новых материалов и методов нанесения покрытий. Решение ряда таких задач связано с повышением эффективности системы активного терморегулирования за счет использования комбинации тепловых труб и пленочных электронагревателей (ПЭН), что даёт значительные преимущества по массе и точности по сравнению с рядом других систем.

В процессе изготовления пленочных электронагревателей из полимерной плёнки с металлизированным покрытием, возникает ряд проблем, связанных с качеством и надежностью данных изделий [2-7]. В настоящее время в процессе изготовления ПЭН выявляется большое количество замечаний, связанных с попаданием посторонних частиц между слоями пленки. Это происходит из-за высокой степени наэлектризованности пленки и дефектов завода изготовителя. Наличие таких частиц приводит к ускоренному прогару металлизированного покрытия и самой пленки, а также может привести к короткому замыканию на этапе приемо-сдаточных испытаний. В связи с наличием данных проблем предлагается разработать технологический процесс получения пленки на основе полипараксилилена.

Для разработки новых ПЭН необходимо провести дополнительные исследования шероховатости покрытия и возможности нанесения на него металлизированного покрытия, проверить адгезию металлизированного слоя на полипараксилилене. Для этого необходимо подобрать материал, при осаждении на котором полипараксилилен будет иметь наименьшую адгезию, но позволит формировать пленку как готовую подложку для металлизации без применения других резистивных подложек. ПЭН на основе пленок из полипараксилилена и последующей герметизацией этим же материалом будут представлять собой совершенно новый образец с улучшенными характеристиками и с большим ресурсом эксплуатации.

Библиографический список

1. Барвинок, В.А. Современные технологии в авиа- и ракетостроении: учебник для студентов высших учебных заведений [текст] / В.А. Барвинок, В.И. Богданович, С.Г. Дементьев, А.Н. Кирилин, Ю.С. Клочков, Г.А. Кулаков, В.К. Моисеев, А.И. Пекарш, С.Г. Рыжаков, В.И. Шпорт. Под ред. Чл.-корр. РАН В.А. Барвинка – М.: Машиностроение, 2014. – 320 с.
2. Барвинок, В.А. Физические основы и математическое моделирование процессов вакуумного ионно-плазменного напыления [текст] / В.А. Барвинок, В.И. Богданович. – М.: Машиностроение, 1999. – 309 с.

3. Богданович, В.И. Оптимизация термического цикла нагрева тонкоплёночного полимера при получении наноструктурных ионно-плазменных покрытий [текст] / В.И. Богданович, В.А. Барвинок, В.Г. Небога, А.Н. Асмолов, М.Г. Гиорбелидзе, Г.З. Бунова, Е.В. Еськина // Проблемы машиностроения и автоматизации. – 2013. – №4. – С. 221 – 226.
4. Богданович, В.И. Математическое моделирование нагрева тонкоплёночных полимеров при их циклической ионно-плазменной металлизации [текст] / В.И. Богданович, В.А. Барвинок, В.Г. Небога, А.Н. Асмолов, В.И. Фролов, М.Г. Гиорбелидзе // Известия Самарского научного центра Российской Академии наук. – 2012. – Том 14. – № 6. – С. 221 – 226.
5. Bogdanovich, V.I. Enhancing thermal barrier coatings performance through reinforcement of ceramic topcoat [текст] / V.I. Bogdanovich, M.G. Giorbelidze // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. – 2016. – Vol. 156. – №1 – article number 012016.
6. Ноженков, М.В. Структура и свойства вакуумных ионно-плазменных покрытий / М.В. Ноженков // Поверхность. – 2014. – № 1. – с. 54 – 63.

УДК 658.7

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ УПРАВЛЕНИЯ ПРОЕКТАМИ В ОРГАНИЗАЦИИ СНАБЖЕНИЯ КОМПЛЕКТУЮЩИМИ ЦЕНТРОВ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Николаева В. В., Кропивенцева С. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Своевременная доставка комплектующих изделий в центр технического обслуживания (ТО) влияет на экономическую составляющую использования самолета благодаря сокращению времени простоя воздушного судна.

Одной из важных задач специалистов по техническому обслуживанию и ремонту авиационной техники является контролирование сроков поставки комплектующих для центра ТО. Соблюдение сроков закупки комплектующих изделий и обеспечение баланса между количеством поставок и потребностями в них напрямую влияют на экономическую эффективность процесса. Поэтому управление поставками представляется актуальной задачей, решение которой позволит сократить продолжительность осуществления поставок и уменьшить их расходы.

Для своевременного заказа комплектующих и, следовательно, их своевременной поставки, необходимо вести учет состояния авиационной техники и документальное сопровождение процессов технического обслуживания и ремонта авиационной техники, чтобы знать, когда и какие комплектующие будут необходимы.

При заказе следует решить, где разместить заказ на поставку комплектующих: либо склад комплектующих изделий, либо завод изготовитель, либо завод, производящий комплектующие по лицензии.

Организация поставок комплектующих изделий для иностранных воздушных судов является наиболее проблемной. Чаще всего заказываются оригинальные комплектующие у завода изготовителя, который находится на территории другой страны. В связи с этим возникают большие трудности в оформлении необходимых документов, прохождении таможенных процедур и др., что может повлиять на продолжительность поставки. Также на срок доставки комплектующих оказывает влияние требуемая срочность заказа, задержки на стадии перевозки и т.п.

Процесс поставки комплектующих можно представить в виде проекта с перечнем выполняемых работ и указанием взаимосвязей между ними. Применяют различные методы управления проектами, например метод критического пути, когда время выполнения каждой работы точно известно, или метод PERT, который ориентирован на анализ проектов, для которых продолжительность выполнения работ не определена точно [1]. При конкретных имеющихся условиях можно использовать различные методы управления проектом, которые будут наиболее эффективными.

Для контроля процесса доставки комплектующих применяют компьютерные технологии, например, программу по управлению проектами OpenProject [2]. OpenProject – это кроссплатформенное программное обеспечение, которое дает возможность участникам проекта работать удаленно. OpenProject позволяет контролировать ход реализации проекта по трем основным показателям:

- соблюдение календарных сроков выполнения задач;
- произведенный объем работ;
- соответствие фактических затрат бюджету.

Оптимизация процесса доставки заключается не только в глубокой детализации перечня совершаемых работ, но и в определении минимального срока поставки и

резервов времени на определенные работы, реализации проекта в компьютерной программе, распределении ресурсов необходимых для реализации проекта, определении дополнительных ресурсов с целью уменьшения срока выполнения проекта, а также в определении цен ресурсов, стоимости проекта и в управлении бюджетом проекта в целом.

Грамотное управление проектом позволяет сократить время выполнения поставки. Это связано с использованием дополнительных ресурсов (например, смена метода транспортировки), затраты на поставку при этом увеличиваются. В результате следует искать компромисс между сокращением выполнением отдельной работы и экономией дополнительных затрат на организацию снабжения комплектующими центрами технического обслуживания воздушных судов.

Библиографический список

1. Афанасьев, М. Ю., Багриновский, К. А., Матюшок, В. М. Прикладные задачи исследования операций [Текст]: учебное пособие. – М: Инфра, 2006. – 352 с.
2. Кропивенцева С. А. Применение компьютерных технологий в организации экспортно-импортных операций [Текст]: учебное пособие. – СНИУ, 2017. –72с.

УДК 629.7.08: 519.876.5

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ПАССАЖИРОПОТОКА В РЕГИОНАЛЬНОМ АЭРОПОРТУ

Огина О. В., Кольцов И. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва

Аэропорты, с технологической точки зрения, представляют собой сложные комплексы сооружений, предназначенные для приёма и отправки пассажиров, грузов, багажа, почты, а также обеспечивающие и обслуживающие полёты воздушных судов. В настоящее время в российских и зарубежных аэропортах применяется большое число различных технологических и организационных методов выполнения операций регистрации билетов и оформления багажа.

Распределение пассажиропотока по отдельным стойкам регистрации представляется актуальной и непростой задачей в свете стремления к улучшению качества обслуживания в российских аэропортах и возрастающего пассажиропотока.

Основываясь на теории массового обслуживания, принимаем, что данная модель представляет собой систему массового обслуживания с ожиданием, состоящую из n аппаратов, куда поступает простейший (пуассоновский) поток требований с интенсивностью λ , время обслуживания каждого требования подчиняется показательному закону с параметром ν – интенсивность обслуживания.

Анализируя расписание вылетов воздушных судов аэропорта «Курумоч» за апрель 2017 года, выбирается один из дней с максимальным числом вылетов - это 5 апреля. В таблице на рисунке 1 представлено распределение рейсов вылета по времени и дням.

	сб	вс	пн	вт	ср	чт	пт	сб	вс	пн	вт	ср	чт	пт	сб	вс	пн	вт	ср	чт	пт	сб	вс	пн	вт	ср	чт	пт	сб	вс	
	1.4	2.4	3.4	4.4	5.4	6.4	7.4	8.4	9.4	10.4	11.4	12.4	13.4	14.4	15.4	16.4	17.4	18.4	19.4	20.4	21.4	22.4	23.4	24.4	25.4	26.4	27.4	28.4	29.4	30.4	
0-1	1												1	1	1												1	1	1	7	
1-2																															0
2-3			1		1			1									1			1		1		1						8	
3-4	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	2	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	31	
4-5	1	1		1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	29	
5-6				1												1														2	
6-7	2	1	2	2	2	2	2	1		2	1	1	1	1	1	2	1	1	1	1	1	1	1		2	1	1	1	1	35	
7-8	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	30	
8-9	1	1	1	1	1	1	3	1	1	1	1	1	1	3	1	1	2	1	1	1	3	1	1	1	1	1	1	3	1	39	
9-10	1	2	3	2	3	2	3	1	2	3	2	3	2	3	1	2	3	2	3	2	3	1	2	3	2	3	2	3	1	2	67
10-11	2	1	1	1	1	1	1	2	1	1	1	1	1	1	2	1	1	1	1	1	1	1	2	1	1	1	1	1	2	35	
11-12	1	1	1	1		1		1	1	1	1		1		1	1	1	1		1		1	1	1	1	1	1	1	1	22	
12-13		1					1	1						1		1						1						1		7	
13-14	2	3	2	3	2	3	3	2	3	2	3	2	3	3	2	3	2	4	2	3	3	2	3	2	3	2	3	3	2	78	
14-15	1	2	2	2	2	2	2	1	2	2	2	2	2	2	1	2	2	2	2	2	2	1	4	2	2	2	2	2	1	4	59
15-16	1	1						1	1						1	1	1					1						1	1	10	
16-17	2	4	4	2	2	2	2	2	4	4	2	2	2	2	2	5	4	2	2	2	2	2	2	4	4	2	2	2	2	4	79
17-18	2	2	2	2	4	2	2	1	1	1	2	3	1	1	1	1	1	1	3	1	1	1	1	1	2	2	3	1	1	2	49
18-19	1							1																						2	
19-20			3	1	2	1	1			3	1	2	1	1			3	1	1	1	1			3	1	1	1	1	1	30	
20-21	2	3	4	2	6	2	3	2	3	4	2	4	2	3	2	3	4	2	4	2	3	2	3	4	2	4	2	3	2	3	87
21-22	2	3	2	3	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	3	2	2	2	2	2	2	2	3	2	2	2	2	2	4	66
22-23		1	1	1	1	2	1		1	1	2	1	1	1		1	1	1	1	1	1		1	1	1	1	1	1	1	27	
23-24	1														1														1	3	
Сумма за сутки	25	29	31	27	32	26	29	21	27	30	26	27	24	28	22	28	32	26	26	24	27	21	27	32	24	26	25	29	22	29	

Рис. 1. Распределение рейсов вылета по времени и дням

Далее определяется количество необходимых стоек регистрации в зависимости от времени по методике [1]. Результаты показаны на рисунке 2. Из них следует, что наиболее загруженный период времени: 18:30-19:30.

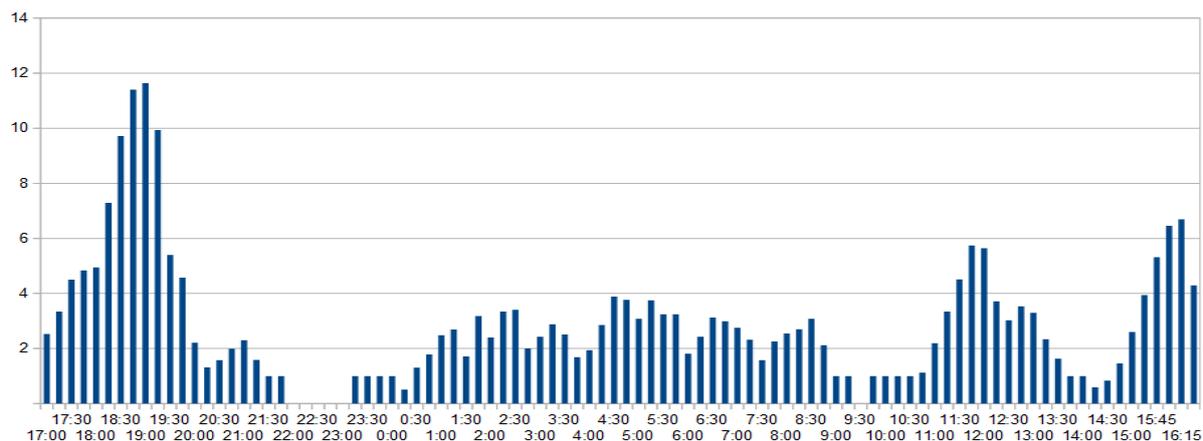


Рис. 2. Количество стоек регистрации в зависимости от времени

Полученная графическая модель распределения внутренних рейсов показывает необходимость регулирования загруженностью технических средств обслуживания (в т.ч. стоек регистрации), планирования деятельности службы организации пассажирских перевозок. При этом следует учитывать вероятность возникновения сбоев в работе техники, чартерные рейсы и другие факторы [2].

Сформированная модель послужит основой для построения модели по обслуживанию пассажиров, составления технологического графика для персонала и ряда других задач. Особое внимание уделяется сохранению уровня качества обслуживания, сокращению длины очереди и удобству работы персонала.

Библиографический список

1. Романенко В.А. Математическая модель автоматической системы обработки багажа аэропорта со значительными трансферными пассажиропотоками // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2011. т. 13, №6. С.126-133.
2. Романенко В.А. Исследование процессов обслуживания пассажиров в международном аэропорту Курумоч. // Вестник СГАУ. 2006. №3 (11). С.35-43.

УДК 629.746

АНАЛИЗ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТНОГО ОТВЕТЧИКА СО-69 В УСЛОВИЯХ РАЗМЕЩЕНИЯ НА БОРТУ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Осипова Р. Т, Идиатуллов З. Р.

Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А. Н. Туполева – КАИ, г. Казань

Работы по обслуживанию, эксплуатации и ремонту бортовых радиоэлектронных средств, оптимизации технологического процесса ремонта и наладки, регулировки и испытаний оборудования в мастерских и цехах по ремонту являются важнейшим аспектом в эффективном использовании ЛА

Радиотехник, как специалист, должен обладать знаниями, умениями и навыками в области принципов работы радиоэлектронных устройств и блоков, технических расчетов и экономического обоснования принятых решений.

Самолётный радиолокационный ответчик (СО) — бортовое приёмопередающее устройство летательного аппарата, предназначенное для автоматической выдачи информационных посылок по запросному сигналу РЛС.

Самолётные ответчики служат для государственного опознавания и управления воздушным движением, существуют также комбинированные ответчики (третьего вида). Являясь активными отражателями сигналов РЛС, ответчики также повышают точность локализации ЛА наземными локаторами, по сравнению с использованием пассивного ответа.

В данной работе проводится обзор особенностей эксплуатации существующего самолетного ответчика СО-69.

Основными факторами, от которых зависит достижение высокой эффективности полёта, являются, во-первых высокие характеристики конструкции ЛА, а во-вторых надежность и качество эксплуатации бортовых систем.

В число основных задач входят:

- управление полётом ЛА, направленное на надежное достижение его цели с соблюдением высокого уровня безопасности экипажа
- техническое обеспечение полета
- верная эксплуатация радиоэлектронного оборудования

Библиографический список:

1.Самолетный ответчик СО-69: Учебное пособие / Самаре, гос. аэрокосмический ун-т. Сост. М. А. Ковалев. Самара 2003. 48 с.

УДК 629.7.08

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПРОЦЕССА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ РАБОЧИХ ЖИДКОСТЕЙ ГИДРОСИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Попельнюк И. А., Гареев А. М.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Рабочая жидкость (РЖ) один из основных компонентов гидравлических систем (ГС) летательных аппаратов. Определение технического состояния (ТС) РЖ важная задача, которую необходимо решать на протяжении всего её жизненного цикла с момента изготовления и вплоть до утилизации. В настоящее время ТС РЖ в условиях эксплуатации определяется преимущественно путем оценки концентрации механических примесей, и, в некоторых случаях показателя вязкости. Такой подход в современных условиях усложнения конструкции гидравлических агрегатов и повышения роли ГС на борту является не вполне оправданным, т.к. другие, игнорируемые параметры РЖ, в совокупности оказывают значительное влияние на её ТС и на состояние системы в целом. Процесс оценки ТС РЖ ГС складывается из двух операций:

1. оценка – процесс измерения текущего значения того или иного параметра, характеризующего состояние РЖ;
- 2 оценивание – принятие решения о техническом состоянии РЖ, на основе результатов оценки всей совокупности параметров.

Для повышения эффективности и достоверности процесса определения, а именно оценивания ТС РЖ ГС, прежде всего необходимо разработать математическую модель данного процесса, т.е. описать состояние РЖ через её параметры.

Опираясь на положения теоретико-множественной теории [1], было установлено, что состояние РЖ в общем описывается произведением (пересечением) множеств следующих параметров: загрязненность (N), вязкость (B), плотность (P), химические свойства (K), температурные свойства (C).

$$S = N \cap B \cap P \cap K \cap C$$

Необходимо отметить, что упомянутые выше параметры РЖ имеют различную степень влияния на состояние РЖ, и, соответственно, информация об их значении имеет различную диагностическую ценность. На рисунке 1 представлена иерархия параметров, составленная по приведенным выше критериям, на основе графо-аналитической модели, отражающей состояние РЖ [2].

Далее, для решения задачи оценивания технического состояния необходимо из множества всевозможных состояний РЖ были выделены следующие подмножества: подмножество идеальных (первоначальных) состояний ($S_{ид}$), подмножество нормальных состояний ($S_{нор}$), подмножество предотказных состояний ($S_{протк}$), подмножество состояний отказа ($S_{отк}$).



Рис. 1. Иерархия параметров состояния РЖ

Представление рассматриваемых подмножеств состояний РЖ в рамках теоретико-множественной теории выглядит следующим образом:

1. $\{ \{n_{ид}, b_{ид}, p_{ид}, k_{ид}, c_{ид}\}, \{n_{ид}, b_{ид}, p_{ид}, k_{ид}, c_n\}, \{n_{ид}, b_{ид}, p_{ид}, k_n, c_{ид}\} \} \in S_{ид}$
 $\{ \{n_n, b_n, p_n, k_n, c_n\}, \{n_n, b_n, p_n, k_{прот}, c_n\}, \{n_n, b_n, p_n, k_n, c_{прот}\}, \{n_n, b_{ид}, p_{ид}, k_{ид}, c_{ид}\},$
2. $\{ \{n_n, b_{ид}, p_{ид}, k_n, c_n\}, \{n_{ид}, b_n, p_{ид}, k_{ид}, c_{ид}\}, \{n_n, b_{ид}, p_n, k_{ид}, c_{ид}\} \} \in S_n$
 $\{ \{n_{прот}, b_{прот}, p_{прот}, k_{прот}, c_{прот}\}, \{n_{прот}, b_{прот}, p_{прот}, k_{прот}, c_{от}\}, \{n_{прот}, b_{прот}, p_{прот}, k_{от}, c_{прот}\}$
3. $\{ \{n_{прот}, b_n, p_n, k_n, c_n\}, \{n_n, b_n, p_n, k_{прот}, c_{прот}\}, \{n_n, b_n, p_{прот}, k_n, c_n\}, \{n_n, b_{прот}, p_n, k_n, c_n\} \} \in S_{прот}$
 $\{ \{n_{от}, b_{от}, p_{от}, k_{от}, c_{от}\}, \{n_{от}, b_{прот}, p_{прот}, k_{прот}, c_{прот}\}, \{n_{прот}, b_{прот}, p_{прот}, k_{от}, c_{от}\},$
4. $\{ \{n_{прот}, b_{прот}, p_{от}, k_{прот}, c_{прот}\}, \{n_{прот}, b_{от}, p_{прот}, k_{прот}, c_{прот}\} \} \in S_{от}$

Важно отметить, что в данном случае решение об общем состоянии РЖ принимается по худшим значениям параметров. Т.е., если химические и температурные свойства соответствуют предотказному состоянию, загрязнения - нормальному, а вязкость и плотность – идеальному, то общее состояние РЖ является предотказным.

Используя полученные выражения, введя соответствующие граничные условия и оценив значения параметров в любой момент времени t , можно отнести состояние РЖ к тому или иному классу и принять решение о возможности её дальнейшей эксплуатации. Такой подход комплексного определения ТС РЖ позволит значительно повысить эффективность и достоверность процесса.

Дальнейшее направление работы в рамках поставленной задачи является проведение практических экспериментов с целью установления изменения параметров РЖ от наработки и их взаимосвязи друг с другом, что в итоге позволит по измеренному значению одного или двух основных делать заключение о значениях всех остальных с определенной степенью точности.

Библиографический список

1. Столл, Р. Л. Множества. Логика. Аксиоматические теории [Текст] / Р. Л. Столл. – М.: «Просвещение», 1968. – 231 с.
2. Попельнюк, И. А. графоаналитическая модель состояния рабочей жидкости гидравлической системы [Текст] / И. А. Попельнюк. - V Международная научно-техническая конференция молодых ученых, аспирантов и студентов, г. Томск, 5–7 декабря 2016 г.: сборник трудов. – Томск, 2016. – С. 437 – 438.

УДК 004.942:656.71

РАЗРАБОТКА МАРШРУТА ПАССАЖИРСКИХ АВИАПЕРЕВОЗОК С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГИПЕРЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ

Потапов В. И., Мазитова Г. Р.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва

Гиперзвуковые летательные аппараты (ГЛА) являются перспективным направлением для исследования в области авиации.

В данной работе рассматривается возможность создания транспортной сети с использованием гиперзвуковых самолетов, позволяющей пассажирам быстро добраться из одной точки земного шара до достаточно удаленной другой точки. Предполагается совершение гиперзвуковых рейсов по межконтинентальным направлениям между узловыми аэропортами. Доставка пассажиров из второстепенных (периферийных аэропортов) аэропортов в узловые и обратно будет осуществляться с использованием традиционных дозвуковых самолетов.

В качестве возможных узловых аэропортов выбраны 15 крупнейших аэропортов мира, расположенных на различных материках, в этот перечень аэропортов также входит и российский аэропорт Шереметьево города Москва.

Географически аэропорты можно разделить на следующие три группы:

1. Аэропорты городов Северной и Южной Америки - Атланта, Лос-Анджелес, Чикаго, Сан- Пауло, Бразилиа
2. Аэропорты городов Африки и Европы - Москва, Лондон, Париж, Дубай, Йоханнесбург
3. Аэропорты городов Австралии и Азии - Пекин, Сингапур, Мельбурн, Токио, Сидней

Гиперзвуковой ЛА будет лететь со скоростью в 6 раз больше скорости звука, то есть на высоте 18 км самолет будет лететь со скоростью 6374,16 км/ч.

При расчете времени полета самолета следует учитывать операции, связанные с разгоном и замедлением самолета. На этап разгона самолета и достижения им крейсерской скорости закладывается 25 минут, на этап замедления самолета и его полной остановки закладывается 15 минут.

Сформулирована и решена задача линейного программирования. Получен маршрут с минимальной продолжительностью: Чикаго – Москва – Токио- Чикаго – 6,02.

Далее была рассмотрена следующая схема: гиперзвуковой самолет совершает полет через узловые аэропорты (найденные в задаче ЛП), а дозвуковой самолет будет совершать последующую перевозку пассажиров до других аэропортов из той же группы аэропортов. При этом минимизируется суммарное время перелета на дозвуковых и гиперзвуковом рейсах. Для каждого из узловых аэропортов определено среднее время перелета до периферийных аэропортов.

Маршрут ГЛА получился следующим: Атланта – Париж – Токио – Атланта – 22,89.

Среднее время последующей перевозки на дозвуковом самолете не достаточно полно описывает ситуацию. В случае если выбранный аэропорт находится удаленно от аэропортов той же группы аэропортов, то последующая перевозка на дозвуковом самолете до этих аэропортов будет занимать достаточно много времени, поэтому далее рассматривается задача определения оптимального маршрута с учетом времени дозвукового полета до наиболее удаленного периферийного аэропорта.

Маршрут ГЛА получился следующим: Атланта – Дубай – Сингапур – Атланта – 29,60.

На рисунке ниже представлены три маршрута, полученные в ходе решения трех задач линейного программирования и среднее время доставки пассажиров до каждого аэропорта:

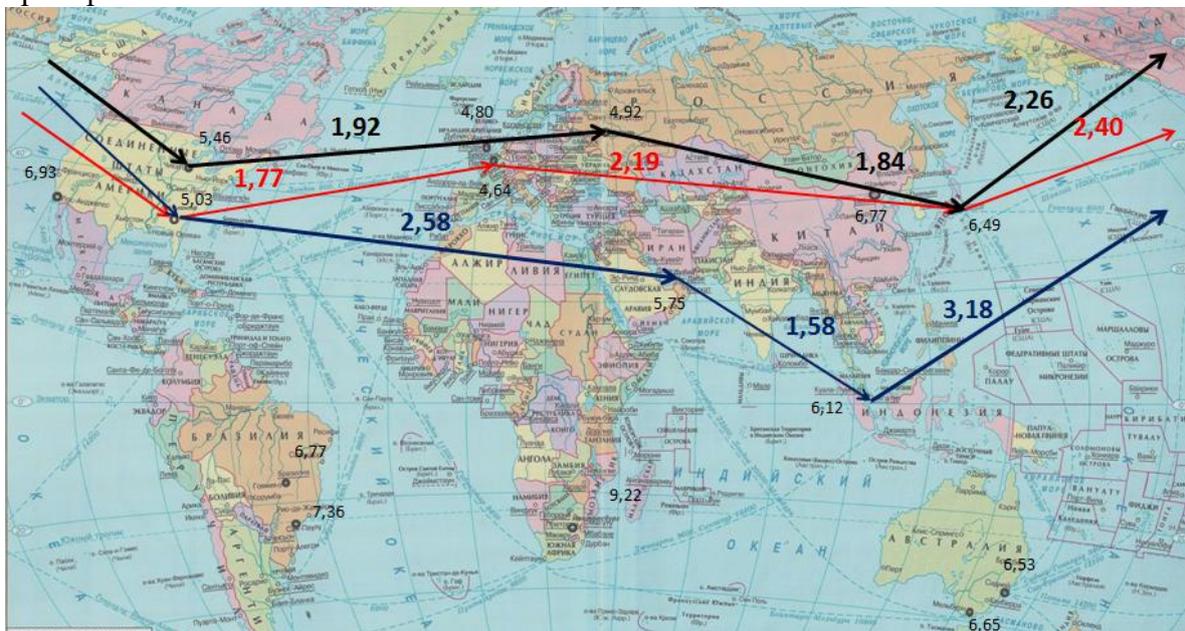


Рис.1 Маршруты, полученные в ходе решения трех задач линейного программирования и среднее время доставки пассажиров до каждого аэропорта

Рассчитано среднее время полета, затрачиваемое на полет из одной точки земного шара в другую в каждом из направлений. Максимальное время полета составит 21,67 часа в следующем направлении: Йоханнесбург – Москва – Чикаго – Сан-Пауло, как видим, даже с учетом пересадок время на полет не превысит 24 часов.

Библиографический список

1. Потапов, И. В., Романенко, В. А., Титов, Б. А., Распределение воздушных судов на заданной сети авиалиний [Текст]/ И. В. Потапов, В. А. Романенко, Б. А. Титов//. 2016.

УДК 621.65

РАЗРАБОТКА ШЕСТЕРЕННОГО НАСОСА С РЕГУЛИРУЕМЫМ ТОРЦЕВЫМ ЗАЗОРОМ

Прунь Д. А., Родионов Л. В., Хаймович А. И.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Широкое применение шестеренных насосов обусловлено простотой их конструкции, низкой чувствительностью к механическим примесям, простотой изготовления большей части элементов, невысокой стоимостью. Наряду с достоинствами есть и недостатки: утечки рабочей жидкости через зазоры, наибольшая часть которых приходится на торцевые поверхности шестерен. Шестеренные насосы широко используются во многих отраслях промышленности, в том числе в авиационных гидравлических системах, поэтому работы по снижению утечек занимают важное место при проектировании их конструкций. В работах [1-2] различные конструктивные решения, направленные на компенсацию торцевого зазора в шестеренных насосах. Еще одним недостатком насосов является наличие коррозии на элементах насосных агрегатов. В связи с этим проточную часть насосов выполняют из хромникелевой, хромникельмолибденовой, кремнистого высоколегированного хромистого чугуна, титановых сплавов. Аналогами таких сплавов могут служить полимерные или полимерные композиционные материалы с высоким пределом прочности, такие как PEEK, ZEDEX, PPSi другие. Литературный анализ, проведенный по этому вопросу, выявил некоторые работы [3-5] направленные на замену материала элементов из металла на полимеры и композиты. Из таких материалов были изготовлены различные компоненты насоса: шестерни, проточная часть насоса, корпус насоса и др. В результате исследований сделаны выводы о перспективности применения данных материалов при изготовлении компонентов гидравлических машин.

Поскольку насос объемного типа является источником расхода, то его основной характеристикой является действительная подача насоса Q_d , которая определяется как разность теоретической подачи за вычетом величины утечек и потерь на всасывание:

$$Q_d = Q_T - (Q_z + Q_{\text{рад}} + Q_{\text{тор}}) - Q_{\text{вс}}$$

где Q_T – теоретическая подача насоса; Q_z – утечки через зацепление; $Q_{\text{тор}}$ – утечки через торцевые зазоры, $Q_{\text{рад}}$ – утечки через радиальные зазоры, $Q_{\text{вс}}$ – потери на всасывание, и объемный коэффициент полезного действия η_v :

$$\eta_v = 1 - \frac{Q_z + Q_{\text{рад}} + Q_{\text{тор}} + Q_{\text{вс}}}{Q_T}$$

Основными зонами, через которые происходят потери перекачиваемой жидкости при перемещении ее из полости всасывания в полость нагнетания являются: торцевые поверхности между шестерней и подпятником, зазоры между корпусом и зубьями шестерен, утечки через зацепление. Эти участки в различной степени влияют на объемный КПД насоса, и точно оценить значимость отдельных зон в общем объеме потерь невозможно.

Согласно описанным выше замечаниям была разработана новая конструкция шестеренного насоса, позволяющая регулировать торцевой зазор, тем самым сохраняя производительность насосного агрегата.

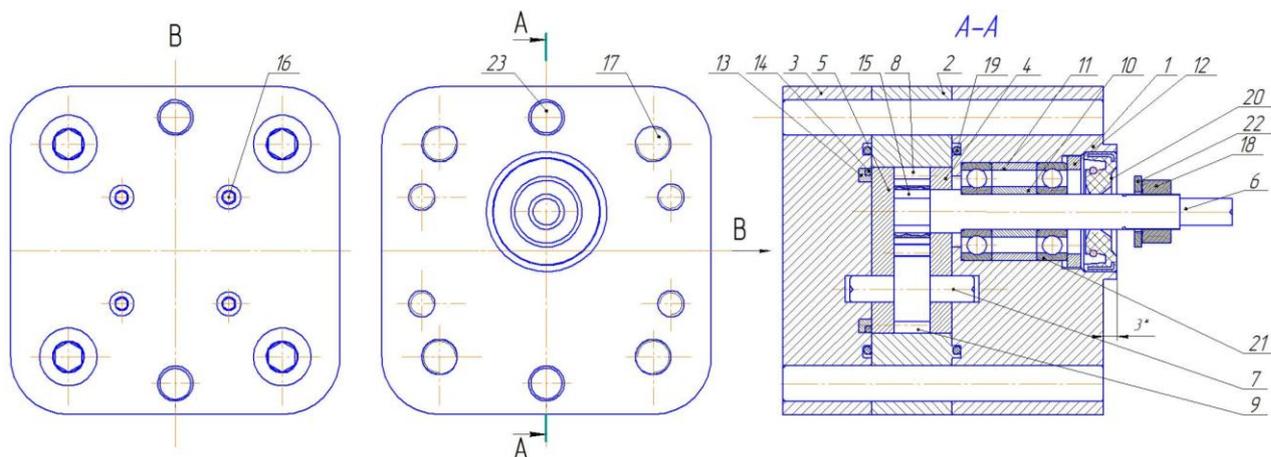


Рис. 1. Шестеренный насос с регулируемым торцевым зазором:

- 1 – передний корпус, 2 – средний корпус, 3 – задний корпус, 4 – вкладка левая,
 5 – вкладка правая, 6 – ведущий вал, 7 – ведомый вал, 8 – ведущая шестерня,
 9 – ведомая шестерня, 10 – втулка, 11 – втулка, 12 – гайка, 13 – кольцо металлическое, 14 –
 кольцо фторопластовое, 15 – шпонка, 16 – винт, 17 – винт, 18 – гайка,
 19 – уплотнительное кольцо, 20 – манжета, 21 – подшипник, 22 – шайба, 23 – штифт

Уменьшение утечек, а следственно увеличение объемного КПД, осуществляется посредством прижатия вкладок 4 и 5 кольцом 13. Фторопластовое кольцо 14 является уплотнителем.

Результаты работы получены с использованием средств гранта Президента Российской Федерации для государственной поддержки молодых российских ученых (номер гранта МК-1098.2017.8).

Библиографический список

1. Пат. 2313005 Российская федерация, МПК F04C2/08. Шестеренный насос [Текст]/ Захарчук Ю.В., Скрипцкий В.Ф.; заявитель и патентообладатель Захарчук Ю.В., Скрипцкий В.Ф - № 2005128095/06; заявл. 08.09.05; опубл. 20.12.07, Бюл. № 35 – 13 с.
2. Пат. 2291968 Российская федерация, МПК F04C2/08, F01C 19/00. Шестеренный насос [Текст]/ Поскребышев В.А., Исько Андрей Борисович, Егоров Д. В., Гарновская Е.В.; заявитель и патентообладатель Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Брасткий государственный университет» - № 2005124902/06; заявл. 04.08.05; опубл. 20.01.07, Бюл. № 2. – 5 с.
3. Родионов, Л.В, Поматилов Ф.С., Рекадзе П.Д. Исследование акустических характеристик шестеренных насосов с полимерными валами-шестернями // 2nd International Conference on Dynamics and Vibroacoustics of Machines, DVM 2014, 15 September -17 September 2014, 2015 г., P. 36-45.
4. Родионов, Л.В. Изготовление шестеренного микронасоса без подшипников / Л.В. Родионов, П.Д. Рекадзе // Проблемы механики современных машин: матер. шестой международной конференции. – М., 2015. – С. 262-267.
5. Родионов, Л.В. Особенности разработки шестеренного микронасоса / Л.В. Родионов, П.Д. Рекадзе // XIII Королёвские чтения: матер. конф. – Самара, 2015. – С. 306-307

УДК 656.073

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ НАЗЕМНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ГРУЗОВЫХ АВИАЦИОННЫХ ПЕРЕВОЗОК

Радаева Ю. А., Кропивенцева С. А..

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Наземное обслуживание рейсов является ключевым пунктом в организации авиационных перевозок. В аэропорту осуществляются работы по обслуживанию и регистрации пассажиров и багажа, по обеспечению рейса бортипитанием, по предполётному и послеполётному обслуживанию воздушных судов, а также организация и обслуживание грузовых перевозок.

Объектом исследования был выбран процесс наземного обслуживания грузовых авиаперевозок, и пути сокращения времени обработки груза. В работе рассмотрена технология обработки груза на грузовом складе и перроне, составление перевозочной документации, а также работы службы ПДСА по расчёту центровки и оформлению сводной загрузочной ведомости.

Исследование проводилось посредством метода сетевого планирования, а именно СРМ (Critical path method – Метод критического пути). Анализ временных параметров работ позволяет получить сроки необходимые на наземное обслуживание грузовых перевозок в целом, определить работы на критическом пути, определить резервы времени.

Были рассмотрены четыре ситуации, которые наиболее часто встречаются при обработке груза, а также рассчитаны критические пути:

1. Нормальный режим работы. Критический путь составил 70 минут.
2. Превышение коммерческой загрузки рейса. Критический путь – 80 минут.
3. Повреждение целостности упаковки в процессе транспортировки груза от склада до ВС. Критический путь – 70 минут.
4. Повреждение целостности упаковки в процессе погрузки груза на борт. Критический путь – 90 минут.

За счёт сокращения длительности данных работ можно достигнуть сокращения наземного обслуживания грузовых перевозок, тем самым сократив затраты авиакомпаний, за счёт сокращения времени стоянки ВС.

На рисунке 1 продемонстрировано наземное обслуживание груза в сбойной ситуации, когда была превышена коммерческая загрузка рейса и необходимо снять «лишний» груз.

Критический путь составил 80 минут и состоит из следующих работ: получение предварительных данных по коммерческой загрузке ВС, предварительный расчёт центровки, передача предварительной информации о загрузке рейса в СОПП, транспортировка груза к ВС, погрузка в ВС.

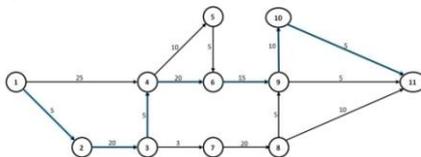


Рис. 1. Сетевой график и критический путь наземного обслуживания при превышении коммерческой загрузки

Библиографический список

1. Филлипс Д. Методы анализа сетей: пер. с англ. [текст]: учебник / Д. Филлипс, А. Гарсиа-Диас. – М.: Мир, 2007. – 496 с.

УДК 656.072

ОЦЕНКА ПЕРСПЕКТИВ РАЗВИТИЯ РЕГИОНАЛЬНОГО АЭРОПОРТА ЧЕРЕЗ СОЗДАНИЕ БАЗОВОГО АВИАПЕРЕВОЗЧИКА (НА ПРИМЕРЕ МЕЖДУНАРОДНОГО АЭРОПОРТА «КУРУМОЧ»)

Раптанова П. А., Немчинов О. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Развитие пассажирских авиаперевозок отражает экономическое развитие и благополучие того или иного территориального сообщества – страны, региона или города. Процесс развития авиакомпаний и аэропортов находится в тесной зависимости и взаимное сотрудничество, а также совместное планирование деятельности аэропорта и авиакомпаний, является залогом их стабильного развития. Поэтому являясь важным технологическим звеном, наземная инфраструктура международного аэропорта «Курумоч», имеющая большие возможности и перспективы развития, однако используемая не в полной мере, не может существовать независимо от базового авиаперевозчика, соответственно, конкурентоспособность аэропорта напрямую зависит от базовой авиакомпании-партнёра.

В рамках исследования проведён анализ расписания рейсов с 01.03.2017 г. по 01.03.2018 г. и анализ финансово-хозяйственной деятельности Международного аэропорта «Курумоч» за период 2014-2016 гг., с целью определения современного состояния и перспектив развития. Сделаны выводы о том, что для увеличения пассажиропотока, соответственно эксплуатационной выручки, устойчивого развития в целом, необходима базовая авиакомпания. У аэропорта «Курумоч» имеется опыт взаимодействия с базовой авиакомпанией ОАО «Авиакомпания Самара», которая образовалась в 1994 г. В 2008 г. Росавиация приостановила действие сертификата эксплуатанта «Авиакомпания Самара» в связи с нехваткой денежных средств для оплаты авиатоплива и наземных услуг. С 2009 г. предпринимались безуспешные попытки по воссозданию базовой авиакомпании в аэропорту «Курумоч» [1].

В рамках исследования рассматривается экономическая целесообразность создания базовой авиакомпании в аэропорту «Курумоч», которая будет совершать регулярные региональные перевозки, а также полёты в курортные города России (Сочи, Анапа) и других стран (Турция и Греция), пользующиеся большой популярностью. Кроме того, рассматривается вопрос открытия новых региональных направлений полётов из аэропорта г. Самары на расстояния до 800 км.

Первоначально для обеспечения деятельности авиакомпании выбраны восемь типов воздушных судов (ВС) с целью сравнения их характеристик. Далее для данных ВС рассчитывается себестоимость рейсов, а затем, с помощью многопараметрической задачи линейного целочисленного программирования выбираются два типа ВС (первый – для выполнения региональных авиаперевозок, второй – для выполнения воздушных сообщений на дальние расстояния), и определяется количество выполняемых рейсов из условия заданного спроса. После этого производится оценка экономической эффективности эксплуатационной деятельности авиакомпании, где определяются тарифы авиакомпании, доходы и расходы, рассчитывается прибыль и определяется рентабельность авиакомпании. Результатом работы является разработанный бизнес-план по созданию регионального авиаперевозчика на базе аэропорта «Курумоч».

Библиографический список

1. Дмитренко, О. А. Самара на взлёте [Текст]: / О. А. Дмитренко // «Русская газета». – 2010. – №5182 (103). – С. 4.

УДК 621.651

РАЗРАБОТКА НАСОСА-ДОЗАТОРА ДЛЯ ХИМИЧЕСКИХ СРЕД

Риман О. Д., Родионов Л. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Насос-дозатор – это насос, рассчитанный для дозирования определенного объема продукта. Область применения такого агрегата разнообразна: на химических заводах, водоочистных сооружениях, водоопреснительных установках, в промышленности, где необходимо дозирование и предварительное смешивание сырья.

В зависимости от способа перекачки жидкости используется следующая классификация насосов-дозаторов: поршневой, шнековый и центробежный насосы. Поршневой насос наилучшим образом подходит к использованию его качестве дозирующего насоса, в чем можно убедиться, сравнив кривые расхода (Q) и давления (P) для трех видов насосов (рисунок 1) [1].

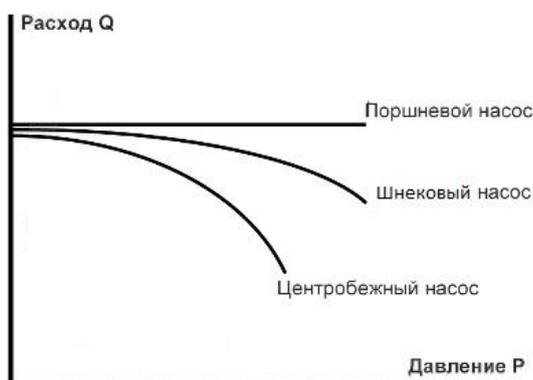


Рис. 1. Зависимость расхода от давления в различных насосах.

Используя в качестве прототипа насос-дозатор ТОР было разработано техническое задание:

- рабочая среда: агрессивная среда, углеводород, бензин, вода;
- давление в системе: до 10 МПа;
- номинальный расход: до 120 мл/час.

Согласно техническому заданию был подобран диаметр поршня $D \approx 10$ мм [2,3].

Материалами основных компонентов поршневого насоса (поршни, цилиндры, трубы) были выбраны - сталь 12Х18Н10Т и титан ВТ6, учитывая их высокую коррозионную устойчивость к агрессивным средам.

Для предотвращения объемных потерь в насосе необходимо использовать резиновые уплотнительные кольца. Для защиты колец был разработан защитный паз из фторопласта Ф-4, учитывая процесс набухания резиновых колец в агрессивных средах ($\approx 30\%$) [4]. Фторопласт Ф-4 обладает чрезвычайно высокой химической стойкостью, а также стойкостью ко всем минеральным и органическим кислотам, щелочам, органическим растворителям, окислителям, газам и другим агрессивным средам [5].

Для преобразования вращательного движения от первичного двигателя в поступательное используются передачи винт – гайка скольжения.

Винтовая передача скольжения состоит из ходового винта с резьбой трапецеидального профиля и соответствующей гайки. По сравнению с устаревшим винтом с прямоугольной резьбой, трапецеидальный винт меньше изнашивается и имеет большую грузоподъемность. Достоинствами использования пары винт-гайка

скольжения являются большой выигрыш в силе, высокая точность перемещений, малые размеры.

Согласно описанным выше замечаниям была разработана новая конструкция поршневого насоса (рисунок 2).

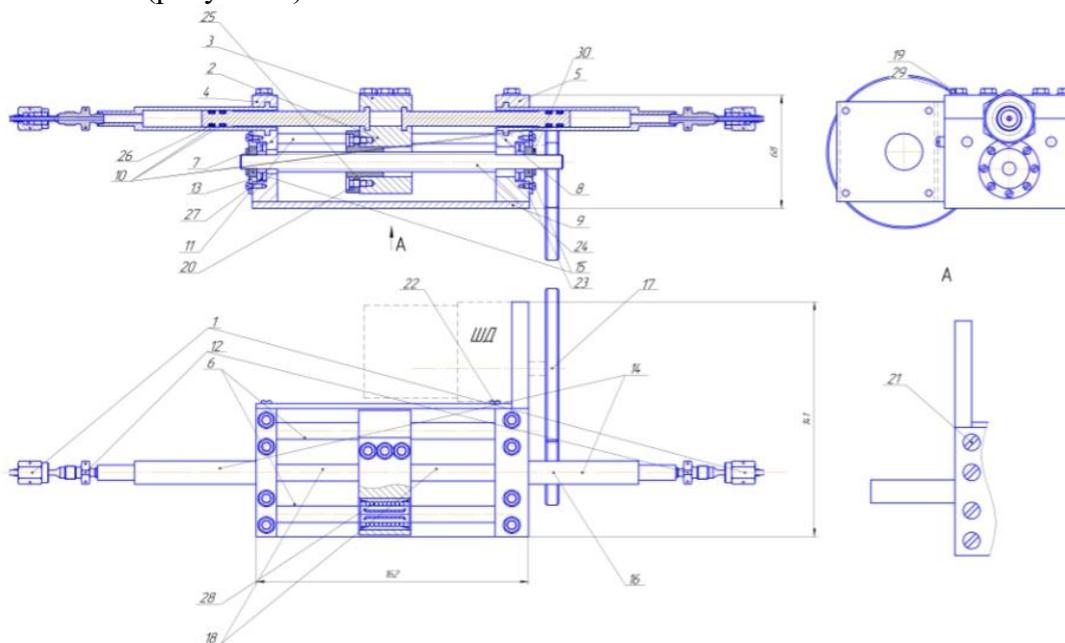


Рис. 2. Поршневой насос:

ШД-шаговый двигатель, 1 – труба в сборе, 2 – каретка, 3 – крышка каретки, 4 – крышка левая, 5 – крышка правая, 6 – направляющая, 7 – низ левый, 8 – низ правый, 9 – основание, 10 – паз, 11 – планка, 12 – проходник ввертной, 13 – фланец, 14 – цилиндр, 15 – шайба, 16, 17 – шпонка, 18 – шток, 19, 20 – болт, 21, 22, 23 – винт, 24 – ходовой винт, 25 – гайка скольжения, 26 – кольцо уплотнительное, 27, 28 – подшипник, 29, 30 – шайба.

Результаты работы получены с использованием средств гранта Президента Российской Федерации для государственной поддержки молодых российских ученых (номер гранта МК-1098.2017.8).

Библиографический список

1. Насос-дозатор – устройство, применение, продажа [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.tex-servis.ru/nasos-dozator/>, свободный.
2. ГОСТ 12447-808. Гидроприводы объемные, пневмоприводы и смазочные системы. Нормальные диаметры. – Москва: Изд-во стандартов, 1981. – 2 с.
3. Чиняев, И.А. Поршневые насосы [Текст]/И.А.Чиняев. – М: Машиностроение, 1966. – 189 с.
4. Шайдаков В.В. Свойства и испытания резины. М.: Химия, 2002. 235 с.
5. Вайнер, Я.В. Оборудование, автоматизация и механизация цехов электрохимических покрытий [Текст]/ Я. В. Вайнер, М. А. Дасоян// Л. Машгиз. 1961г. 404 с.

УДК 629.7.012

ПОИСК ЗАКОНОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ САМОЛЕТОВ

Рубинская А. Е., Градюшко Я. И., Онорина Д. Д., Галли Г. В.

Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации,
г. Санкт-Петербург

Одной из главных задач любой дисциплины, а особенно такой молодой как проектирование самолетов является разработка методик, поиск закономерностей – законов проектирования самолетов. Одним из пионеров составления таких законов после О.Лилянталя, А.Ф.Можайского можно назвать капитана французской артиллерии Фердинанда Фербера (8 февраля 1862 г. – 22 сентября 1909 г.). Его книга [3] является основой для составления хронологии законов проектирования аэропланов. Приведем некоторые законы из этой книги и других источников.

1) Закон продольного "V". До сих пор не известно, кто и когда первым сформулировал закон продольного «V», который показывает, что для продольной устойчивости угол установки оперения должен быть меньше чем крыла. Как известно, практически применил его Альфонс Пено в своей резиноmotorной модели «Планефор» в 1871 г., как можно видеть в журнале L’Aeronaut [5, №1 за 1872 г.]. Но теоретического обоснования этому им не приводится. Даже в проекте А.Пено аэроплана-амфибии с S-образным профилем для устойчивости нет теоретического обоснования этого закона, как можно видеть в журнале L’Aeronaut [6, №10 за 1877 г.]. Вывод закона продольного «V» с использованием понятия «фокус» приводится в докладе.

2) Закон поперечного "V" (сочетания поперечной и путевой устойчивости, в конечном виде, вероятно в 20-е годы сформулирован);

3) Удельная прочность, выбор материала (предположительно Хайврам Максим первый предложил в XIX веке);

4) Закон Куба-Квадрата;

5) Закон кратчайшего силового потока. В некоторых источниках говорится о приоритете формулировки этого закона А.Н.Туполевым, который впервые поместил баки в крылья самолета АНТ-25. Он говорил примерно так - "Силу надо ловить там, где она приложена" [2]. В книге [2] законы сведены в отдельную главу 12 «Принципы разработки силовой схемы конструкции»;

6) Из этого же источника: принцип плавности силового потока; преимущество растяжения и сжатия перед изгибом; использование максимальной базы при изгибе; преимущество замкнутого контура при кручении... и круглой трубы при продольном изгибе; концентрация усилий в элементах теряющих прочность...; повышение местной устойчивости тонких стенок; принцип равной устойчивости; противоречие между принципами; совмещение функций....

Спорным остается вопрос приоритета «кривой Пено» – располагаемой тяги в зависимости от скорости. В своих лекциях Профессор МАИ Ю.А.Рыжов заявил о том, что ее придумал не Альфонс Пено а Н.Е.Жуковский. К сожалению, в современных учебниках имеется разрыв между методами объяснения статической устойчивости в начале XX века и современными [1]. Например, использование понятия метацентрической кривой устойчивости, введенное А.Г.Эйфелем (рис.1) позволяет наглядно определить высоту положения центра тяжести, при которой аэроплан становится устойчивым.

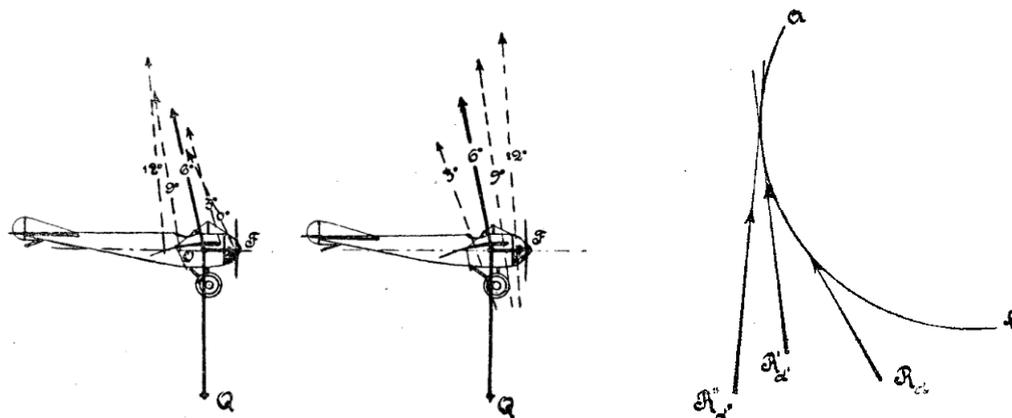


Рис. 1. Схема пучков суммарной аэродинамической силы для устойчивого и не устойчивого самолета (слева) и схема метацентрической кривой устойчивости (справа)

Также полезным является разъяснение понятия «фокус» крыла, используя атласные характеристики коэффициента момента и «фокус» поляры устойчивости перемещения центра давления, впервые приведенной С.А.Чаплыгиным в брошюре «К общей теории крыла моноплана» в 1922 г.

Незаслуженно забыт графический способ представления пучка сил для исследования продольной устойчивости. Суть которого состоит в том, что при изменении с устойчивого продольного «V» (стабилизатор поднят вверх) на неустойчивое (стабилизатор опущен вниз) положение вектора максимальной подъемной силы не меняется, а пучки векторов меньших подъемных сил из формы «широкого шалаша» выстраиваются на линию вектора максимальной подъемной силы (рис.1), затем превращаются в «букет цветов», которые смотрят в разные стороны и находятся позади вектора максимальной подъемной силы. Уменьшение угла продольного «V», которое происходит в полете, например, взятием штурвала «на себя», превращает «широкий шалаш» в «узкий», но не «в букет цветов», иначе аэроплан потеряет статическую устойчивость по углу атаки. Если обратимся к графику коэффициента момента, то он будет перемещаться параллельно в сторону уменьшения балансировочного угла атаки, но наклон останется прежним. Если центр тяжести не менять, то скорость самолета увеличится, восстанавливающая сила станет больше. Но если балансировать самолет на том же угле атаки смещением назад центра тяжести, устойчивость уменьшится.

Авторами доклада дается классификация и рассмотрены преимущества и недостатки нетрадиционных форм крыла с точки зрения аэродинамических характеристик и методик определения этих характеристик.

Библиографический список

1. Борейко Д. Основы авиации. – Петроград: Воен. авиац. школа, 1917. – 419 с.
2. Горощенко Б.Т., Дьяченко А.А., Фадеев Н.М. Эскизное проектирование самолета. – М.: Машиностроение, 1970 г., 332 с.
3. Фербер Ф.Авиация, ее начало и развитие. С холма на холм. Из города в город. С материка на материк - Киев, 1910. – 275 с.
4. Катырев И.Я., Неймарк М.С., Шейнин В.М., Ред. Новожилов Г.В. Проектирование самолетов . – М: Машиностроение, 1991. – 672 с.
5. L’Aeronaut №1 за 1872 г.

УДК 629.7.08

ПОВЫШЕНИЕ НАДЁЖНОСТИ АГРЕГАТОВ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМ ПОСРЕДСТВОМ ВНЕДРЕНИЯ УПРЕЖДАЮЩЕГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

Рыжкова Ю. П., Гареев А. М.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Упреждающее техническое обслуживание (ТО) представляет собой комплекс мер, проводимых для выявления и устранения причин отклонений, ведущих к неисправности. Таким образом, упреждающее ТО в совокупности с ТО, проводимым по факту неисправности, существенно увеличивают срок службы агрегатов и систем. Другими словами, ресурс агрегата начинает быстро сокращаться, в случае если одна из причин отклонений имела место быть достаточно продолжительное время, что приводит к ухудшению состояния материалов или принципа функционирования. Ресурс агрегатов может быть существенно продлён за счёт постоянного наблюдения за параметрами, характеризующими возникновение причин неисправностей в рамках упреждающего ТО. Ограничениями данных параметров будут являться их значения, обеспечивающие приемлемый срок службы агрегатов.

В гидравлико-механических системах увеличение ресурса достигается проведением анализа устойчивости восьми параметров, характеризующих основные причины возникновения неисправности. Ими являются:

- уровень загрязнённости жидкости;
- уровень утечек жидкости;
- химическая стабильность жидкости;
- физическая стабильность жидкости;
- кавитационная стабильность;
- температурная стабильность;
- стабильность износа;
- механическая стабильность.

Отклонение любого из этих параметров от допустимых значений ведёт к повреждению материалов, что, в свою очередь, влечёт за собой нарушение функционирования и, в конечном итоге, к выходу из строя агрегата или всей системы. Подобные отклонения являются следствием условий применения и ограничений предельных значений параметров, характеризующих основные причины возникновения неисправности. Условия применения приводят к основным причинам неисправностей (условный отказ), что ведёт к повреждению материала (зарождающийся отказ), это является причиной нарушения функционирования (приближающийся отказ) и, в дальнейшем приводит к потере способности выполнять заданные функции (например, внезапный отказ), как показано на рисунке 1.

Для распознавания признаков отказа необходимо знать параметры, характеризующие ресурс и условия его продления, являющиеся индивидуальными для каждого конкретного агрегата. Эти признаки вытекают из отклонений, являющимися основными причинами отказа, и в своем развитии приводят объект к состоянию условного отказа, а затем и к полной потере работоспособности. Для обеспечения теоретически бесконечного ресурса объекта необходимы методы для обнаружения и устранения этих отклонений.



Рис. 1. Развитие неисправности

Библиографический список

1. Гареев, А.М., Упреждающее обслуживание гидравлических систем летательных аппаратов: монография. Гареев, А.М., Тиц С.Н. Самара: Издательство Самарского научного центра РАН, 2010. 112 с.
2. Fitch, E.C. Proactive maintenance for mechanical systems //Technology transfer Series #4, Oklahome, FFS, INC. 2004. – 286 p.
3. Пискунов, В.А. Химотология в гражданской авиации: Справочник. [Текст] / В.А. Пискунов, В.И. Зрелов, В.Т. Василенко и др. – М.:
4. Fitch, E.C. Fluid Contamination Control //Technology transfer Series #4, Oklahome, FFS, INC. 1988. - 433p.
5. Fitch, E.C. Hong I.T. Hydraulic system modeling and simulation// Technology transfer Series #4, Oklahome, FFS, INC. 2006. – 184 p.

ВЛИЯНИЕ ЗАГРЯЗНЁННОСТИ ЖИДКОСТИ НА РАБОТУ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Рыжкова Ю. П., Гареев А. М.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Для достижения постоянства чистоты жидкости, необходимо чтобы уровень её загрязненности был вовремя распознан, определен, проанализирован, оценен и устранен, а также поддерживался ниже уровня, необходимого для безотказной работы каждого элемента системы. Связь этих факторов приведена на рисунке 1.



Рис. 1. Достижение устойчивости уровня загрязнения

На ухудшение характеристик материалов и функциональных характеристик объекта оказывают влияние три фактора: соответствие условий эксплуатации первоначально заданным, уровень загрязненности жидкости и уровень чувствительности объекта к загрязнению рабочей жидкости (рисунок 2). Следует отметить, что уровень загрязненности жидкости зависит от эффективности фильтрации (β) и количества загрязнений, поступающих в систему.

Попадание посторонних частичек в жидкость могут вызвать три типа отказов в агрегатах системы:

- износ – абразивный износ и ударная эрозия;
- заедание – частички блокируют отверстия и зазоры;
- закупоривание – засорение, облитерация.

Износ инородными продуктами возникает вследствие трения частичек загрязнения о рабочие поверхности. Возникаемый при этом абразивный износ бывает трех видов. Частичка загрязнения врезается в более мягкий из двух трущихся материалов и продолжает разрушать более твердую поверхность. Такой вид износа характерен для центробежных насосов. Ресурс центробежного насоса является функцией Ω (величина, характеризующая чувствительность объекта к загрязненности жидкости при условиях работы насоса и уровня загрязненности жидкости). Ударная эрозия является еще одним видом износа, возникающим из-за содержания частичек загрязнения в жидкости, обычно характерна для клапанов и других поверхностей, испытывающих ударные нагрузки со стороны потока жидкости, обладающего большой скоростью течения.



Рис. 2. Факторы, влияющие на уровень загрязнения

Заедание происходит в результате того, что частичка (скопление частичек) загрязнения блокируют зазор или отверстие, препятствуя тем самым течению жидкости или движению механических элементов. Сдвиговое заедание – термин, используемый для описания явления препятствования частичкой/частичками закрытию клапана. Возможность возникновения данного явления в зависимости от уровня загрязненности жидкости определяет усилие закрытия клапана и усилие сопротивления срезу частиц.

Закупоривание – явление, обычно возникающее в зазоре между расточкой золотника и отверстием клапана. Для блокирования зазора необходимо сравнительно немного частиц и достаточно большее их количество для его полного закупоривания. При постепенном закупоривании зазора происходит увеличение сил облитерации, которые в конечном итоге достигают устойчивых значений. Закупоривание или заедание возникает, в случае если значения сил облитерации превышают значение силы, прикладываемой к клапану для его перемещения.

Для предотвращения таких явлений, как гидроабразивный износ, заедание и закупоривание, необходимо поддерживать уровень загрязненности жидкости в определенных пределах. В рамках упреждающего ТО мерой является контроль уровня загрязненности. Каждый клапан, имеющий проточки для наноса, обладает определенной чувствительностью к возникновению закупоривания, определяемому значением Ω для данного клапана.

Библиографический список

1. Гареев, А.М., Упреждающее обслуживание гидравлических систем летательных аппаратов: монография. Гареев, А.М., Тиц С.Н. Самара: Издательство Самарского научного центра РАН, 2010. 112 с.
2. Fitch, E.C. Proactive maintenance for mechanical systems //Technology transfer Series #4, Oklahome, FFS, INC. 2004. – 286 p.
3. Пискунов, В.А. Химотология в гражданской авиации: Справочник. [Текст] / В.А. Пискунов, В.И. Зрелов, В.Т. Василенко и др. – М.:
4. Fitch, E.C. Fluid Contamination Control //Technology transfer Series #4, Oklahome, FFS, INC. 1988. - 433p.
5. Fitch, E.C. Hong I.T. Hydraulic system modeling and simulation// Technology transfer Series #4, Oklahome, FFS, INC. 2006. – 184 p.

УДК 678.057.745.5

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЛИТЬЯ ПРОСТРАНСТВЕННО-НАГРУЖЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОРОТКОАРМИРОВАННОГО РЕАКТОПЛАСТА

Садыкова В. О., Куркин Е. И.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Существенную часть конструкции летательного аппарата составляют узлы передачи сосредоточенных нагрузок – кронштейны, фитинги, качалки. Важной задачей является снижение массы таких узлов. Для решения данной задачи в авиационной технике активно применяют композиционные материалы, которые существенно превосходят традиционные материалы по механическим характеристикам и эксплуатационным свойствам. Как правило, детали узлов навески имеют сложную пространственную форму, не предполагающую применение слоистых композитов. Для их производства наиболее предпочтительна технология литья под давлением. Такая технология может применяться для композиционных материалов, армированных короткими высокопрочными волокнами. Для прогнозирования механических характеристик таких материалов и управления жесткостью и прочностью проектируемых изделий стоит острая потребность в математическом моделировании процесса литья неньютоновских жидкостей с последующей экспериментальной верификацией полученных результатов.

В системе Moldex3D разработана математическая модель процесса литья кронштейна методами гидродинамики. Исходными данными при расчете литья являются подготовленная в Moldex Designer конечно-элементная модель кронштейна и литниковой области. В качестве материала выбрана смесь эпоксидной смолы Этал Карбон М с угольными волокнами длиной 0,3 мм. Для определения её вязкости использован вискозиметр Brookfield DV3T RV. Выбран наилучший шпиндель и диапазон скоростей его вращения. В системе MATLAB разработана программа для обработки результатов экспериментальных данных и определения зависимостей вязкости от скорости сдвига на основе соотношений, описанных в [1]. Полученные значения используются для описания характеристик материала в программном комплексе Moldex3D. Основные параметры процесса литья заданы условиями изготовления кронштейна. Гидродинамический расчет литья кронштейна показал полное прохождение фронта литья, время заполнения – 180 секунд. Результаты предоставляют подробную информацию о процессе заполнения литьевой формы, линиях смятия, армировании изделия, а также о распределении давления и температуры.

Разработанная модель позволяет предсказать направление армирования короткими волокнами с учётом экспериментально определенных реологических свойств смеси и особенностей технологии изготовления изделия.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-31-00365 мол_а.

Библиографический список

1. Mitschka P. Simple conversion of Brookfield R.V.T. readings into viscosity functions [Text] – Rheologica Acta 21, 1982. – p. 207-209

УДК 629.7.001

ОСОБЕННОСТИ РАЗРАБОТКИ КОНСТРУКТОРСКОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ ПРИ СОЗДАНИИ МОДИФИКАЦИИ САМОЛЁТА

Саньков А. А., Тюпко А. Г., Климов В. Н.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В современных условиях разработка конструкторской документации на модифицируемый самолёт осуществляется с использованием «цифровых» технологий, позволяющих создать полное электронное описание изделия (ЭОИ) - совокупность информационных объектов, документов и отношений между ними. Ключевым звеном в процессе сквозного проектирования и производства от разработки технического задания до готовой продукции является электронный макет изделия (ЭМИ). Его создание включает следующие этапы.

1. Создание «Базовой контрольной структуры» (БКС). Это модель поверхности изделия, конструктивно-силовая схема, схема технологического членения, схемы трасс коммуникаций и т.п.
2. «Рабочая» часть (РЧ) – модель, в которой на основе данных из БКС строится геометрическое представление деталей. На основе Wave-технологий [1] организовываются ассоциативные связи между отдельными элементами внутри структуры ЭМИ.
3. «Результирующая» часть (РЗЧ) – на данном этапе согласованные и взаимоувязанные трёхмерные геометрические модели дополняются сведениями, необходимыми в производстве, осуществляется согласование и контроль всех видов информации.

Процесс разработки конструкторской документации на модификацию некоторого фрагмента конструкции состоит из следующих этапов:

- получение задания на модификацию и анализ исходных данных;
- разработка вариантов размещения оборудования – объёмная компоновка;
- разработка вариантов конструктивно- силовой схемы – силовая компоновка;
- прочностной расчёт и оптимизация конструкции;
- уточнение конструктивных форм и выпуск документации.

При современном состоянии отечественной авиационной промышленности конструкторская документация на модифицированное изделие создаётся, как правило, в условиях существующего производства с действующей документацией на изделие, представленной на твёрдых носителях в форме двумерных чертежей и других документов. Модифицируемое изделие ориентируется на новые производственные технологии, построенные на использовании цифровых трёхмерных моделей и других элементов ЭОИ. Поэтому разработка модификации сопровождается переводом действующих традиционных конструкторских документов в трёхмерные цифровые модели и электронные описания. В этой работе выявляются неточности и разночтения, имеющиеся в действующей документации, и проводится их устранение. Гибкость и адаптивность процесса, осуществляемого в единой информационной среде, позволяет вносить такие изменения и отслеживать их на всех этапах жизненного цикла изделия.

Библиографический список.

1. Гончаров П. А. NX для конструктора-машиностроителя [Текст]/ П. А. Гончаров, М. И. Ельцов. – М.: ДМК Пресс, 2010. – 504с.

УДК 629.73

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ТРЁХМЕРНОЙ МОДЕЛИ СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЁТА

Скачкова Е. Ю., Козлов Д. М.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Самарский филиал конструкторского бюро ПАО «Туполев», г. Самара

Использование современных методов и средств численной аэродинамики позволяет уже на ранних стадиях проектирования самолёта получить значения основных аэродинамических характеристик самолёта, пригодные для решения различных проектных задач. Это особенно важно при создании многорежимных самолётов, отличающихся сложными интегральными аэродинамическими схемами. В работе рассматривается задача определения полей давления и скорости потока около многорежимного сверхзвукового самолёта на двух режимах полёта и выполнения предварительного расчёта его основных аэродинамических характеристик. Задача решается с использованием CAE-системы ANSYS WORKBENCH и исходных данных, характерных для этапа разработки технического предложения. Облик самолёта был сформирован в соответствии с требованиями технического задания на проектирование и разработанным комплексом тактико – технических требований к самолёту. Для построения аэродинамической модели обтекания самолёта использована трёхмерная геометрическая модель облика самолёта, построенная с использованием CAD-системы Simens NX-10. Самолёт имеет интегральную схему и крыло с изменяемой стреловидностью. Поворотные консоли крыла могут занимать три фиксированных положения: взлётно – посадочное, крейсерское для дозвукового и для сверхзвукового режимов полёта. На рисунке 1 показана схема модели, где правая консоль крыла находится в положении для крейсерского дозвукового, а левая – для сверхзвукового режимов полёта.

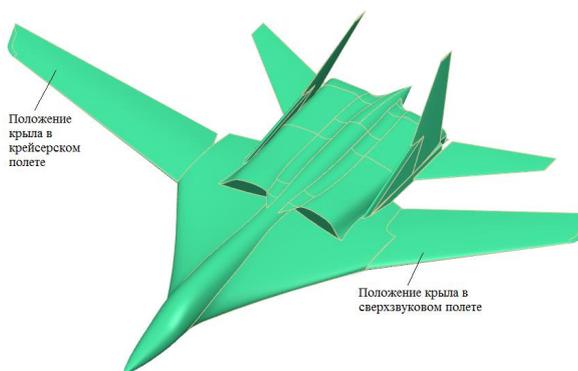


Рис. 1. Трёхмерная поверхностная модель самолёта

При построении поверхностных моделей самолёта особое внимание было обращено на обеспечение отсутствия разрывов и острых кромок между сопрягаемыми поверхностями. Разрывы между сопрягаемыми поверхностями приводят к затеканию набегающего потока внутрь поверхностной модели, а острые кромки – к некачественной сетке объемно-конечных элементов, моделирующей воздушное пространство около модели. Сеточная модель построена в программном пакете ANSYS ICEM CFD, который позволяет проверить работоспособность модели и гибко управлять параметрами сетки объемно-конечных элементов. С целью моделирования воздушного пространства, окружающего поверхностную модель, была создана

расчетная область. Выбранные размеры расчётной области в 50 раз превышают габаритные размеры самолёта. При таких её размерах пристеночные течения не влияют на обтекание модели. С учётом этого условия для моделирования течения была выбрана модель турбулентности $k - \epsilon$. Для моделирования пограничного слоя при создании сетки объемно-конечных элементов на поверхности модели созданы призматические слои (Hexahedron). На рисунке 2 показан участок расчётной области, включая построенные призматические слои.

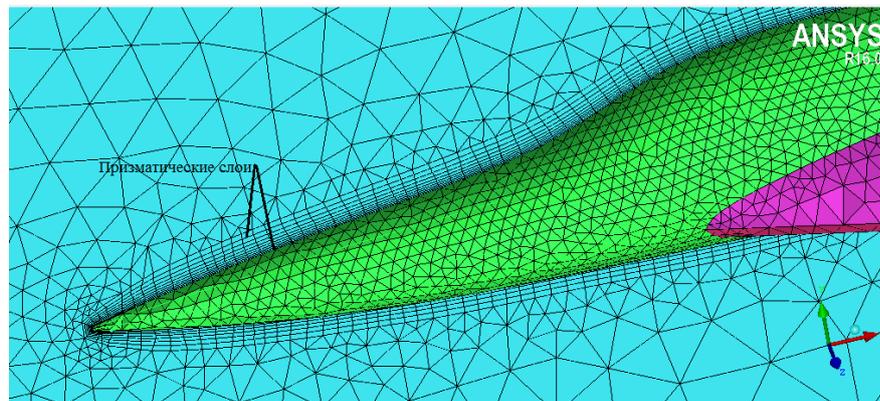


Рис. 2. Участок расчётной области

Задание граничных условий, расчет и обработка полученных результатов проводятся в программном комплексе ANSYS CFX. В результате расчетов получены картины распределения давления и скорости потока в расчётной области. Программной обработкой результатов определены значения коэффициентов подъемной силы, силы лобового сопротивления и аэродинамического качества. В таблице 1 приведены полученные значения для двух основных режимов полёта. Для сравнения в таблице приведены те же характеристики самолёта, рассчитанные студентом (ныне инженером) В. В. Лобановым традиционным инженерным методом.[1].

Таблица 1. Аэродинамические характеристики самолёта на двух режимах полёта

Режим полета	Результаты расчета ANSYS WORKBENCH		Результаты расчета по методу плоской пластины	
	Крейсерский	Сверхзвуковой	Крейсерский	Сверхзвуковой
Коэффициент подъемной силы C_y	0,204	0,144	0,242	0,107
Коэффициент лобового сопротивления C_x	0,016	0,024	0,015	0,0281
Аэродинамическое качество K	12,8	6	16,1	3,8

Более точные результаты могут быть получены путём увеличения размеров расчётной области и уточнения моделей турбулентности для каждого режима полёта.

Библиографический список

1. Колесников, Г. А., Марков, В. К., Михайлюк, А. А. и др. Аэродинамика летательных аппаратов [Текст]/ под ред. Г.А. Колесникова. – М.: Машиностроение, 1993. – 544 с.

УДК 519.248:656.71

НЕЧЕТКО-МНОЖЕСТВЕННАЯ МНОГОФАКТОРНАЯ РЕГРЕССИОННАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ ОБРАБОТКИ БАГАЖА АЭРОПОРТА

Скороход М. А., Романенко В. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Операции по обработке багажа – одни из наиболее трудоемких в процессе наземного обслуживания пассажиров, что служит причиной необходимости внедрения в структуру аэропорта целого комплекса систем автоматизации этих операций (системы обработки багажа). Чтобы соответствовать современным требованиям авиационной безопасности и высоким стандартам обслуживания пассажиров, СОБ должны быть максимально надежными, автоматизированными. Внедрение и эксплуатация таких систем приводит к дополнительным расходам. Поэтому еще на этапе стратегического планирования развития аэропорта руководству необходимо выбрать СОБ с экономически целесообразным набором характеристик, которые обеспечивали бы надежную бесперебойную работу аэропорта. Инструментом предварительной оценки затрат на внедрение и эксплуатацию СОБ может служить ее технико-экономическая модель, которая отражает связь между экономическими характеристиками и техническими параметрами системы.

Для формирования регрессионной модели обработки данные 35 проектов СОБ, реализованных в ряде аэропортов мира. Все СОБ разделены по типу используемой технологии сортировки на системы, использующие ленточные транспортеры и опрокидывающиеся поддоны. Для них в работе [1] построены детерминированные многофакторные технико-экономические модели, которые определяются следующим уравнением регрессии:

$$Y = b_0 + \sum_{i=1}^n b_i x_i, \quad (1)$$

где Y - зависимая переменная, общая стоимость СОБ (млн. долларов США); x_i - независимая переменная, число единиц структурных компонентов каждого вида, для СОБ первой группы $n=4$ (стойки регистрации, интроскопы, карусели комплектования, карусели выдачи), для второй $n=6$ (к факторам первой группы добавляются трансферные линии и места хранения раннего багажа); b_i - коэффициенты (параметры) модели, физический смысл которых заключается в величине затрат, требуемых на внедрение единицы структурного компонента каждой подсистемы СОБ (млн. долларов США).

Недостаток классической линейной модели – излишняя «жесткость» в описании реальной системы, которая не учитывает неопределенность некоторых параметров. Наличие нечеткости объясняется отклонениями от возможных прогнозируемых значений, неизбежно возникающими в финансово-экономической среде вследствие таких причин, как колебание курса валют, выбор различных поставщиков и т.п. Более гибко описывать объекты в условиях неопределенности позволяет использование теории нечетких множеств [2].

В работе используется методика, предполагающая формирование нечеткой регрессионной модели на базе предварительно построенной четкой статистической модели линейной регрессии, представленной уравнением (1). Предполагается, что искомые коэффициенты представлены в виде нечетких чисел треугольного несимметричного типа, поэтому в итоге и зависимая переменная будет нечетким числом такого же вида. Уравнение (1) запишется следующим образом:

$$\tilde{Y} = \tilde{b}_0 + \sum_{i=1}^n \tilde{b}_i x_i,$$

где нечеткие величины задаются значениями левой (L) и правой (R) границы и модальным значением (M): $\tilde{b}_i = (b_i^L, b_i^M, b_i^R)$, $\tilde{Y} = (Y^L, Y^M, Y^R)$.

Таким образом, четкое уравнение регрессии (1) уточняется коридором достоверности. Путем решения задачи линейного программирования, имеющей цель - минимизировать ширину нечеткого коридора по всем наблюдениям $\sum_{j=1}^m (y_j^R - y_j^L) \rightarrow \min$ определяются функции, располагающиеся, соответственно, не выше и не ниже любого из наблюдаемых значений Y_j , и определяющие нижнюю и верхнюю границы интервальных оценок:

$$Y^L = b_0^L + \sum_{i=1}^n b_i^L x_i ; Y^R = b_0^R + \sum_{i=1}^n b_i^R x_i .$$

В результате получены два уравнения нечеткой регрессии для СОБ I и II группы:

$$\tilde{Y}^I = (0,010;0,065;0,075) + (0,010;0,050;0,060) x_1 + (0,290;0,300;0,310) x_2 + \\ + (0,428;0,871;1,011) x_3 + (0,218;0,318;0,418) x_4 ;$$

$$\tilde{Y}^{II} = (0,100;0,500;0,900) + (0,020;0,045;0,055) x_1 + (0,227;0,301;0,581) x_2 + \\ + (0,914;1,038;1,048) x_3 + (0,390;0,400;0,410) x_4 + (0,005;0,010;0,015) x_5 + \\ + (0,724;1,088;1,188) x_6 .$$

Для правильной интерпретации полученных оценок следует помнить, что увеличение на единицу численности того или иного оборудования означает расширение СОБ на определенную структурную единицу, включающую помимо собственно рассматриваемого оборудования целый ряд других устройств. Таким образом, затраты на единицу оборудования следует понимать, как затраты, приходящиеся на структурную единицу, включающую рассматриваемое устройство. При таком понимании полученные величины оценок вполне соответствуют действительности. Затраты на оборудование аналогичных типов для СОБ группы II в среднем выше, что объясняется необходимостью использования более производительного и технически совершенного оборудования в системах данной группы по сравнению с СОБ группы I, что также согласуется с практикой.

Библиографический список

1. Скороход, М. А. Многофакторная технико-экономическая модель системы обработки багажа аэропорта [Текст]// Молодежь. Наука. Технологии: сборник научных трудов Международной научно-технической конференции студентов и молодых ученых. ЧЗ. – Новосибирск: Издательство НГТУ, 2017. – с. 98-101.
2. Борисов, А. Н. Принятие решений на основе нечетких моделей [Текст]: примеры использования/ А. Н. Борисов, А. Н. Крумберг, И. П. Федоров. – Рига: Зинатне, 1990. – 184с.
3. Вишнякова, Е. В. Нечеткая линейная регрессия в задачах оценки [Электронный ресурс]/ Е. В. Вишнякова, Ю. А. Колодяжина// Научные записки молодых исследователей – 2015. – №5. – с.14-29.
4. Бирюков, А. Н. Нечеткая регрессионная прогнозная многофакторная модель для решения экономической прикладной задачи [Электронный ресурс]// Управление экономическими системами: электронный научный журнал. – 2010. - № 2.

УДК 338.984 – ББК 65.054

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ВНЕДРЕНИЯ ИНТЕГРИРОВАННОЙ ЛОГИСТИЧЕСКОЙ ПОДДЕРЖКИ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАНТОВ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ВОЗДУШНОЙ ТЕХНИКИ

Скрябин И. Д., Тихонова А. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Современная экономика всего мира требует качественный продукт за небольшие деньги. Конкуренция перестала обеспечиваться внедрением новых технологий, так как за длительный период времени разработки достигли своего пика и существенной экономии при внедрении их в продукт не несут. Появилась необходимость в поиске других способов снижения затрат.

На сегодняшний день Россия находится на стадии разработки и введения системных процессов в сфере логистики. Одной из таких перспективных отраслей является интегрированная логистическая поддержка (ИЛП).

ИЛП применяется для отраслей промышленности, выпускающих сложную наукоёмкую продукцию, в частности, авиационную и космическую технику.

Внедрение ИЛП с экономической точки зрения характеризуется снижением затрат на хранение запасных частей, обслуживание воздушного судна, материально-техническое обеспечение, оборудование. С другой стороны, усиление контроля за качеством и надёжностью элементов, продление жизненного цикла продукции. Работа с клиентами переходит на другой уровень, благодаря электронной документации и созданию единых баз данных, позволяет в реальном времени решать вопросы и обеспечивать заказчиков нужной информацией.

На сегодняшнем этапе развития экономики России требуется создание условий по объединению промышленных, торговых предприятий и компаний, обслуживающих инфраструктуру рынка в единую систему, стирающее межфирменные и межотраслевые границы.

Применение ИЛП обеспечивает экономическую выгоду не только проектирующим и производящим предприятиям, но и эксплуатирующим организациям. Внедрение ИЛП позволяет оптимально планировать заказы на запчасти и их поставки, убрать страховые запасы деталей для замены по причине выработки ресурса, и значительно сократить затраты. Данное утверждение подтверждается расчетами экономической эффективности внедрения ИЛП для авиакомпании «Победа».

Библиографический список

1. Ключков В.В. CALS-технологии в авиационной промышленности: организационно-экономические аспекты. М.: МГУЛ, 2008. – 124 с.
2. ГОСТ Р 53394-2009 Интегрированная логистическая поддержка. Основные термины и определения.

УДК 656.025.4

ТРАНСПОРТНЫЕ АСПЕКТЫ ДОСТАВКИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ПРИ ЗАПУСКЕ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ

Сопильняк В. В., Потапов В. И.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В современном мире важную роль играют искусственные спутники Земли. С каждым годом количество запускаемых спутников возрастает, а их масса и габариты уменьшаются. В работе рассмотрены запуски, выполненные Россией за последние 5 лет. Выявлено 227 спутников, имеющих различную массу и назначение. Самой многочисленной оказалась группа, где спутники имели массу от 100 гр. до 800 кг.

Для отправки на орбиту в ближайшем будущем, были рассмотрены и выбраны четыре ракеты-носителя (РН): существующая РН «Днепр», прошедшие испытательный полет РН «Ангара 1.2» и «Союз-2.1в», а также перспективная РН «Таймыр-7», находящаяся в разработке [1]. Местами для запуска выбраны шесть космодромов сухопутного базирования, плавучая платформа «Морской старт» и программа «Воздушный старт». Рассчитаны стоимости доставки ракет-носителей нескольких типов и ракетного топлива, с учетом сопровождения груза в пути, от заводов-производителей до космодромов. Расчет произведен, в зависимости от местоположения космодрома, для всех рассматриваемых видов транспорта.

Для сравнения различных вариантов доставки ракет-носителей по времени и стоимости транспортировки, окружной скорости и полезной нагрузке использовались относительные коэффициенты. Так, вариант доставки РН «Ангара-1.2» на космодром Байконур железнодорожным транспортом определен как базовый. Все остальные удельные величины получились при помощи деления их абсолютных значений на значения базового варианта, результаты отражены на рисунке 1.

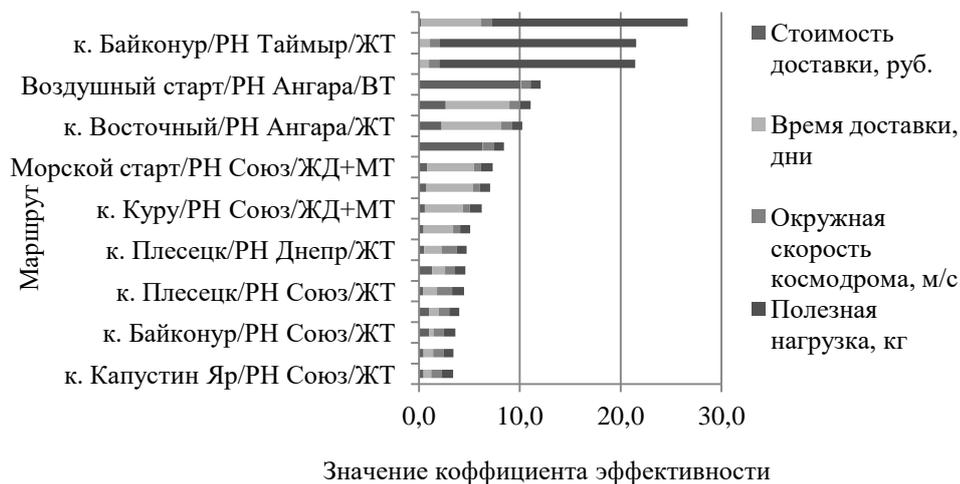


Рис. 1. График эффективности построенных маршрутов

Чем меньше значение коэффициента на графике, тем эффективнее маршрут. Результаты проведенного исследования показали, что выбор одного из предложенных вариантов ракеты-носителя будет зависеть от целей миссии. Для каждого варианта полезной нагрузки существует оптимизированный маршрут доставки.

Библиографический список

1. ООО «Лин Индастриал» Сверхлегкая ракета «Таймыр» — 2014 [Электронный ресурс].

УДК 621.833

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ИСХОДНОГО ПРОИЗВОДЯЩЕГО КОНТУРА ИНСТРУМЕНТА ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ НАГРУЗОЧНОЙ СПОСОБНОСТИ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ПЕРЕДАЧИ

Сорокин А. Д., Оссиала В. Б. А., Суслин А. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Повышение экономичности авиационных двигателей связано с созданием винтовентиляторных газотурбинных двигателей (ГТД), в которых обязательно присутствует редуктор. В настоящее время в эксплуатации находятся турбовинтовые двигатели (ТВД), которые прекрасно себя показали в эксплуатации, имеют большой ресурс (например, НК-12). Но у них возникли проблемы с редуктором, в котором наблюдаются усталостные разрушения поверхностей зубьев. При ремонте ТВД 70% зубчатых колес отбраковываются по причине контактных разрушений материала на зубьях. Такие колеса в редукторе в основном прямозубые. Можно перейти на косозубые передачи, но это потребует переделать подшипниковые узлы. Нам представляется более перспективный путь снижения контактных напряжений – это увеличение коэффициента перекрытия ε_α больше двух. Это обеспечит более мягкий, безударный вход в зацепление, более оптимальную геометрию зуба и химико-термическую обработку, чем изготовление зуба стандартным исходным производящим контуром (ИПК). Зубчатые колеса со стандартным ИПК не позволяют получить коэффициент перекрытия больше двух. Зубчатые передачи с гарантированным коэффициентом перекрытия больше двух снижают уровень вибрации и повышают несущую способность передачи примерно на 40% [1, 2, 3].

Предлагается методика проектирования нестандартного ИПК для получения коэффициента перекрытия больше двух. Определяется предельный коэффициент перекрытия, при котором толщина зуба на головке $S_a = 0$ по зависимости:

$$\varepsilon_\alpha = \frac{z_1}{2\pi} [tg\alpha_{\Delta 1} + Utg\alpha_{\Delta 2} - (1 + U)tg\alpha_w],$$

где U – передаточное число; α_w – угол зацепления; $\alpha_{\Delta 1}, \alpha_{\Delta 2}$ – угол профиля эвольвенты на головке зуба; $inv\alpha_{\Delta 1} = inv\alpha + \frac{0,5\pi}{z_1}$; $inv\alpha_{\Delta 2} = inv\alpha + \frac{0,5\pi}{z_2}$.

Углом α можно варьировать, начиная с $\alpha = 20^\circ$. При этом принимаем $\alpha_w = \alpha$.

Относительную толщину зуба на головке можно определить по зависимости:

$$\frac{S_{a1}}{m} = (z_1 + 2h_a^*) \left(\frac{\pi}{2z_1} + inv\alpha - inv\alpha_{a1} \right),$$

где m – модуль зацепления; h_a^* – коэффициент высоты головки зуба (для стандартного ИПК $h_a^* = 1,0$).

Коэффициентом h_a^* тоже можно варьировать, начиная с $h_a^* = 1,0$. Допускаемые значения $\frac{S_{a1}}{m} = 0,3 \dots 0,4$.

Определяется торцовый коэффициент перекрытия ε_α по зависимости:

$$\varepsilon_\alpha = \frac{z_1}{2\pi} [tg\alpha_{a1} + Utg\alpha_{a2} - (1 + U)tg\alpha_w],$$

где α_{a1}, α_{a2} – углы профиля эвольвенты на головке зуба.

Для передачи с исходными данными $z_1 = 36$; $z_2 = 48$; $m = 4,5$ мм; $a_w = 189$ мм была поставлена задача спроектировать ИПК с $\varepsilon_\alpha > 2$. Результаты приведены на рисунках 1, 2, 3.

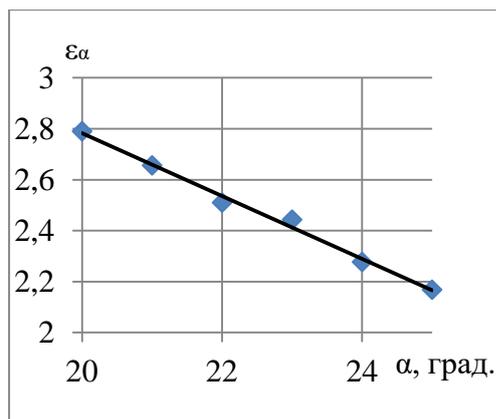


Рис. 1. Предельный коэффициент перекрытия

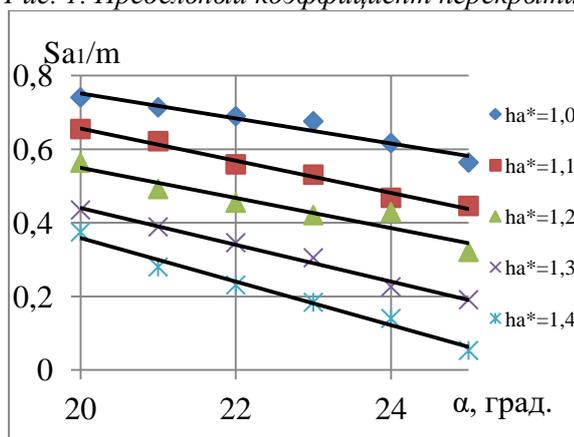


Рис. 2. Зависимости ширины головки зуба от угла зацепления

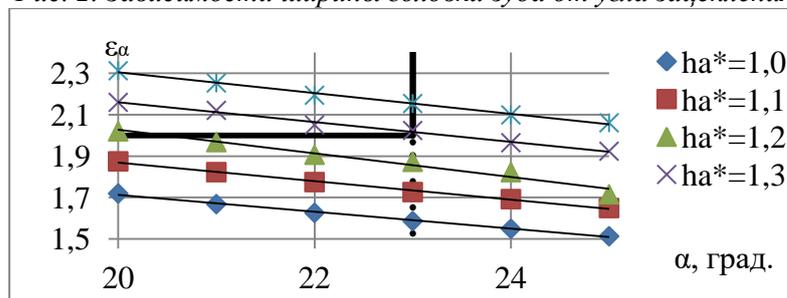


Рис. 3. Зависимости коэффициента перекрытия от угла зацепления

Из этого следует, что угол профиля инструмента $\alpha = 23^\circ$, а $h_a^* = 1,3$. Но при этом необходимо учесть следующие обстоятельства:

- зубчатые колеса должны изготавливаться не грубее пятой степени точности по нормам плавности и контакта;
- для шлифования поверхности зубьев необходимо делать колеса с поднутрением для выхода шлифовального круга, чтобы не затронуть переходную поверхность.

Библиографический список

1. Авиационные зубчатые передачи и редукторы: Справочник [Текст]/Под ред. Э. Б. Вулгакова. – М.: Машиностроение, 1981. – 374 с., ил.
2. Алексеев В. И., Суслин А. В. Повышение нагрузочной способности и долговечности высокоскоростных зубчатых передач [Текст]// Трение и износ – 1996(17), №3.–С. 128-130.
3. Петровский, А. Н. К задаче оптимизации параметром эвольвентного зацепления [Текст]/А.Н. Петровский//Сб. научных трудов/ НГТУ им. Р. Е. Алексеева. -2011. – №2. – С. 75-87.

УДК 678.027

ПРОЕКТИРОВАНИЕ УЗЛА НАВЕСКИ ИЗ КОРОТКОАРМИРОВАННЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

Спирина М. О., Куркин Е. И

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Короткоармированные полимерные композиционные материалы нашли широкое применение в самых разных отраслях промышленности, и внедрение подобных материалов зачастую позволяет находить новые, во многом уникальные технические решения, способствующие усовершенствованию конструктивно-технологического облика изделия [1]. Переход на изделия из короткоармированных композитов позволит существенно сократить вес изделий и затраты на их производство.

Проектирование аэрокосмических конструкций из композитов основано на высокоточном моделировании их напряженно-деформированного состояния, требующего экспериментального уточнения характеристик используемых при их производстве материалов [2].

Целью работы является создание кронштейна навески из перспективного короткоармированного материала, способного выдержать нагрузку в 20000 Н. Для решения поставленной задачи использован метод топологической оптимизации, основанный на моделировании методом конечных элементов в системе ANSYS с применением тела переменной плотности. Алгоритм использования тела переменной плотности предложен в [3] и подробно описан в работе [4]. Основой методики использования тела переменной плотности является заполнение области пространства, в которую нужно «вписать» проектируемую конструкцию, непрерывной упругой средой, имеющей переменную жесткость, то есть изменяемый модуль упругости [5, 6]. На первом этапе расчета проведена постановка и решение прочностной задачи в модуле ANSYS Mechanical, в котором заданы механические свойства, условия закрепления и действующие на тело переменной плотности нагрузки. Геометрия тела переменной плотности создана с учетом условий закрепления и компоновки. После решения прочностной задачи проведена топологическая оптимизация конструкции в модуле Topology Optimization системы ANSYS. Топологическая оптимизация позволила снизить массу конструкции, но при этом повысить жесткостные характеристики изделия. Полигональная геометрия кронштейна, полученная в результате оптимизации в формате STL для дальнейшего расчета преобразована в программе Geomagic, затем доработана в программном комплексе Solid Works. Следующим этапом является поверочный расчет. После создания конечно-элементной модели кронштейна новой топологии расчет выполняется в модуле ANSYS Mechanical для проверки работоспособности облегченной конструкции. Расчет на прочность кронштейна из композиционного материала, армированного короткими волокнами, показал, что при нагружении детали происходит смятия материала в проушине кронштейна, поэтому в конструкцию была добавлена титановая втулка. Было разработано и рассчитано несколько модификаций втулки. Напряжения при расчете на прочность не превышают допустимых.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-31-60093 мол_a_дк.

Библиографический список

1. Мэттьюз Ф., Роллингс Р. Мир материалов и технологий. Композиционные материалы. Механика и технология. - М.: Техносфера, 2004. – 408с.
2. Hull D. An Introduction to Composites Materials, Cambridge University Press. 1981.
3. Комаров В.А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций // Актуальные проблемы авиационной науки и техники. М.: Машиностроение. 1984. С. 114 - 129.
4. Komarov V.A. Boldyrev A.V. Kuznetsov A.S. Lapteva M.Yu. Aircraft design using a variable density model// Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An Int. Journal 84/3 2012. - P. 162 - 171.
5. Комаров В. А., Рациональное проектирование силовых авиационных конструкций [Текст]: дисс. докт. техн. наук.– Московский авиац. ин-т / Комаров Валерий Андреевич.– Москва, 1976. – 329 с.
6. Komarov V.A., Kishov E.A., Kurkin E.I., Charkviani R.V. Aircraft Composite Spoiler Fitting Design Using the Variable Density Model// Procedia Computer Science, V. 65, 2015. - P. 99-106.

УДК 629.7.027.24

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ И ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ВЫСОКОНАГРУЖЕННОГО ЭЛЕМЕНТА ШАССИ ВЕРТОЛЕТА ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Степанов Н. М.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Важность применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) в аэрокосмических изделиях обусловлена необходимостью улучшения их тактико-технических характеристик при одновременном снижении веса таких конструкций.

Актуальность развития этой тематики обусловлена тем, что в настоящее время современные ПКМ не нашли ещё достаточно широкого применения в названных изделиях, особенно отечественного производства и, в частности, при изготовлении из этих материалов высоконагруженных силовых элементов.

В связи с изложенным, в данной работе поставлена цель исследования возможности использования ПКМ для изготовления таких ответственных и нагруженных конструкций, как элементы шасси вертолётa.

Для достижения поставленной цели в качестве базовой конструкции, изготавливаемой из ПКМ, выбран рычаг основной опоры шасси вертолётa К-62м. На основе анализа физико-механических характеристик ПКМ, рекомендованных ВИАМ, выбраны углепластики для изготовления элементов опытного образца методами намотки и инфузии.

Разработаны конструкция рычага из ПКМ и технология её изготовления, проведены расчётные прочностные исследования с послойной оценкой напряжённо-деформированного состояния материалов спроектированного рычага при его нагружении эксплуатационными усилиями.

Разработан и изготовлен специальный стапель для сборки интегральной конструкции рычага, обеспечивающий взаимную ориентацию его составных частей и заданные точности расположения трех высоконагруженных стальных втулок.

В результате проведенной работы изготовлен опытный образец рычага основной опоры шасси. Точность положения всех осей рычага была подтверждена в процессе испытаний на контрольно-измерительной машине.

Библиографический список

1. Авиационные материалы. Том 7. Полимерные композиционные материалы [Текст]/Под ред. Гуняева. – М.: ФГУП «ВИАМ», 2011.-43с.
2. Клебанов, Я. М. Методика расчета напряженного деформированного состояния композиционных материалов [Текст] Я.М. Клебанов//Известия Самарского научного центра российской академии наук. Специальный выпуск: Четверть века изысканий и экспериментов по созданию уникальных технологий и материалов для авиаракетостроения УНТЦ-ФГУП ВИАМ. – Самара: Изд-во Самарск. Научн. центра РАН, 2008.-52 с.

УДК 620.17

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ПРОЦЕССА ОСАДКИ ПОДКРЕПЛЯЮЩЕГО ВКЛАДЫША ПРИ ОБРАЗОВАНИИ СОЕДИНЕНИЙ В ТРЕХСЛОЙНЫХ КОНСТРУКЦИЯХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА DEFORM

Сучков В. С., Вашуков Ю. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Одной из важнейших проблем при проектировании и производстве конструкций с использованием трехслойных панелей является их соединение с другими элементами конструкций. Это связано с тем, что трехслойные панели не выдерживают высокие сосредоточенные нагрузки, характерные для механических точечных соединений [1]. Кроме того, при неправильном выборе конструкции стыковочных элементов собранный агрегат может не выдержать расчетных нагрузок или будет тяжелее агрегата, изготовленного из панелей другого типа, даже если собственно сотовая панель легче панелей другого типа.

Для их эффективной работы соединений с трехслойными конструкциями в настоящее время используют подкрепляющие вкладыши, устанавливаемые между обшивками в сотовый наполнитель. Разработан способ образования соединения «вкладыш–трехслойная конструкция» [2], заключающийся в запрессовке крепежного элемента и образовании по его внешнему контуру тороидальной поверхности, закрепляющей вкладыш между обшивками трехслойной панели (Рис.1).

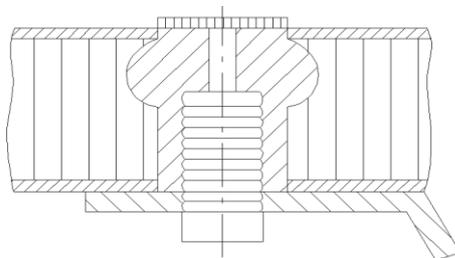


Рис. 1. Соединения «вкладыш–трехслойная конструкция»

Для образования надежного соединения «вкладыш – трехслойная конструкция» необходимо точно знать влияние исходных геометрических параметров вкладыша на размеры тороидальной поверхности. Предварительные экспериментальные исследования показали, что кинематика процесса осадки в значительной степени определяется конструктивными параметрами осаживаемого элемента и технологическими параметрами процесса осевого пластического сжатия.

Целью исследования является определение оптимальной конструкции вкладыша при образовании высокопрочного соединения «вкладыш-трехслойная конструкция».

При осадке крепежного элемента с проточкой по внутренней поверхности на форму тороидальной поверхности оказывают влияние многочисленные факторы, а именно:

1. отношение ширины проточки к ее высоте t/p (рис.2);
2. отношение ширины проточки к толщине трубчатой заготовки t/b ;
3. степень деформации материала трубчатой заготовки в районе проточки

S/S_0 .

Значимость влияния каждого фактора на форму тороидальной поверхности определялась по результатам экспериментальных исследований с

помощью методики математического планирования эксперимента. За параметр оптимизации принималось соотношение $Y = Ur/m$ (рис.2), где Ur - величина радиальной раздачи вкладыша по внешнему диаметру, m – половина тороидальной поверхности. От этой величины зависит крутизна тороидальной поверхности и жесткость закрепления вкладыша между обшивками в трехслойной конструкции.

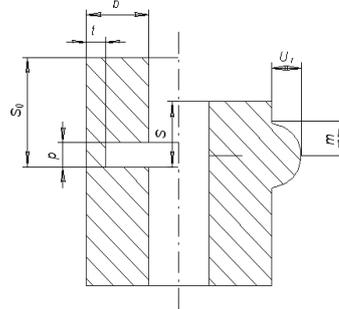


Рис. 2. Геометрические параметры вкладыша

Экспериментальная проверка расчетных соотношений производилась путем измерения фактической деформации по внешнему контуру крепежного элемента и ее сравнения с данными, полученными с помощью программного комплекса Deform (Рис. 3), предназначенного для анализа процессов обработки металлов давлением. Анализ полученных результатов показывает, что максимальное расхождение между полученными данными составляет 3-5 %.

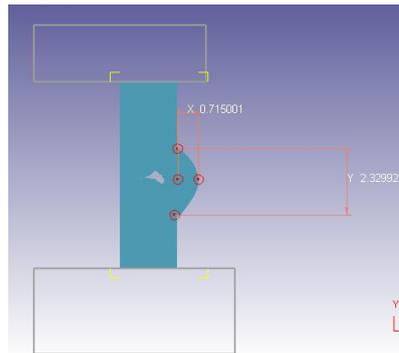


Рис. 3. Экспериментальное исследование процесса осадки вкладыша с помощью программного комплекса Deform

В результате проведенных экспериментальных исследований получено уравнение регрессии, позволяющее назначать оптимальные конструктивно-технологические параметры процесса постановки вкладыша.

Библиографический список

1. Ендогур А.И. Сотовые конструкции. Выбор параметров и проектирование. – М.: Машиностроение. 1986. – 199с.
2. Вашуков Ю.А., Поникарова Н.Ю. Оценка эффективности трехслойных конструкций с учетом соединительных вкладышей // Проблемы машиностроения и автоматизации. – 2006. - №1 –с 89 – 93.

УДК 621.362.1

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ГЕНЕРАТОРОВ В АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

Терентьев А. А., Фатхиева Р. А., Лопатин А. А.

Казанский национальный исследовательский университет
имени А. Н. Туполева – КАИ, г. Казань

Эволюция авиационных двигателей приводит к увеличению их эффективности и ресурса, одним из методов повышения данных показателей является внедрение термоэлектрических генераторов в конструкцию, являющейся источником тепла [1,2,3]. В данной статье рассматриваются материалы и параметры термоэлектрических генераторов [4,5,6], а также требования, предъявляемые им. Выявлены и проанализированы основные проблемы, связанные с возможностью применения термоэлементов в авиационных двигателях.

В статье рассматривается возможность и перспективы применения термоэлектрических генераторов в авиационной технике, а также акцентируют внимание на применяемые в них материалы

В статье выявлены и раскрыты основные проблем, связанные с возможностью применения термоэлементов в авиационных двигателях, так, как и любые передовые технологии, термоэлектрические преобразователи наряду с очевидными достоинствами обладают и рядом недостатков.

Актуальность и новизна рецензируемой статьи заключается в исследовании использования в качестве бортовых систем электропитания термоэлектрических генераторов, способных значительно повысить эксплуатационные характеристики и на порядок увеличить надежность всей системы в целом. Источники, цитируемые в настоящей статье, отражают современную точку зрения на исследуемую проблему.

Исходя из анализа представленных материалов [7], авторы делают вывод о перспективности практического применения термоэлектрических модулей в качестве основных элементов комбинированных систем охлаждения и термостабилизации теплонагруженных элементов радиоэлектронного оборудования [8].

Современные мобильные системы бортового электроснабжения ЛА позволяют обеспечить внутренних потребителей необходимым электропитанием, однако все современные генераторы обладают рядом очевидных недостатков, связанных, прежде всего, с низкой механической надежностью, а также значительными массогабаритными характеристиками [9,10]. Одним из возможных предложений, способных качественно поменять ситуацию, является использование в качестве бортовых систем электропитания термоэлектрических генераторов, способных значительно повысить эксплуатационные характеристики и на порядок увеличить надежность всей системы в целом.

Библиографический список

1. Бернштейн А.С. Термоэлектрические генераторы. М.-Л.: Госэнергоиздат, 1956. 47 с.
2. Поздняков Б.С., Коптелов Е.А. Термоэлектрическая энергетика. М.: Атомиздат, 1974. 264 с.
3. Епремян А.О., Арутюнян В.М., Ваганян А.И. Добротность современных полупроводниковых термоэлектрических материалов // Альтернативная энергетика и экология. 2005. № 5 (25). С. 7-18.
4. Гольцман Б.М., Кудинов В.А., Смирнов И.А. Полупроводниковые термоэлектрические материалы на основе теллурида висмута. М.: Наука, 1972. 320 с.

5. Снарский А.А., Сарычев А.К., Безсуднов И.В., Лагарьков А.Н. Термоэлектрическая добротность объемных наноструктурированных композитов с распределенными параметрами // Физика и техника полупроводников. 2012. Т. 46, вып. 5. С. 677-683.
6. Алиев Ф.Ф., Гасанов Г.А. Влияние самария на термоэлектрическую добротность твердых растворов $\text{Sm}_x\text{Pb}_{1-x}\text{Te}$ // Физика и техника полупроводников. 2012. Т. 46, вып. 3. С. 313-316.
7. Прокофьева Л.В., Пшеная-Северин Д.А., Константинов П.П., Шабалдин А.А. Оптимальный состав твердого раствора $\text{Bi}_2\text{Te}_3-x\text{S}_x$ для n-ветви термогенератора // Физика и техника полупроводников. 2009. Т. 43, вып. 8. С. 1009-1012.
8. Christoph Bode, Jens Friedrichs, Ragnar Somdalen, Jurgen Kohler, Kai-Daniel Buchter, Christoph Falter, Ulrich Kling, Pawel Ziolkowski, Knud Zabrocki, Eckhard Muller, Dragan Kozulovic // POTENTIAL OF FUTURE THERMOELECTRIC ENERGY RECOVERY FOR AVIATION // Proceedings of the ASME 2016 International Mechanical Engineering Congress and Exposition ASME IMECE 2016 November 11-17, 2016, Phoenix, AZ, USA, IMECE2016-66650
9. Б.М. Гольцман. З.М. Дашевский. В.И. Кайданов. Н.В. Коломоец. Пленочные термоэлементы: физика и применение. 1985 г. 232 стр.
10. Пётр Шостаковский Термоэлектрические генераторы промышленного применения. Часть 1 // Современная электроника 2016 выпуск 1. С. 28-34.

УДК 629.78

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ИНФРАКРАСНОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ ЗА ОБЪЕКТАМИ НА РАБОЧЕЙ ПЛОЩАДИ АЭРОДРОМА

Устименко М. И., Рубцов Е. А.

Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации,
г. Санкт-Петербург

Безопасность полетов это неотъемлемая стратегически важная часть деятельности организации воздушного движения. При управлении движением воздушных судов возникает задача обеспечить безопасность не только полетов, но и движения наземных объектов в районе аэродрома. Для решения этих задач внедряются специальные радиолокационные станции, собирающие информацию об обстановке на летном поле и на малых высотах.[1]

Радиолокационная станция обзора летного поля представляет собой специальную систему для обзора и получения изображений земной поверхности летного поля и находящейся на ней объектов. Станция выдает информацию о координатах объектов и об их расположении относительно друг друга. Достоверность этой информации зависит от уровня технических характеристик станции, таких как точность и разрешающая способность. Улучшение характеристик существенно повысит безопасность полетов [2].

С ростом интенсивности воздушного движения и технологического прогресса, ужесточаются и требования, предъявляемые к оборудованию наблюдения. Существующие радиолокационные станции работают в миллиметровом диапазоне с использованием модулированных импульсов и широкой полосой частот. Зондирование подстилающей поверхности в миллиметровом диапазоне содержит проблемы в энергетических характеристиках поля рассеяния, что приводит к ограничениям по точности и разрешающей способности. Возникают проблемы и в сужение луча диаграммы направленности. Для выполнения этого требования необходимо увеличивать габариты антенны, что приведет к понижению темпа обновления информации.

Внедрение новых систем обзора летного поля запрашивает специального анализа, достоверных технических и экономических расчетов, а так же особую эксплуатационную подготовку, чтобы превзойти требуемые характеристики и заменить или дополнить современные системы.

Применение электромагнитного инфракрасного излучения к системам наблюдения, будет эффективно решать проблемы с отражением. Как и любая световая волна, инфракрасное излучение отражается практически от всех предметов. Инфракрасному локатору присуща большая способность обнаружения, чем радиолокатору миллиметрового диапазона. Использование узконаправленного луча, которым проводится просмотр пространства, позволит с высокой точностью определить направление на объект. Размеры оптического инфракрасного локатора могут быть значительно меньше, чем у существующих миллиметровых радиолокаторов[3].

Спроектированная простейшая программная модель инфракрасного радара, поможет получить наглядные результаты оценки параметров точности и разрешающей способности. Перед проектированием проводился сравнительный анализ тактико-технических характеристик радиолокаторов миллиметрового и инфракрасного диапазона. Сравнительные тактико-технические характеристики двух локаторов приведены в таблице 1.

Модель показывает, как три объекта с различными эффективными площадями рассеивания реагируют на сигналы обеих локаторов с характеристиками, соответствующими таблице 1. Результаты моделирования представлены на рисунке 1.

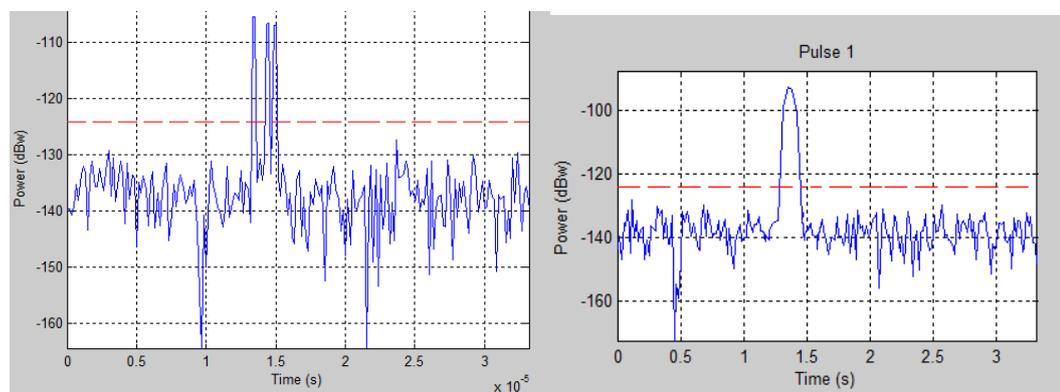


Рис. 1. Результаты моделирования

Таблица 1. Сравнительные тактико-технические характеристики двух локаторов

Радиолокатор миллиметрового диапазона		Радиолокатор инфракрасного диапазона	
Параметр	Значение	Параметр	Значение
Длина волны, м	$2 \cdot 10^{-3}$	Длина волны, м	$8,5 \cdot 10^{-7}$
Время обзора, с	1	Время обзора, с	10^{-3}
Разрешающая способность по азимуту, град	0,22	Разрешающая способность по азимуту, град	0,08
Разрешающая способность по дальности, м	10	Разрешающая способность по дальности, м	0,3
длительность импульса, с	$5 \cdot 10^{-8}$	длительность импульса, с	10^{-9}

Таким образом, в ходе реферативно-исследовательской работы был проведен анализ потребности увеличения точности и разрешающей способности радиолокаторов обзора летного поля, путем выявления технического несовершенства существующих радиолокационных систем.

Библиографический список

1. Применение лазеров в военном деле// Первый информационный портал города Белая Калитва. – Режим доступа: <http://www.kalitva.ru/123995-referat-primeneniye-lazerov-v-voennom-dele.html>. – Заглавие с экрана.
2. Быстров Р.П. Миллиметровая РЛС обнаружения, сопровождения самолетов в условиях плохой оптической видимости. [текст]/ Р.П. Быстров, А.В. Соколов. – М.: Фирсановка, 2003. 519-520с.

УДК 656.065.2

ОПТИМИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ ПЛАНИРОВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ПОСТАВКАМИ

Фадеева О. С., Кропивенцева С. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Объектом работы является доставка комплектующих для технического обслуживания воздушного судна. В рамках международной производственно-технической кооперации отдельные элементы ближнемагистрального самолёта Sukhoi Superjet 100 производят в различных странах, в основном – Франция, Россия и США, отсюда детали доставляют в Россию. Для центров технического обслуживания особое значение имеет срок доставки и себестоимость, которые должны сводиться к минимуму. Оптимизация номенклатуры и количества одной партии комплектующих, а также управление поставками являются актуальными задачами для поддержания необходимого уровня запасов на складах материально-технической базы, так как с одной стороны нужно обеспечить достаточный уровень этих запасов, а с другой – уменьшить транспортные и складские затраты.

Для решения поставленных задач был проведён ABC-анализ фрагмента номенклатуры запчастей и комплектующих, в результате перечень деталей был разбит на три группы по критерию наработки до отказа. После этого сделан вывод о частоте поставок каждой группы запчастей в центр технического обслуживания.

Также в работе решается транспортная задача (задача линейного программирования). Требуется организовать доставку запчастей и комплектующих, изготавливаемых тремя ведущими компаниями: Thales (Франция), Saturn (Россия) и Safran (Франция), для трёх баз технического обслуживания, расположенных в Якутске, Москве и Уфе (здесь выполняются «тяжёлые» формы). Возможны три варианта доставки: воздушным транспортом (Ан-148), автомобильным (КаМАЗ 62115) и железнодорожным (крытый вагон). Имеются данные по себестоимости транспортной работы для каждого вида транспорта, а также расстояния перевозки от компаний-производителей до баз техобслуживания.

Требуется составить такой план перевозок, чтобы во все базы техобслуживания было доставлено необходимое количество деталей, а общая себестоимость перевозок была бы минимальной. Решается вопрос об оптимальном использовании подвижного состава и распределения грузов между тремя видами транспорта. В результате решения задачи целевая функция – себестоимость перевозок – составляет 144 тыс. руб.

Результаты работы наглядно демонстрируют, что комплектующие для двигателей (Saturn, Россия) в центр технического обслуживания в Уфе, а также комплектующие для шасси (Safran, Франция) в Якутск, с точки зрения транспортных затрат, выгоднее доставлять воздушным транспортом. Наиболее оптимальным видом подвижного состава является крытый вагон, который поставляет около 65% всех требующихся деталей. Лишь некоторая часть запчастей и комплектующих доставляется автомобильным транспортом в базу Якутска.

Результаты решения задачи позволяют сделать следующий вывод: даже для экстренной доставки грузов на удалённые расстояния не всегда оптимально использовать воздушный транспорт, так как это бывает экономически неэффективно.

УДК 621.362

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ В АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

Фатхиева Р. А., Терентьев А. А., Лопатин А. А.

Казанский национальный исследовательский технический университет имени А. Н. Туполева – КАИ, г. Казань

Анализ развития систем охлаждения и генерации в течение последних 3-5 лет выделяет тот факт, что термоэлектрические элементы все активнее завоевывают этот рынок. Нужно отметить, что на сегодняшний день термоэлектрические преобразователи энергии обладают достаточной стабильностью рабочих параметров и высокой надежностью. Они выпускаются в промышленных масштабах. В данной статье рассматривается применение термоэлектрических элементов в различных областях науки и техники. Проанализированы основные перспективные направления в области применения термоэлектрических элементов [1,2]. На основе проведенного исследования авторы выделяют возможность практического использования термоэлектрических генераторов на борту летательных аппаратов.

В статье анализируются основные подходы применения термоэлектрических модулей: в системах охлаждения и в качестве генераторов [3].

Актуальность данной работы очевидна, так как она связана с необходимостью дальнейшего изучения перспективных направлений в области применения термоэлектрических элементов, одним из которых является использование термоэлектрических генераторов на борту летательных аппаратов. Данное направление является весьма перспективным, так как позволяет отказаться от механического генератора электрического тока, работающего за счет отбора энергии от ротора авиационного двигателя [4].

На основании анализа эффективности применения ТЭГ можно сделать выводы о возможности их применения в летательных аппаратах. В условиях постоянной борьбы производителей за уменьшение стоимости авиационных перевозок применение ТЭГ на борту ЛА оказывается весьма перспективным, так как позволяет отказаться от механического генератора электрического тока, работающего за счет отбора энергии от ротора авиационного двигателя. Вместе с тем, простая установка термоэлектрических модулей на корпусе двигателя приведет к увеличению его массы, поэтому вопрос оптимизации массогабаритных показателей на борту ЛА остается весьма актуальным. Одним из перспективных направлений в этом вопросе является использование корпусных элементов в качестве основы для создания ТЭГов. При этом стоимость производства электроэнергии в соответствии с соотношением цена/мощность будет формироваться, прежде всего, исходя из свойств используемых материалов, а также конструкции модулей.

Библиографический список

1. Иоффе А.Ф. Физика полупроводников. М.-Л.: Изд-во АН СССР, 1957. 494 с.
2. Бернштейн А.С. Термоэлектрические генераторы. М.-Л.: Госэнергоиздат, 1956. 47 с.
3. Поздняков Б.С., Коптелов Е.А. Термоэлектрическая энергетика. М.: Атомиздат, 1974. 264 с.

УДК 629.73

АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА С ВОЗДУШНЫМ СТАРТОМ НА БАЗЕ САМОЛЁТА М-55 "ГЕОФИЗИКА"

Фенске В. В., Козлов Д. М.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

ОАО «ЭМЗ им. В. М. Мясищева»

Проблема создания коммерчески успешной авиационно – космической системы (АКС) для развития суборбитального туризма практически существует со времени выполнения первого туристического орбитального полета в 2004 г. [1]. Вместе с тем, в настоящее время не существует ни одной АКС, находящейся в эксплуатации. Воздушный старт орбитального космического модуля (КМ) с самолёта – носителя (СН) позволяет уменьшить расходы на выведение полезной нагрузки, по сравнению с другими вариантами, за счет эффективного способа преодоления плотных слоев атмосферы и придания начальной скорости КМ. Кроме того, СН в такой АКС является многократным элементом. Цель работы состоит в продолжении и развитии исследований возможности создания рентабельной отечественной АКС указанного назначения. Из известных подходов к решению проблемы [1,2,3] в работе рассматривается вариант с использованием в качестве СН высотного дозвукового самолёта М-55 «Геофизика».

Приняты следующие исходные данные, в том числе полученные на предшествующих этапах исследований: характеристики находящегося в эксплуатации самолёта М-55; облик и основные геометрические и массовые характеристики перспективного КМ; общая схема полёта «связки» СН-КМ от момента старта до отделения КМ, включающая использование предпускового манёвра; параметры режима полёта «связки» СН-КМ в момент начала процесса отделения КМ от СН (высота – 16 км., скорость – 720 км/час). Для установки КМ на СН предложено использовать универсальную поворотную платформу. Схема туристической АКС на основе самолета М-55 «Геофизика» представлена на рисунке 1.

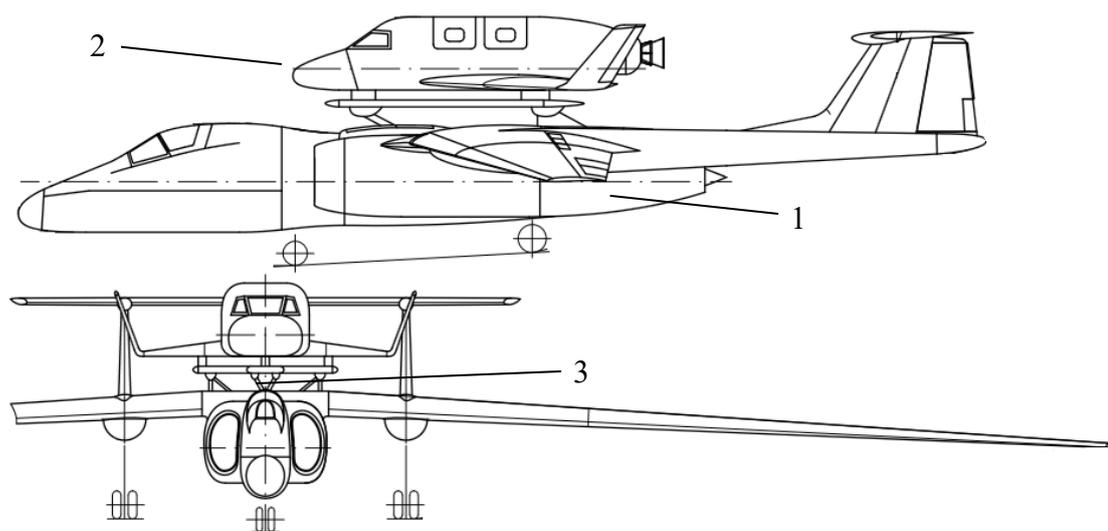


Рис. 1. Схема туристической АКС на основе самолета М-55 «Геофизика»:
1 – самолёт – носитель; 2 – космический модуль; 3 – поворотная платформа

Подвижность платформы с установленным на ней КМ обеспечит придание КМ необходимого угла атаки в момент начала процесса его отделения от СН. Универсальность платформы состоит в обеспечении возможности осуществить установку, отделение от СН и запуск различных видов целевой нагрузки без внесения существенных дополнительных изменений в конструкцию СН (например, установку и старт ракеты-носителя со спутником для вывода малых космических аппаратов на орбиту Земли). В развитие проекта создания АКС рассматриваемой схемы были выполнены следующие работы:

- обоснование схемы размещения КМ на СН;
- предварительный расчёт аэродинамических и лётно – технических характеристик «связки» СН-КМ;
- расчёт масс элементов и составление сводки масс «связки»;
- расчёт центровок и составление центровочной ведомости;
- разработка эскизного проекта поворотной платформы и механизма изменения угла установки платформы с КМ на СН;
- построение конечно – элементной модели и расчёт на прочность платформы и узлов крепления;
- разработка перечня и схемы основных доработок конструкции планера СН, необходимых для обеспечения возможности установки поворотной платформы;
- построение трёхмерных моделей СН, КМ, универсальной поворотной платформы (рисунок 2) и «связки» СН-КМ.

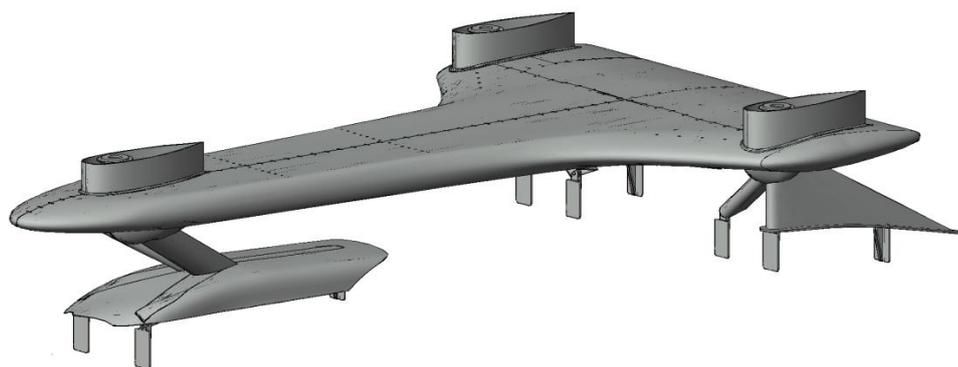


Рис. 2. Трёхмерная поверхностная модель поворотной платформы

Результаты расчётов подтверждают возможность создания АКС принятой концепции с заданными значениями исходных данных. Полученные результаты могут служить исходными данными для продолжения исследований по различным направлениям, в том числе для уточнения аэродинамических и лётно–технических характеристик АКС, подробной разработки конструкции универсальной поворотной платформы и местных усилений конструкции СН.

Библиографический список

1. «Суборбитальная корпорация». Космическая энциклопедия ASTROnote, URL: http://astronaut.ru/suborb/xprise/text/x_cosmopolis.htm. (Дата обращения: 27 октября 2016);
2. «Аэрокосмическая система «Вьюга». Официальный сайт ООО «Лин Индастриал», URL: <https://spacelin.ru/proekty/aerokosmicheskaya-sistema-vyuga>. (Дата обращения: 5 октября 2016);
3. «МиГ-31И Ишим». Уголок неба – большая авиационная энциклопедия, URL: <http://airwar.ru/enc/other/mig31i.html>. (Дата обращения: 24 октября 2016).

УДК 629.73:510.644.4

ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ ПРОЦЕССАМИ НАЗЕМНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ В АЭРОПОРТУ НА ОСНОВЕ НЕЧЕТКОГО РЕГУЛЯТОРА

Хвостова Т. В., Романенко В. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Благодаря особенностям расписания, достаточно продолжительный промежуток времени функционирования узлового аэропорта может быть разбит на ряд временных интервалов, называемых «волнами» прилётов. Поскольку поток прибывающих в узловой аэропорт воздушных судов (ВС) может считаться пуассоновским [1], а операция случайного разделения пуассоновского потока даёт на выходе потоки [2] такого же типа, то потоки ВС различных категорий также считаются пуассоновскими с мгновенными интенсивностями $\lambda_0(t)$ - периодическими функциями с периодом T .

При постановке задачи рассматривается одна из ключевых операций технологического графика наземного обслуживания ВС – заправка авиатопливом, выполняемая авиатопливозаправщиками (АТЗ). Допустим, что подсистема располагает технологическими ресурсами двух групп специализирующимися на обслуживании ВС определенной категории, при этом более ресурсы 1-й группы рассчитаны на обслуживание ВС более высокой категории I. Предположим, что ресурсы одной группы могут использоваться для обслуживания ВС разных категорий, однако обслуживание ВС категорий, на которые ресурсы не рассчитаны, выполняется с меньшей производительностью. Предполагается, что при обслуживании ВС категории I АТЗ 2-й группы всегда выделяется по два АТЗ. Во всех остальных случаях используется по одному АТЗ. Все исходные данные приняты нормальными и вполне согласуются с практикой.

В модели с нечетким регулятором (НР) использует четыре входные лингвистические переменные:

β_1 = «Число ожидаемых за интервал времени Δt^{nn} ВС категории I»,

β_2 = «Число ожидаемых за интервал времени Δt^{nn} ВС категории II»,

β_3 = «Число ВС, ожидающих заправки и заправляемых 1-й группой АТЗ»,

β_4 = «Число ВС, ожидающих заправки и заправляемых 2-й группой АТЗ»,

которым соответствуют четыре измеряемые входные переменные НР. Термы представлены простыми и широко используемыми нечёткими величинами с многоугольными функциями принадлежности, для которых выполняется условие разбиения единицы. Дефазификация результирующих нечётких чисел выполняется согласно расширенному методу центра тяжести [3].

Характеристики модельной волны прилётов ВС, полученные в результате обработки расписания одного из европейских хабов, представлены на рис. 1а. Основные результаты решения рассматриваемой задачи отображены на рис. 1б-1г. Как следует из графиков рис. 1а, моменты пиковых нагрузок на подсистему топливозаправки, связанные с поступлением ВС двух категорий, не совпадают: максимальный уровень интенсивности потока ВС категории I приблизительно на один час «опережает» максимум интенсивности потока ВС категории II. Эта особенность модельной волны даёт возможность управляющему алгоритму перераспределять потоки ВС между группами АТЗ с целью выравнивания нагрузки. Действительно, из рис.1б следует, что на начальной стадии модельной волны во время массового поступления ВС категории I до 35-38% их общего числа направляются на заправку к

АТЗ 2-й группы. При этом в остальное время указанная доля не превышает 20%. Напротив, в течение первых 1.5 ч. модельной волны, когда поток ВС категории II сравнительно слаб, а АТЗ 1-й группы загружены обслуживанием ВС категории I, вероятность направления к АТЗ ВС категории II в среднем составляет только около 0.1. Лишь к концу волны, по мере освобождения АТЗ 1-й группы, вероятность направления к ним ВС категории II существенно возрастает.

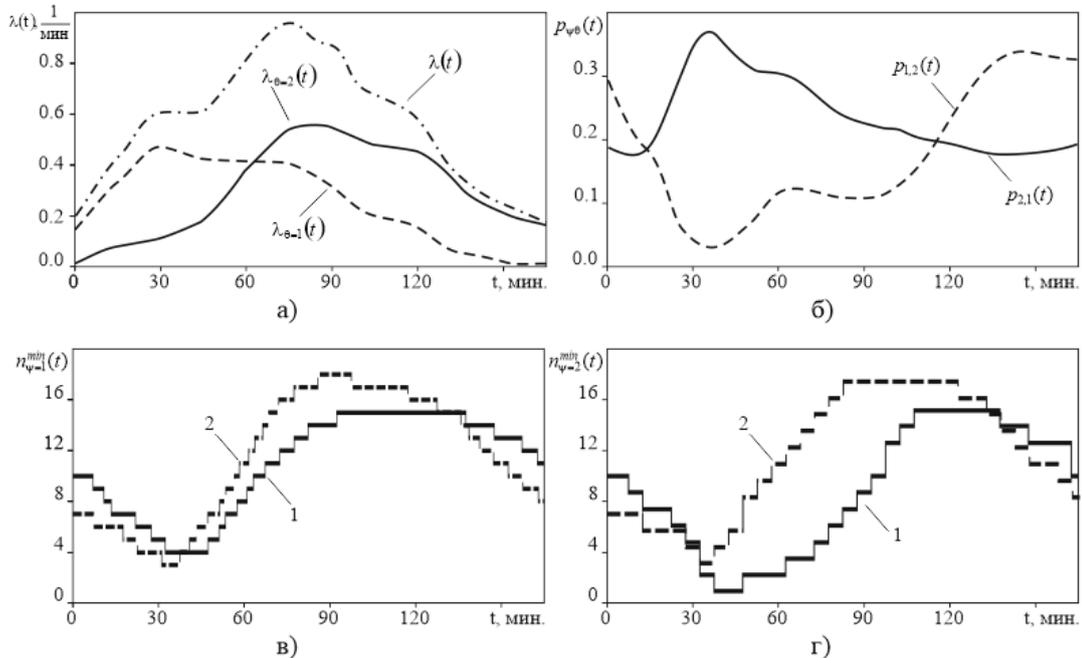


Рис.1. Исходные данные и результаты моделирования

Реализация управления, моделируемого НР, не только делает нагрузку на АТЗ более равномерной как по времени, так и по группам АТЗ, но также обеспечивает сокращение суммарной численности АТЗ, необходимой аэропорту. Суммарное минимально необходимое в аэропорту число АТЗ, достигнутое с использованием НР, составляющее $n_{\psi=1}^{min} + n_{\psi=2}^{min} = 15 + 15 = 30$, на две единицы меньше аналогичной величины, полученной без управления. Увеличение на одну единицу минимально необходимого числа АТЗ 2-й группы, вызванное реализацией нечёткого управления, компенсируется сокращением на три единицы минимально необходимого числа более затратных АТЗ 1-й группы. Результаты решения рассмотренной задачи свидетельствуют о возможности и целесообразности использования нечёткого регулятора в качестве модели стратегии человека-оператора, управляющего технологическими процессами аэропорта. Имитационным моделированием подтверждена необходимость реализуемого в аэропортовой практике управления потоками ВС в рамках подсистем наземного обслуживания, особенно актуальная для узловых аэропортов.

Библиографический список

1. Романенко В.А. Моделирование производственных процессов узловых аэропортов: монография // Saarbrücken: LAP Lambert Academic Publishing GmbH & Co. KG, 2012. 286с.
2. Гнеденко Б.В., Коваленко И.Н. Введение в теорию массового обслуживания. М.: Наука, 1987. 400 с.
3. Пегат А. Нечёткое моделирование и управление /А. Пегат; пер. с англ. – 2-е изд. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. 798с.

УДК 629.7.08, 519.876.5

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ ОБРАБОТКИ БАГАЖА В МЕЖДУНАРОДНОМ АЭРОПОРТУ «КУРУМОЧ»

Цырульник Л. В., Романенко В. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Решена задача оптимизации параметров и структуры системы обработки багажа (СОБ) вылетающих пассажиров Международного аэропорта «Курумоч». Целью работы является определение таких характеристик компонентов системы обработки багажа, которые обеспечили бы минимальные затраты на повышение ее пропускной способности в условиях прогнозируемого роста пассажиропотока при заданных ограничениях на качество обслуживания.

По итогам опроса вылетающих пассажиров Международного аэропорта «Курумоч» и анализа прогнозируемого пассажиропотока сформулирована оптимизационная задача, критерием в которой выбраны затраты на приобретение, установку и эксплуатацию технических ресурсов рассматриваемой системы. [1]. Заданы ограничения на временные характеристики пребывания места багажа в СОБ и ожидания пассажиров при оформлении багажа к перевозке.

Поставленная задача решена при помощи комплекса имитационных моделей, разработанных и реализованных в программах имитационного моделирования GPSS World Student Version и Anylogic 6 Student Version. [2]. Рассмотрены три подхода к оптимизации параметров системы обработки багажа: подбор числа конвейеров очередей перед досмотровыми аппаратами; изменение скорости движения лент конвейеров; сочетание двух названных выше подходов. В результате оптимизации с применением первого подхода число конвейеров очереди перед интроскопом было увеличено с первоначального значения $N_{к.оч.}=4$ до $N_{к.оч.}=6$ по мере роста значения пассажиропотока.

В результате имитационного моделирования с применением второго подхода сделан вывод о необходимости уменьшения скорости движения ленты с первоначального значения $V=0,5$ м/с до $V=0,4$ м/с, что позволяет обеспечить эффективную работу СОБ при заданных ограничениях без изменения числа конвейеров очереди. Увеличение скорости движения ленты приводит к ухудшению показателей эффективности.

Для наиболее высоких значений пассажиропотока рационально применение третьего (комплексного) подхода, который состоит в уменьшении скорости движения ленты до значения $V=0,4$ м/с и увеличении числа конвейеров очереди в зависимости от значения пассажиропотока.

Получена серия решений для различных уровней прогнозируемого пассажиропотока Международного аэропорта «Курумоч», в том числе для значений пассажиропотока, соответствующих режиму работы аэропорта в условиях проведения чемпионата мира по футболу 2018 г. Сформированы рекомендации в адрес аэропорта по оптимизации структуры и параметров его багажной системы

Библиографический список

1. Романенко, В.А. Расчет основных параметров пассажирских аэровокзалов [Текст]/В.А. Романенко. - Самара: СГАУ, 2003. - 60 с.
2. Карпов Ю., Имитационное моделирование систем. Введение в моделирование с AnyLogic 5 [Текст]/ - СПб.: БХВ-Петербург, 2006. - 400 с.

УДК 629.7.02

КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ ПРИ РАЗРАБОТКЕ ИЗДЕЛИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Чарквиани Р. В., Камалиева Р. Н.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Разработка изделий аэрокосмической техники осложняется высокими требованиями к надежности и весу конструкций. Широкое применение в данной отрасли получили слоистые композиционные материалы, обладающие многими преимуществами по сравнению с традиционными материалами. Однако, ввиду высокой степени анизотропии свойств композиционных материалов, проектирование конструкций обязательно должно сопровождаться учётом межслоевых взаимодействий. Кроме того, важно учитывать анизотропию механических и термоупругих свойств композиционных материалов для конструкций с особыми требованиями к размеростабильности.

С целью повышения эффективности применения композиционных материалов в изделиях аэрокосмической техники применяются различные конструктивные и технологические решения, направленные на повышение прочности и снижение веса конструкции, в зависимости от условий эксплуатации изделий. Так, особое место в аэрокосмической отрасли занимают конструкции с сотовым наполнителем, а так же сетчатые конструкции изделий, представляющих собой тела вращения [1,2]

С целью снижения веса конструкции наиболее целесообразно использование пластиков на основе высокопрочных угольных волокон и сверхтонких угольных тканей. Одним из наиболее эффективных путей облегчения конструкции является снижение количества деталей и переход к интегральным конструкциям с применением высокопрочных слоистых композиционных материалов.

В докладе даётся обзор современных материалов и технологий изготовления сверхлёгких конструкций из композиционных материалов. Сформулированы основные рекомендации по выбору компонентов материалов и технологии их изготовления в зависимости от назначения конструкции, условий её эксплуатации и характера распределения нагрузок:

- отдавать предпочтения конструкциям с сотовым наполнителем и сетчатым конструкциям при проектировании регулярных высоконагруженных зон.
- использовать композиционные материалы на основе высокопрочных угольных, арамидных и стеклянных волокон.
- отдавать предпочтения поверхностным и объёмным способам соединения деталей;
- в случае механического соединения использовать различные методы, способствующие снижению напряжений смятия и предотвращению расслоения в области отверстий под крепежные элементы (фольгированные втулки, трансверсальные микроэлементы [3] (рисунок 1));

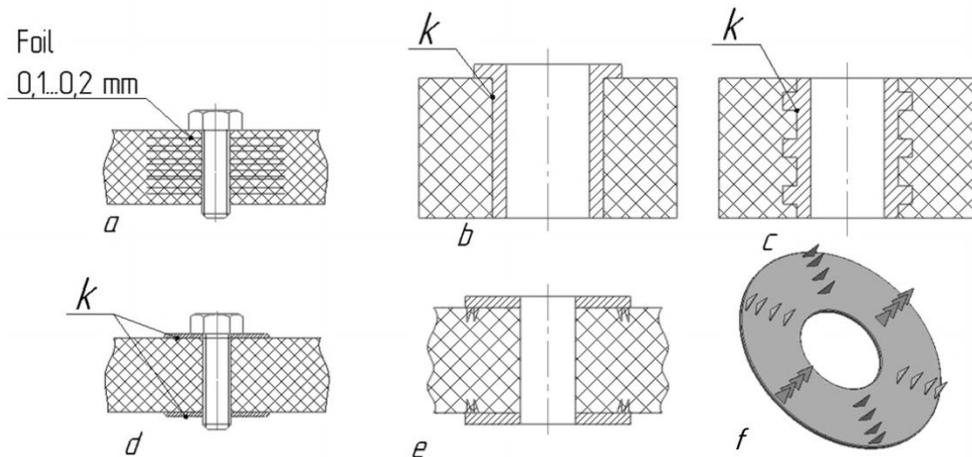


Рис. 1. Усиления зоны соединения. (а) фольгирование; (b) установка промежуточных втулок; (c) (d) втулка с резьбовой внешней поверхностью; (e), (f) трансверсальные микроэлементы [3].

- не разрушать волокна в зоне образования отверстий при проектировании зон соединений;
- использовать ориентацию армирующих волокон композиционных материалов в переходных зонах с учетом направления потоков главных усилий в конструкции и распределения напряжений;
- отдавать предпочтение интегральным цельноформованным конструкциям.

Библиографический список

1. Гайдачук, А. В. Методика оптимального проектирования облегченных конструкций солнечных батарей/ А. В. Гайдачук, В. В. Кириченко, В. И. Сливинский и др. // Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. Тр. / ХАИ. Харьков, 1995. С. 212-217.
2. Васильев В. В., Анизогридные композитные сетчатые конструкции – разработка и приложение к космической технике/ В. В. Васильев, В. А. Барынин, А. Ф. Рази, С. А. Петраковский, В. И. Халиманович //Композиты и наноструктуры №3 2009 г.
3. Карпов Я. С., Проектирование и конструирование соединений деталей из композиционных материалов/ Я. С. Карпов, С. П. Кривенда, В. И. Рябов – Учеб. пособие. – Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1997. - 200 с.

УДК 629.7.08

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ СНИЖЕНИЯ КОЛИЧЕСТВА УТЕРЯННЫХ МЕСТ БАГАЖА НА ЗАДАННОЙ СЕТИ АВИАЛИНИЙ

Черницова Р. Е., Кольцов И. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Анализ состояния развития авиатранспортной отрасли России, которое выражается в неустойчивом уровне пассажиропотока, повышении доли международных перевозок, стремлении обеспечить международный уровень качества обслуживания перевозок, показывает актуальность проблемы совершенствования технических средств обслуживания пассажиров отечественных региональных аэропортов, одним из эффективных подходов к разрешению которой является их оснащение современными высокопроизводительными техническими средствами и системами. При этом необходимо выполнение комплекса операций, связанных с предварительным технико-экономическим анализом действующей системы обслуживания для выбора оптимального варианта внедряемого оборудования, что потребует исследования всей работы аэропорта в целом. Для оценки целесообразности внедрения системы в условиях определенного аэропорта может потребоваться имитационное моделирование, дающее представление о работе отдельных участков обслуживания и системе в целом [1].

Рассматривается задача снижения количества утерянных мест багажа (МБ) на заданной сети авиалиний авиакомпании. Решение поставленной задачи не представляется возможным без использования информационных технологий, которые позволяют оценить возможность повышения качества обслуживания пассажиров путём внедрения современных средств обработки информации [2].

Аэропорт рассматривается как система, состоящая из большого количества взаимосвязанных подразделений, каждое из которых ответственно на определённом участке [3]. При этом особое внимание уделяется службам, напрямую связанным с обработкой багажа. Как показывает анализ действующей системы обработки багажа (СОБ), она не удовлетворяет требованиям авиаперевозчиков.

Предлагаемые мероприятия по совершенствованию обработки потока багажа позволят снизить количество утерянных МБ. Внедрение более эффективной СОБ также поспособствует повышению качества обслуживания пассажиров.

Библиографический список

1. Романенко В.А. Математическая модель автоматической системы обработки багажа аэропорта со значительными трансферными пассажиропотоками // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2011. т. 13, №6. С.126-133.
2. Исаев, Г.Н. Информационные технологии: учеб. пособие / Г.Н. Исаев. – М.: Издательство «Омега-Л», 2012. – 464 с.: ил., табл. – (Высшее техническое образование).
3. Волкова, В.Н. Теория систем и системный анализ: учебник для бакалавров / В.Н. Волкова, А.А. Денисов. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Издательство Юрайт, 2013. – 616 с. – Серия: Бакалавр. Углубленный курс

УДК 629.7.01

РАЗРАБОТКА СИЛОВОЙ СХЕМЫ ШПАНГОУТА ФЮЗЕЛЯЖА В ЗОНЕ СТЫКА С КРЫЛОМ

Шилимов К. Г., Болдырев А. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Возможности по размещению силовых элементов центроплана в фюзеляже определяются ограничениями компоновки. Большинство современных пассажирских магистральных самолётов выполняются по схеме низкоплан. Геометрическим ограничением выше зоны центроплана в этом случае служит расположение пола пассажирского салона, а ниже – аэродинамические обводы фюзеляжа. «Традиционное» техническое решение центроплана с параллельными поясами лонжеронов и стрингерами обеспечивает передачу внутренних усилий в центроплане по кратчайшему пути. В то же время возможны варианты силовой схемы с более длинными элементами, но с меньшими внутренними усилиями в них, что приводит к снижению массы конструкции. Такая возможность демонстрируется в работе [1] на примере исследования весовой эффективности конструкций силовых шпангоутов.

В настоящей работе рассматривается типовая зона стыка силового шпангоута фюзеляжа с задним лонжероном крыла среднемагистрального пассажирского самолёта (рисунок 1). Радиус шпангоута составляет 2 100 мм, строительная высота в верхней части – $0,1 \cdot R$. Шпангоут нагружается силами $P = 120$ кН, создающими изгибающий момент от лонжеронов консолей крыла. Область, которая может быть использована для размещения элементов конструкции, обозначена на рисунке 1 штриховкой. Пунктирными линиями схематично изображено расположение лонжерона центроплана с параллельными поясами, соответствующее «традиционному» техническому решению. Требуется найти рациональную силовую конструкцию.

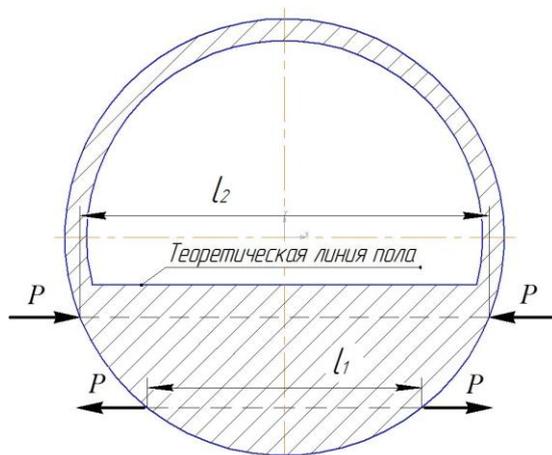


Рис. 1. Схема объекта проектирования

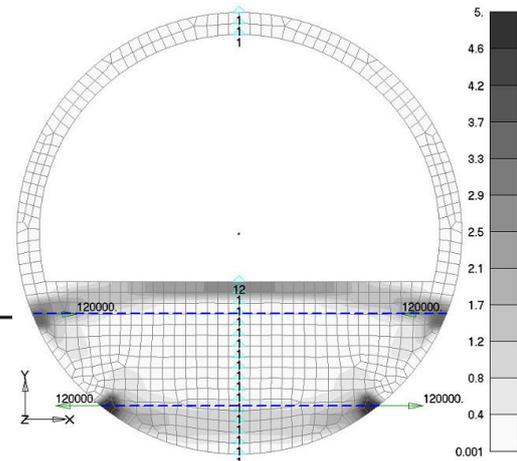


Рис. 2. Распределение толщин в теоретически оптимальной конструкции, мм

Для поиска наилучшей силовой схемы конструкции используется подход, предложенный в работе [2]. Суть данного метода применительно к решаемой задаче заключается в следующем. В заданную геометрическую область вписывается непрерывная упругая среда, называемая континуальной моделью. Для плоских конструкций в качестве континуальной модели используется мембранная изотропная пластина. Выполняется оптимизация распределения материала в этой модели

по условиям прочности и в результате находится теоретически оптимальная конструкция (ТОК), принимаемая далее за «идеал». На основе картин распределения потоков главных усилий [2] анализируются основные пути передачи сил в ТОК и предлагаются варианты силовой схемы конструкции. Затем разрабатываются конечно-элементные модели этих вариантов. С использованием критерия «силового фактора» G [2], который характеризует величину внутренних усилий в конструкции и протяжённость их действия, оценивается весовая эффективность предложенных вариантов и сравнивается с ТОК.

Континуальная модель проектируемого шпангоута разработана в программном пакете *Femap with NX Nastran* [3]. В результате оптимизации получена пластина переменной толщины, показанная на рисунке 2. Траектории наибольших толщин в ТОК отклоняются от горизонтальных прямых линий, соединяющих точки приложения сил. Такое техническое решение не соответствует традиционной конструкции лонжерона с параллельными поясами.

Проведена оценка весовой эффективности ТОК с использованием специальной подпрограммы G_factor [4]:

$$G_{\text{ТОК}} = 7,3228 \cdot 10^8 \text{ Н} \cdot \text{мм}.$$

Силовой фактор для лонжерона с параллельными поясами определён по выражению [1]:

$$G_{\text{тр}} = P \cdot l_1 + P \cdot l_2 = 120000 \cdot 2620 + 120000 \cdot 3910 = 7,8370 \cdot 10^8 \text{ Н} \cdot \text{мм},$$

где l_1, l_2 – длина нижнего и верхнего поясов лонжерона центроплана.

Выполнено сравнение ТОК и лонжерона с параллельными поясами по значению силового фактора:

$$\Delta G = \frac{G_{\text{тр}} - G_{\text{ТОК}}}{G_{\text{тр}}} = \frac{7,8370 \cdot 10^8 - 7,3228 \cdot 10^8}{7,8370 \cdot 10^8} \cdot 100\% \approx 6,6 \%.$$

Таким образом, преимущество силовой схемы с криволинейными поясами лонжерона по сравнению с «традиционным» техническим решением составляет приблизительно 7%. Отсюда следует предположение о целесообразности модификации силовой схемы всего центроплана.

Библиографический список

1. Одинцова, С.А. Исследование безразмерного критерия оценки весовой эффективности конструкций силовых шпангоутов [Текст] / С.А. Одинцова // Труды МАИ. – 2016. – № 85. С. 4-21.
2. Комаров, В.А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций [Текст] / В.А. Комаров // Актуальные проблемы авиационной науки и техники. – М.: Машиностроение, 1984. – С. 114-129.
3. Рычков, С.П. Моделирование конструкций в среде Femap with NX Nastran [Текст] / С.П. Рычков – М.: ДМК Пресс, 2013. – 784 с.
4. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ "G_FACTOR" №2011616575 от 23.08.2011 [Текст] / В.А. Комаров, А.В. Болдырев, А.С. Кузнецов.

УДК 621

ОСОБЕННОСТИ ОБРАБОТКИ РЕЗАНИЕМ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Шуршев М. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Развитие наукоемкой техники неразрывно связано с разработкой новых конструктивных решений, прогрессивных технологий, совершенствованием существующих или созданием новых материалов, среди которых в последнее время большое внимание уделяется композиционным, обладающим уникальными свойствами. В настоящее время в отечественной промышленности для композиционных материалов (КМ) применяют стекловолокниты, углепластики, углерод-углеродные материалы и др.

Композиционный материал представляет собой комбинацию из разнородных и нерастворимых друг в друге компонентов, соединяемых между собой в единое целое за счет адгезионного взаимодействия на границе их раздела. В зависимости от типа матрицы все многообразие композитов можно разделить на четыре группы: полимерные (ПКМ), металлические (МКМ), керамические (ККМ) и углерод-углеродные (УУКМ). Наиболее прочными и хорошо освоенными являются композиционные материалы, армированные непрерывными стеклянными, арамидными, углеродными, борными и металлическими волокнами.

Качество поверхности изделий, используемых в авиационной, ракетно-космической технике, играет исключительно важную роль в обеспечении высоких эксплуатационных показателей. Однако вполне очевидно, что для КМ невозможно напрямую эффективно использовать традиционные рекомендации и методы, применяемые при обработке резанием труднообрабатываемых сталей и сплавов. Особенности структуры и свойств, а также специфика композиционных материалов как объекта обработки резанием выделяет их в особую группу труднообрабатываемых материалов, которая обладает особым характером протекания процесса резания.

В процессе изготовления деталей из композиционных материалов выявляются весьма серьезные проблемы при механической обработке. Это прежде всего связано с обеспечением качества обработанной поверхности и точности размеров. Основными дефектами поверхности композиционного материала при воздействии режущего инструмента являются неравномерная шероховатость, большая волнистость, вырывы и сколы на торцах, расслоение волокна, ворсистость, трещины и царапины, отклонение формы и взаимного расположения поверхностей.

Анализ процесса резания композиционного материала показывает, что в отличие от металла у композиционных материалов наблюдаются следующие особенности.

1. Анизотропия свойств материалов, вследствие чего деформации не передаются через слоистую структуру и связующую смолу, а происходит разрушение структуры материала в виде продольных трещин и отделения мелких частиц пыли на передней поверхности инструмента вместо стружки.

2. Высокая твердость и прочностные характеристики стекло и углеволокна композиционных материалов препятствуют нормальному процессу резания, вызывают рост силы сопротивления резанию.

3. Высокая твердость наполнителя и абразивное воздействие на режущий инструмент вызывают его повышенный износ.

4. Низкая теплопроводность композитов, существенно влияет на соотношение составляющих теплового баланса при резании в отличие от металла. При повышенных температурах, сопровождающих обработку резанием, это вызывает нарушение устойчивости и разрушение химических связей молекулярных цепей полимера, появление прижогов с образованием коксового слоя, выделением газообразных продуктов распада связующего, что сопровождается потемнением поверхности материала. Для ответственных изделий ракетно-космической техники это является недопустимым дефектом.

5. Высокие упругие свойства композиционных материалов вызывают повышенный износ инструмента по задней поверхности из-за интенсивных контактных явлений.

Процесс механической лезвийной обработки КМ в настоящее время целиком не изучен. Для выполнения современных требований по обработке КМ не существует систематизированных рекомендаций, известны лишь частные решения. Все существующие эмпирические зависимости не учитывают анизотропных свойств обрабатываемых КМ.

В связи с этим представляется целесообразным проведение исследований с целью повышения эффективности резания КМ на основе разработки новых технологических возможностей, новых путей стабилизации динамики процесса механической обработки изделий из композитов.

Проведение данных исследований и применение на практике методов более эффективной механической обработки композиционных материалов позволит существенно повысить производительность труда и качество изделий машиностроения.

УДК 629.7.08

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ СНИЖЕНИЯ ЗАТРАТ НА ВЫПОЛНЕНИЕ АВИАРЕЙСА

Ямщикова А. Н., Кольцов И. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Рассматривается вопрос формирования информационной системы, в которой собраны данные по ставкам и сборам, входящим в итоговую величину себестоимости авиарейса. В данном контексте информационные технологии понимаются как инструмент хранения, анализа и обработки информации [1].

Современный рынок авиаперевозок находится под влиянием множества факторов, способствующих повышению конкуренции авиакомпаний в борьбе за пассажира. Снижение себестоимости рейса за счёт использования более дешёвых услуг в различных аэропортах представляется перспективным направлением.

Данная система представляет собой справочную систему для определения тарифов на авиаперевозки. Система понимается как комплекс взаимосвязанных данных [2]. Информация собрана из открытых источников и распределена по таблицам с соответствующими полями. Каждому параметру задаются определённые свойства, отражающие характер и изменение данных. При необходимости существует возможность корректировки свойств. Реализация в виде таблиц Microsoft Access имеет ряд преимуществ [3]. Таблицы с данными служат источником данных для запросов, которые вычисляют себестоимости рейсов авиакомпании. Вычисляемое поле формируется в виде выражения, введённого в свободное поле.

Для удобства работы с результатами вычислений построены формы и отчёты, которые отображают сведения в виде структурированных объектов. Оболочка информационной системы выполнена в виде кнопочной формы, позволяющей быстро найти необходимый объект базы данных. Также есть возможность сортировки полученных результатов по любому из атрибутов. Выполненная информационная системы может быть расширена за счёт добавления маршрутной сети другой авиакомпании.

Впоследствии на основе полученных форм с вычисленными данными можно планировать рейсы через определённые аэропорты, предоставляющие более низкие тарифы на обслуживание авиационной техники, в т.ч. заправки топливом. Управление тарифами позволяет улучшать имидж компании и привлекать дополнительных клиентов.

Библиографический список

1. Исаев, Г.Н. Информационные технологии: учеб. пособие / Г.Н. Исаев. – М.: Издательство «Омега-Л», 2012. – 464 с.: ил., табл. – (Высшее техническое образование).
2. Волкова, В.Н. Теория систем и системный анализ: учебник для бакалавров / В.Н. Волкова, А.А. Денисов. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Издательство Юрайт, 2013. – 616 с. – Серия: Бакалавр. Углубленный курс.
3. Бекаревич, Ю. Б. Самоучитель Microsoft Access 2013 / Ю. Б. Бекаревич, Н. В. Пушкина. — СПб.: БХВ-Петербург, 2014. — 464 с.: ил. — (Самоучитель).

УДК 629.733.5

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ДИРИЖАБЛЕЙ В СПЕЦИФИЧЕСКИХ СФЕРАХ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ АВИАЦИИ

Ярынкина Е. В., Потапов В. И.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Воздухоплавание – перспективная область авиации, которая позволяет значительно сократить расходы на топливо.

Важными преимуществами воздухоплавательных аппаратов (дирижаблей) являются: большая грузоподъемность, низкая стоимость перевозок, возможность перевозки негабаритных грузов, способность зависания в воздухе.

В работе рассматривались три варианта использования дирижаблей в специфических сферах деятельности авиации.

Первая задача – мониторинг магистрального газопровода Самарской области. Рассчитана стоимость выполнения работ на дирижабле Аи-30, вертолетах Ми-8 и Ка-226, которая составила 120,577 тыс.руб., 376,498 тыс.руб. и 197,237 тыс.руб. соответственно. Наименьшее время на выполнение операции требуется вертолету Ми-8 (4,6 ч.), наибольшее – дирижаблю Аи-30 (8,4 ч.).

Далее рассматривался монтаж воздушной линии электропередач на вертолете Ми-8 и Аэростатическом транспортном летательном аппарате нового типа Атлант-30. Рассчитана стоимость выполнения строительно-монтажных работ по установке опор, которая составила 30 574,009 тыс.руб. для вертолета Ми-8 и 8 487, 306 тыс.руб. для Атлант-30.

Третья задача – транспортировка негабаритных грузов на дальние расстояния. Рассчитана стоимость выполнения доставки ракеты-носителя (РН) «Союз-2.1а» на космодром «Восточный» с применением Атлант-100 и самолета Ан-124 «Руслан». Расчеты проводились для трех случаев: Атлант-100 осуществляет операцию с минимальным количеством промежуточных посадок; Атлант-100 совершает промежуточные остановки каждые 12 часов полета, а оставшееся время в сутках осуществляет стоянку в этих пунктах; доставку РН совершает Ан-124.

Расчеты показали, что доставка с применением Атлант-100 выгоднее при минимальном количестве посадок в промежуточных пунктах. В данном случае стоимость выполнения операции составила 1 793,702 тыс.руб. Стоимость транспортировки РН с применением Ан-124 составляет 15 485,030 тыс.руб.

Таким образом, применение воздухоплавательных аппаратов в специфических видах деятельности авиации требует меньшие денежные затраты относительно классических летательных аппаратов.

Библиографический список

1. Потапов, И. В., Романенко, В. А., Титов Б. А., Распределение воздушных судов на заданной сети авиалиний [Текст]/ И. В.Потапов, В. А.Романенко, Б. А.Титов. 2016.

Секция 5

**Теория, конструкция, надежность, прочность и
технология производства двигателей летательных
аппаратов**

УДК 621.45

УТОЧНЕНИЕ СТАТИСТИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ ДЛЯ ВЫЧИСЛЕНИЯ МАССЫ ПРОЕКТИРУЕМОГО АВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Авдеев С. В., Красильников С. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Важным условием при проектировании газотурбинного двигателя является его оптимизация, например по массе и удельному расходу топлива. Однако на начальных этапах проектирования, когда известны только параметры рабочего процесса двигателя, невозможно получить точное значение его массы. Поэтому для оценки массы ГТД можно применять формулу Маслова В.Г., Кузьмичева В.С., Григорьева В.А., которая была получена в 1984-м году, и позволяет сократить время оптимизации двигателя по массе на ранних этапах проектирования. В основу данной формулы были положены значения статистических коэффициентов вычисленных для двигателей до 1980-го года, что приводит к появлению существенной погрешности при вычислении массы современных двигателей (средняя погрешность составила 12,5 %).

Формула вычисления массы состоит из трех основных частей, учитывающих массу камеры смешения, газогенератора и вентилятора с его турбиной и в общем виде выглядит следующим образом: $M_{дв} = (M_1 + M_2 + M_{ксм}) \cdot k_c \cdot k_{рес}$. Коэффициенты k_c и $k_{рес}$ учитывают совершенствование массы по годам и ее значение в зависимости от назначенного ресурса соответственно. Формула предполагает вычисление массы ГТД через основные параметры двигателя (температуру газа перед турбиной, суммарную степень повышения давления, степень повышения давления в вентиляторе, расход воздуха и др.) путем введения статистических коэффициентов, корректировка которых и производилась.

Для того чтобы повысить точность формулы был произведен поиск двигателей (с 1990 года до 2017 год) и их параметров, на основе которых производилась корректировка статистических коэффициентов, входящих в формулу вычисления массы.

Найденные двигатели были отсортированы по значению расхода воздуха на несколько групп. Такое разбиение на группы позволяет снизить погрешность вычисленной массы, так как имеется различие статистических коэффициентов для двигателей большой и малой размерности.

Величина расхода воздуха найденных двигателей изменяется от 28,5кг/с до 1436 кг/с и тяги от 8,45 кН до 401,23 кН.

Неизвестные параметры рабочего процесса двигателей были рассчитаны в САЕ-системе «АСТРА», разработанной на кафедре теории двигателей Самарского университета.

По фактическому значению массы для каждого двигателя было найдено среднеквадратичное отклонение, характеризующее точность расчетного значения массы.

Для автоматизации процесса подсчёта был создан алгоритм, в логике которого заложен процесс подборки значений коэффициентов формулы методом последовательных приближений с целью максимально снизить среднеквадратичное отклонение. Благодаря чему было выполнено уточнение коэффициентов для каждой группы двигателей. И таким образом, была повышена точность всей модели. Среднее

отклонение расчетной массы от фактической для всех найденных двигателей составило 12,5 % до корректировки, после уточнения статистических коэффициентов это значение удалось снизить до 3%.

Более высокая точность модели была достигнута за счет: использования современных двигателей при корректировке коэффициентов и за счет увеличения количества групп, на которые производилась разбивка двигателей.

В дальнейшем планируется произвести уточнение статистических коэффициентов для малоразмерных двигателей, так как в данной области формула дает наименее точные результаты. А также планируется разработка наиболее простой поузловой формулы вычисления массы двигателя с минимальной погрешностью.

Библиографический список:

1 Маслов В. Г. Выбор параметров и проектный термогазодинамический расчет авиационных ГТД [Текст]/ В. Г. Маслов, В. С. Кузьмичев, В. А. Григорьев. - Куйбышев: КуАИ, 1984. - 176 с.

УДК 621.45.017

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ВАЛА ТУРБИНЫ НД ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ПРОГНОЗИРОВАНИЮ ЕГО РЕСУРСНЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ

Аксенов Е. В., Селиванов И. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

ПАО «Кузнецов», г. Самара

Условия работы авиационных ГТД характеризуются значительной циклическостью нагружения, оказывающую определяющую роль в ограничении ресурса. Целью ресурсных испытаний отдельных деталей двигателя является прогнозирование их ресурса и проверка технологических и конструктивных мероприятий.

В ходе подготовки и освоения производства двигателя НК-32 серии 02 была произведена смена типа и поставщика заготовок вала турбины низкого давления (ТНД), являющегося основной деталью двигателя. В данной работе авторами рассматриваются результаты исследования, выполненные в подтверждение ресурсных возможностей вала ТНД.

Исследования проводились в два этапа: на первом выполнено всестороннее исследование характеристик конструкционной прочности материала в исследованиях, в подтверждение достаточного запаса долговечности, проведены лабораторные циклические испытания вала ТНД эксплуатационными нагрузками. Механические свойства материалов, используемых в анализе прочности, получены в виде результатов испытаний стандартных образцов. Лабораторные испытания совместно собранных валов компрессора низкого давления (КНД) и ТНД проводились на установке для статических испытаний валов на кручение с тензометрированием вала ТНД и определением угла поворота совместно собранных валов.

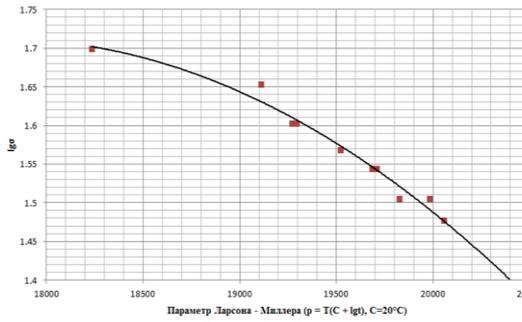
В результате проведенного исследования установлено соответствие механических свойств минимально допустимым по ТУ для материала вала – ЭП517 (15X12Н2МФВАБ).

Кратковременные механические свойства определялись на стандартных образцах при $T = 20^{\circ}\text{C}$ и $T = 550^{\circ}\text{C}$; их соответствие с минимально допустимыми по ТУ приведены в таблице 1.

Таблица 1. Значения кратковременных механических свойств материала по результатам испытаний

Температура, °С	Механические свойства			
	σ_B , кгс/мм ²	$\sigma_{0,2}$, кгс/мм ²	δ , %	ψ , %
20	116,9	99,5	15,3	51,3
По ТУ	110	90	10	45

Предел длительной прочности $\sigma_{500}^{600} = 32 \text{ кгс/мм}^2$. Результаты испытаний и зависимость $lg\sigma$ от параметра Ларсона-Миллера для материала ЭП517 при температуре представлены на рисунке 1.



Температура испытания, T, °C	Напряжение, σ, кгс/мм ²	Время до разрушения, час
600	50	7 ⁴⁰
	45	77 ⁰⁰
	40	118 ⁰⁰
	40	125 ²⁵
	37	228 ⁴⁰
	35	351 ¹⁰
	35	375 ⁰⁰
	32	510 ⁰⁰
	32	768 ³⁰
	30	940 ⁰⁰

Рис. 1. Результаты испытаний на длительную прочность

Испытание образцов на малоциковую усталость проводилось при несимметричном знакопостоянном «мягком» цикле нагружения на базе $N = 5 \cdot 10^4$ циклов. Работа проводилась на гладких образцах $d = 5$ мм и образцах с надрезами $r = 1$ мм, $r = 0,5$ мм и при температурах $T = 20^\circ\text{C}$ и $T = 500^\circ\text{C}$. Кривые малоциковой усталости представлены на рисунке 2.

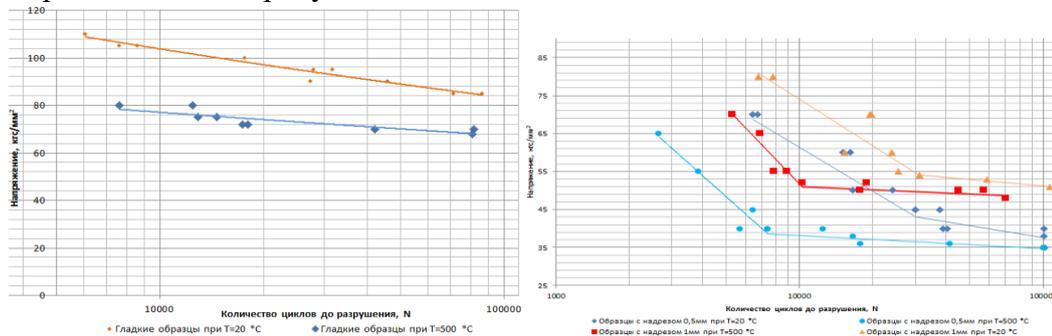


Рис. 2. Кривые малоциковой усталости по результатам испытаний гладких образцов и образцов с надрезами при $T = 20^\circ\text{C}$ и $T = 500^\circ\text{C}$

Результаты лабораторных испытаний натурального вала ТНД с запасом подтвердили обеспечение циклических параметров назначенного ресурса двигателя.

При нагрузке $M_{кр} = 11500 \text{ кг}\cdot\text{с}\cdot\text{м}$, $M_{кр} = 12000 \text{ кг}\cdot\text{с}\cdot\text{м}$, $M_{кр} = 12500 \text{ кг}\cdot\text{с}\cdot\text{м}$ было зарегистрировано возникновение и развитие пластической деформации вала, которая была зафиксирована как по показаниям тензодатчиков, так и по показанию угломера в виде остаточной деформации $\sigma_{ост}$ (кгс/мм²), $\varphi_{ост}$ (°). Максимальный диапазон замеренных напряжений на ступени нагружения $M_{кр} = 12500 \text{ кг}\cdot\text{с}\cdot\text{м}$ составил $\sigma_{зам} = -113 \div -151$ кгс/мм², угол поворота $\varphi = 25,5^\circ$, $\varphi_{ост} = 9,0^\circ$. При металлургическом исследовании установлено, что разрушение вала произошло по механизму малоциковой усталости с очагами на поверхности отверстия $\varnothing 22$ мм; качество материала детали по химическому составу, твердости и структуре соответствует требованиям ТУ. Места разрушения показаны на рисунке 3.



Рис. 3. Вал ТНД после циклического разрушения

Результаты проведенных всестороннего исследования материала и циклических испытаний подтверждают возможность установления вала ТНД циклических параметров назначенного ресурса двигателя.

Библиографический список

1. Авиационные материалы. Том 3. ВИАМ, 1989.

2. Ануров Ю. М. Основы обеспечения прочностной надёжности авиационных двигателей и силовых установок / Ю. М. Ануров, Д. Г. Федорченко. – СПб.: Изд-во СПбГПУ, 2004. – 390 с.
3. Кочеров Е. П. Разработка деформационно-энергетического метода оценки прочности элементов конструкций / Диссертация на соискание учёной степени кандидата технических наук, 2012. – 160 с.
4. Фролов К. В. Машиностроение. Энциклопедия в сорока томах / В. Ф. Мануйлов. Том 3 «Технологии заготовительных производств». – М.: Машиностроение, 1996. – 734 с.
5. Manson, S. S. Thermal stress and low-cycle fatigue. NY: McGraw-hill, 1966. – 344 p

УДК 533.6.011.72

ЧИСЛЕННОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗНИКНОВЕНИЯ СКАЧКОВ УПЛОТНЕНИЯ В КАНАЛЕ ПЕРЕМЕННОГО СЕЧЕНИЯ

Аксенова Д. К., Урлапкин В. В., Угланов Д. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В данной работе исследовалось сверхзвуковое течение газа в трубке Вентури. Движение газа в них осуществляется вследствие разности статических давлений на входе и выходе при подаче газа под повышенным давлением на вход или при создании разрежения на выходе.

В качестве верификации применимости данной методики к расчету рабочих процессов в канале, было проведено моделирование данного элемента в программном пакете ANSYS FLUENT. Была построена сеточная модель, заданы граничные условия расчета.

Расчет был произведен аналитически и с использованием программного пакета ANSYS FLUENT. При выполнении аналитического расчета проточная часть канала разбита на 6 сечений, после этого по известным зависимостям газовой динамики [1] рассчитаны параметры газа и определено место возникновения скачка уплотнения. Ниже представлены результаты расчета для 3 режимов:

- дозвуковой режим (таблица 1);

Таблица 1. Результаты расчета дозвукового режима.

	S , (мм ²)	T^* , (К)	p^* , (кПа)	p , (кПа)	$\pi(M)$	M	c , (м/с)	M^*	c^* , (м/с)	T , (К)	T^*/T
1	339,8	297	100,5	97,56	1,03	0,206	71,2	0,225	70	284,6	0,96
2	167,4	297	100,5	88,34	1,14	0,437	158	0,469	147,9	273,1	0,92
3	113,3	297	100,5	55,22	1,81	0,963	332,7	0,969	305,3	249	0,84
4	186,3	297	100,5	73,82	1,36	0,679	234,6	0,711	222,2	261,5	0,88
5	271,7	297	100,5	80,1	1,25	0,579	200	0,614	193,6	266,2	0,89
6	401,1	297	100,5	82,84	1,21	0,533	184,1	0,567	179,1	268	0,9

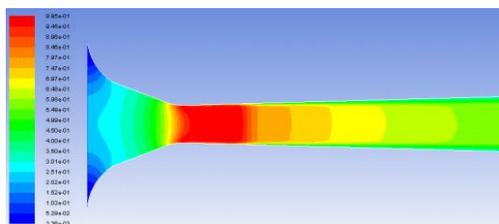


Рис. 1. Поле чисел Маха в канале

- сверхзвуковой режим (таблица 2, 3);

Таблица 2. Результаты расчета сверхзвукового режима 1

	S , (мм ²)	T^* , (К)	p^* , (кПа)	p , (кПа)	$\pi(M)$	M	c , (м/с)	M^*	c^* , (м/с)	T , (К)	T^*/T
1	339,8	297	100,5	97,56	1,03	0,209	71,16	0,229	71,7	294,6	1,008
2	167,4	297	100,5	88,34	1,14	0,437	150	0,486	150,8	286,1	1,04
3	113,3	297	100,5	53,21	1,89	0,999	345,1	1,112	345,1	148,6	0,199

Секция 5. Теория, конструкция, надежность, прочность и технология производства двигателей летательных аппаратов

4	186,3	297	100,5	29,67	3,39	1,445	499,1	1,61	499,6	234	1,289
5	271,7	297	84,37	44,78	1,88	0,995	313,9	0,794	288,1	247,9	1,198
6	401,1	297	84,37	48,7	1,73						

Таблица 3. Прямой скачок уплотнения в канале

	T^* , (К)	p^* , (кПа)	p , (кПа)	p^*/p , $\pi(M)$	M	c , (м/с)	M^*	c^* , (м/с)	T , (К)	T^*/T	S/S^*
х	297	100,5			2,45	569,9	1,81	578	134,7	2,2	2,513
у	297	52,59	43,83	1,2	0,518	174,3	0,553	174,4	281,8	1,054	

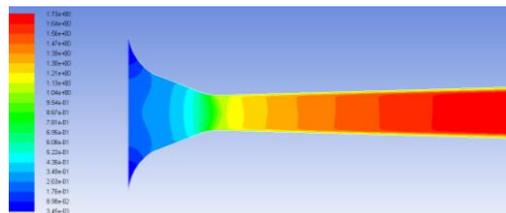


Рис.2. Поле чисел Маха в канале

- сверхзвуковой режим (таблица 4,5).

Таблица 4. Результаты расчета

	S , (мм ²)	T^* , (К)	p^* , (кПа)	p , (кПа)	$\pi(M)$	M	c , (м/с)	M^*	c^* , (м/с)	T , (К)	T^*/T
1	339,8	297	100,5	97,75	1,03	0,19	68,7	0,19	62,7	292,3	1,02
2	167,4	297	100,5	87,34	1,14	0,44	152,3	0,44	139,1	275,5	1,08
3	113,3	297	100,5	53,40	1,88	0,99	344,1	0,99	314,1	212,6	1,39
4	186,3	297	100,5	39,27	2,56	1,24	428,8	1,24	391,0	183,9	1,62
5	271,7	297	100,5	50,47	1,99	0,52	181,1	0,57	180,9	294,3	1,05
6	401,1	297	100,5	53,40	1,88	0,14	47,7	0,15	47,6	298,1	1,004

Таблица 5. Прямой скачок уплотнения в сопле

	T^* , (К)	p^* , (кПа)	p , (кПа)	$\pi(M)$	M	c , (м/с)	M^*	c^* , (м/с)	T , (К)	T^*/T	S/S^*
х	297	100,5	8,69	11,56	2,25	547,9	1,73	547,9	147,6	2,01	2,096
у	297	60,89	49,9	1,22	0,541	181,5	0,576	181,5	280,7	1,038	

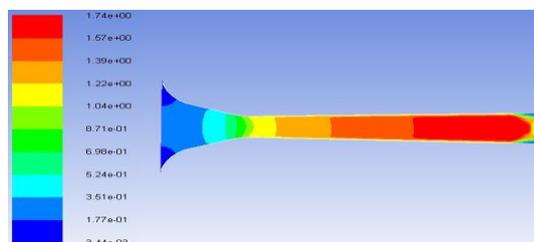


Рис.3. Поле чисел Маха в канале

Библиографический список

1. Сергель, О. С. Прикладная гидрогазодинамика [Текст] / О. С. Сергель – М.: Машиностроение, 1981. – 374 с.

УДК 621.03

РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ КРИОГЕННОЙ СИСТЕМЫ ТОПЛИВОПОДАЧИ МИКРО–ГТД

Аксенова Д. К., Угланов Д. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В данной работе на основе анализа информации по криогенным топливам и возможности их применения в ГТД, были отобраны четыре вида топлива, составлен математический аппарат и реализован расчет теплообменника-испарителя низкикипящего компонента.

Расчет рекуперативного противоточного теплообменника производился в программном пакете MathCad. Были получены следующие показатели:

- температура теплоносителей на выходе из испарителя, скорость движения топлива на каждом участке;
- расход выхлопных газов и их средняя скорость;
- геометрические характеристики испарителя.

Так же были определены и рассчитаны баллоны для хранения криогенного топлива, массы систем топливоподачи для различных криогенных рабочих тел и удельная мощность энергетической установки, приведенная к массе системы топливоподачи.

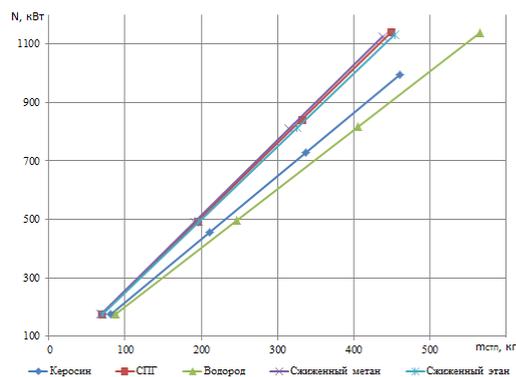


Рис.1. Мощность энергетической установки, приведенная к массе системы топливоподачи

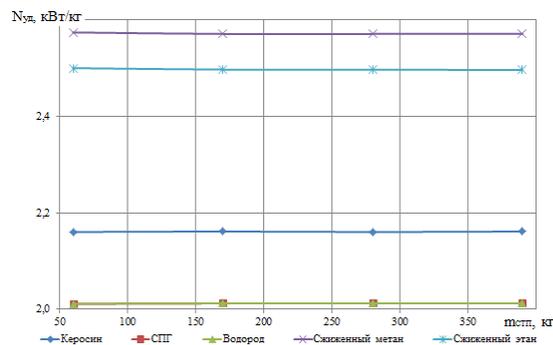


Рис.2. Удельная мощность энергетической установки, приведенная к массе системы топливоподачи

Анализ аналитического расчета, позволяет сделать вывод, что наиболее оптимальной является система на сжиженном метане, затем следует система на СПГ, сжиженном этане и водороде.

УДК 621.452.32:539.4

ЧИСЛЕННОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СОБСТВЕННЫХ ФОРМ И ЧАСТОТ КОЛЕБАНИЙ ПОЛОЙ ШИРОКОХОРДНОЙ ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА ПЕРСПЕКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Анохин Д. В., Елизаров Д. А.

ПАО «Кузнецов», г. Самара

Основными требованиями, предъявляемые к современным авиационным двигателям, являются высокий КПД, габаритные размеры и запасы устойчивой работы вентилятора [1]. Данные требования не удовлетворяются при использовании традиционного конструктивного исполнения лопаток вентилятора, а именно сплошной широкохордной рабочей лопатки [2]. Для решения этих проблем применяются рабочие полые широкохордные лопатки (ПШЛ) вентилятора [4-6], которые позволяют снизить массу самой лопатки на 30-40% и, соответственно, на 10-15% снизить массу диска, корпусов вентилятора и бронезащиты [7,8].

Основным мероприятием при проектировании лопаток ГТД в части обеспечения приемлемого уровня переменных напряжений является частотная отстройка на этапе проектирования от резонансов в рабочем диапазоне частот вращения ротора [9]. Для ее проведения решается задача получения форм и частот собственных колебаний (ЧСК) лопаток. Ввиду сложности конструктивного исполнения такого типа рабочих лопаток вентилятора, как ПШЛ с гофрированным наполнителем, для проведения модального анализа применяется метод конечных элементов.

Согласно Нормам Прочности определение ЧСК опытных образцов лопаток проводится экспериментально. При этом данные, полученные при эксперименте, могут быть использованы для верификации используемых КЭ моделей с целью уточнения методики проведения проектировочных расчетов.

Сравнение численных и экспериментальных собственных форм и частот колебаний ПШЛ вентилятора перспективного двигателя.

В данной работе была создана КЭ модель и выполнен модальный анализ ПШЛ вентилятора для определения 9 собственных форм и частот колебаний лопатки. Формы собственных колебаний представлены на рисунке 1.

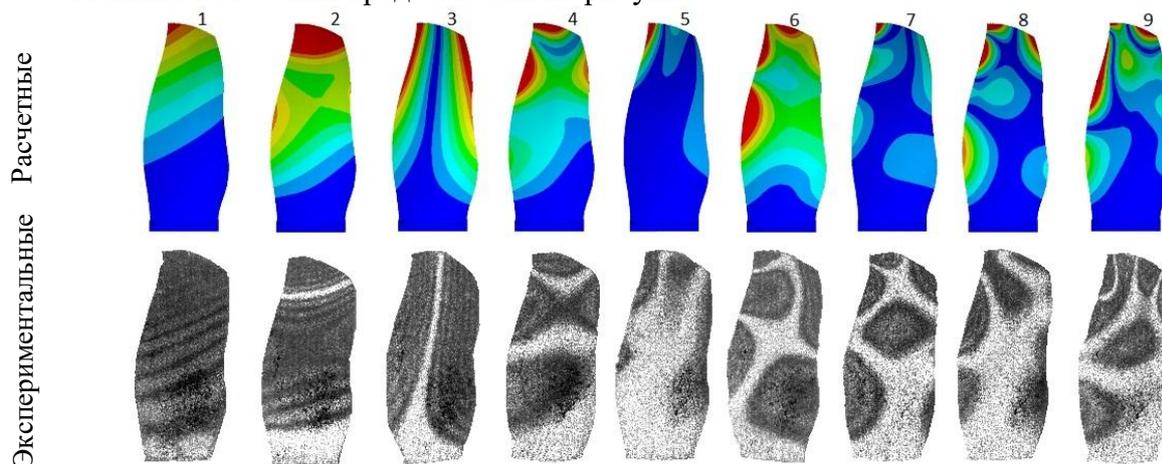


Рис. 1. Формы собственных колебаний ПШЛ

При экспериментальном исследовании методом голографической интерферометрии было испытано 3 лопатки. Сравнение расчетных и экспериментальных ЧСК представлено в таблице 1.

Таблица 1. Сравнение расчетных и экспериментальных ЧСК

Форма колебаний	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Δ , %	11,5	2,5	1,7	1,7	4,4	6,9	6,2	12,7	8,9

Как видно из таблицы 1, максимальное расхождение расчетных и экспериментальных частот колебания выявляется по 8 и 1 формам. По остальным ЧСК расхождение результатов менее 10%.

Расхождение расчетных и экспериментальных частот происходит из-за технологических отклонений изготовления замковых частей лопатки, погрешности закрепления, влияющих на условия закрепления при проведении экспериментов.

Формы собственных колебаний, полученные экспериментально, совпадают с расчетными.

Выводы:

- выполнено сравнение результатов расчетного и экспериментального исследований частот и форм собственных колебаний рабочей ПШЛ вентилятора перспективного двигателя;
- частоты собственных колебаний, получаемые расчетным путем, соответствуют экспериментальным с максимальной погрешностью 13% при совпадении форм собственных колебаний.

Библиографический список

1. Иноземцев, А. А. Пяти томный учебник «Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок», серия «Газотурбинные двигатели»/ А. А. Иноземцев, М. А. Нихамкин, В. Л. Сандрацкий.// М.: Машиностроение, 2008, С. 1204.
2. Скибин, В. А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор)/ В. А. Скибин, В. И. Солонин и др.// М.: ЦИАМ, 2004. 422 с.
3. Richard, R. Hollow blade. Патент США №GB2147055 от 05.01.1985.
- Halila, G., Hollow airfoils/ G. Halila, K. I. Hansen// Патент Великобритании № 2254892 от 21.10.1992.
4. Иностранные авиационные двигатели (по данным иностранной печати). Вып. XIII. М.: ЦИАМ. 2000. 534 с.
5. Genckin, V. N. Способ изготовления профильных секционных лопаток сваркой давлением. Патент США № 5170666. 1972. В21к 3/04; В23 К/01.
6. Каримбаев, Т. Д. Гибридные конструкции лопаток перспективных вентиляторов/ Т. Д. Каримбаев, А. А. Луппов// Материалы XXV Юбилейной международной конференции и выставки, май-июнь 2005г. С. 331-332.
7. Каблов, Е. Н. Конструктивные и технологические решения для создания составных лопаток перспективных вентиляторов с применением прочных и жестких металлокомпозитов / Е. Н. Каблов, С. Е. Салибеков, Ю. А. Абузин и др. // М.: ЦИАМ, 2003. С. 124-138.
8. Биргер, И. А. Расчет на прочность деталей машин: Справочник/ И. А. Биргер, Б. Ф. Шорр, Г. Б. Иосилевич. — 4-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1993. — 640 с.

УДК 621.914.1

**РАЗРАБОТКА МЕР ПО СОВЕРШЕНСТВОВАНИЮ
КОМПЬЮТЕРНОЙ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЙ МОДЕЛИ
ПРОЦЕССА ФРЕЗЕРОВАНИЯ**

Багрянцев Д. А., Евдокимов Д. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В настоящее время титановые сплавы нашли широкое применение в машиностроении, в медицине, в авиастроении, в ракетостроении и других отраслях. Отличительной особенностью титановых сплавов, по сравнению со сталями, является низкая масса при сохранении высокой прочности. Однако титановые сплавы являются труднообрабатываемыми материалами и связано это во многом с их низкой теплопроводностью и высокой прочностью. Поэтому процесс обработки титановых сплавов в большинстве случаев сопровождается высокими температурами в зоне резания, которые могут привести к структурным и фазовым изменениям в обрабатываемом материале. Кроме того, что это приводит к снижению прочностных характеристик получаемых деталей, высокие температуры влекут за собой также и преждевременный выход из строя режущего инструмента. В связи с этим теплофизика процесса резания титановых сплавов требует изучения тех немалочисленных вопросов, которые все еще остаются открытыми.

В данной работе представлен план работы по изучению некоторых вопросов, посвященных стружкообразованию при фрезеровании. Была разработана программа в системе MathCad, обрабатывающая данные экспериментов, проведенных К.Ф. Митряевым. В зависимости от режимов обработки различных титановых сплавов, им были получены значения поперечной и продольной усадки стружки. Управляющими факторами являлись такие как скорость резания, подача, передний и задний углы зуба фрезы.

Данные получаемые с помощью программы, выполненной в MathCad, будут сравниваться с результатами численного эксперимента, который будет поставлен по компьютерной конечно-элементной модели. Алгоритм вычислений конечно-элементной модели базируется на двух уравнениях, описывающих пластическое течение материала и его разрушение: уравнение Джонсона-Кука и уравнение Кокрофта-Лейтема. Планируется оценка корректности использования подобных уравнений в компьютерных конечно-элементных моделях, задача которых симуляция процесса стружкообразования.

Конечной целью данного этапа работы является разработка комплекса мер по модернизации компьютерной конечно-элементной модели, результаты вычислений которой будут иметь высокую сходимость с результатами натуральных экспериментов. В дальнейшем это позволит провести исследования, посвященные процессу износа передней поверхности режущего клина инструмента.

УДК 629.7

ПУТИ РАЗВИТИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СХЕМ И СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

Балашова А. И, Юплина Т. А., Филинов Е. П.

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Авиационная техника транспортного назначения достигла предела эволюционного развития, то есть технические характеристики вплотную приблизились к теоретическому пределу. Выход из тупика конструкторы ищут в аэродинамических схемах, компоновках и силовых установках принципиально нового типа. В настоящее время их совершенствование предположительно будет развиваться по направлению внедрения инновационных узлов в двигатели, построенные по традиционной схеме, а также путем создания гибридных воздушно-реактивных двигателей. Последние могут сочетать в себе традиционную газовую турбину и электрический привод, газогенераторы, работающие в соответствии с различными термодинамическими циклами.

Так, для совершенствования аэродинамической схемы самолета необходимы соответствующие силовые установки. Перспективным направлением является внедрение детонационного горения, так как такой тип двигателей является одним из лучших решений в области газодинамики. Благодаря тому, что в нем сжигание топлива происходит в ударных волнах примерно в 100 раз быстрее, чем при обычном медленном горении (дефлаграции), этот тип двигателя теоретически отличается рекордной мощностью, снимаемой с единицы объема, по сравнению со всеми другими типами тепловых двигателей (рисунок 1).

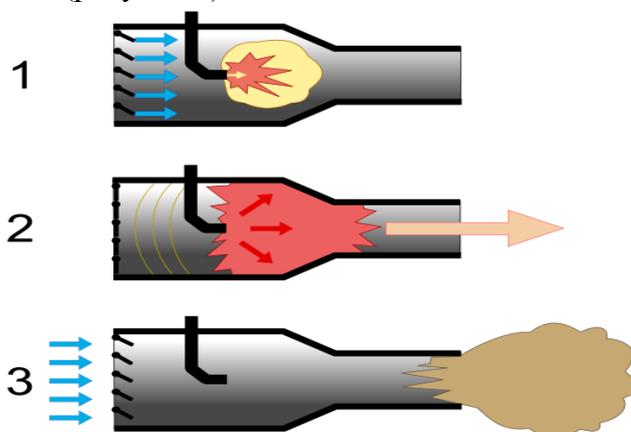


Рис. 3. Схема работы пульсирующего воздушно-реактивного двигателя

Новые схемы интеграции силовой установки и планера - это отдельное направление, которое является наиболее полной интеграцией двигателей и планера. Это позволяет создать идеальную циркуляцию вектора скорости вокруг профиля, за счет утилизации пограничного слоя в двигателе. Выравнивание профиля скорости за летательным аппаратом существенно снижает индуктивное сопротивление и, соответственно, экономит топливо. И в этой сфере возможно использование, например, детонационного горения как совершенно нечувствительной к неравномерностям на входе газодинамической системы.

УДК 629.7

РАСЧЁТ ДИНАМИЧЕСКИХ НАПРЯЖЕНИЙ В ПУЧКЕ ТРУБОПРОВОДОВ С ДЕМПИРУЮЩЕЙ ОПОРОЙ ИЗ МАТЕРИАЛА МР

Безбородов С. А.

ПАО «Кузнецов», г. Самара

Снижение уровня вибрационных напряжений является важным условием для обеспечения высокой надёжности двигателя, трубопроводных систем в частности. Целью данной работы является уменьшение погрешности расчёта собственных частот, и амплитуд деформаций пучка трубопроводов с упругодемпфирующей опорой из материала МР (УДО из МР, рис.1). Исследовался пучок из двух трубок из титанового сплава 7М типоразмера 6,2х1,1 мм. Проведён динамический эксперимент на вибростенде и расчёт в частотном диапазоне и с нагрузками, соответствующими эксперименту.

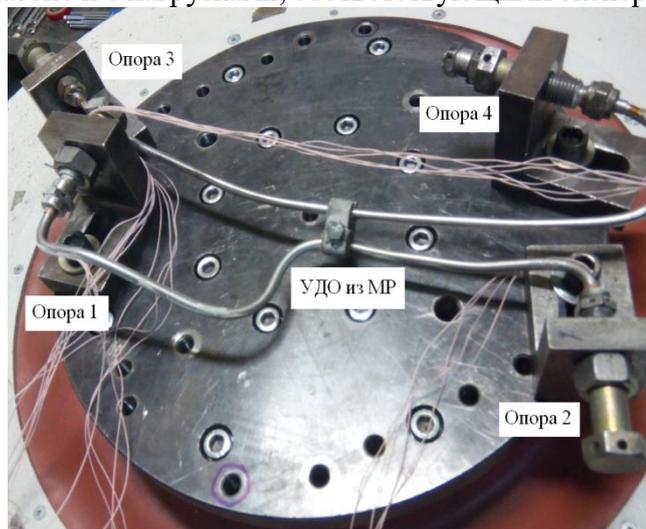


Рис. 1. Пучок трубопроводов с УДО из МР

Построение расчётной модели проводилось в пакете ANSYS. Для создания конечно-элементной модели трубок использовались три варианта конечных элементов: Pipe16; Pipe16 и Pipe18; Solid185. Опоры и хомут с прокладками из МР моделировались конечным элементом Combin14, точечная масса – элементом Mass21.

Параметры материала МР (жёсткость $C=181$ Н/мм и коэффициент рассеивания энергии $\Psi=1,3$) рассчитаны по формулам, полученным при обработке результатов статического эксперимента с тонкими пластинами из материала МР [1]. Характеристики штучерных опор задавались через жёсткость на перемещение (1111 Н/мм) и жёсткость на поворот (1000 Н/рад вокруг осей, лежащих в плоскости, перпендикулярной оси трубки и 150 Н/рад вокруг оси трубки) [2].

Для получения в гармоническом анализе амплитуд колебаний, соответствующих реальному поведению конструкции, необходимо корректно задавать постоянный коэффициент демпфирования. Для его определения предлагается расчетно-экспериментальный метод. Экспериментальной составляющей является определение амплитуды колебаний в контрольной точке при возбуждении на вибростенде одного трубопровода. Замеренная амплитуда колебаний трубопровода в контрольной точке по вертикали составила 0,385 мм при амплитуде колебаний стола вибростенда равной 0,012 мм. Затем проводилась серия гармонических расчётов трубопровода при различных значениях постоянного коэффициента демпфирования (DMPRAT). Целью этих расчетов был подбор такого значения коэффициента демпфирования, при котором

расчётная амплитуда колебаний совпадала с экспериментальной. Проведена аналогия между одним трубопроводом и пучком трубопроводов, и полученное значение коэффициента демпфирования в дальнейшем использовалось для гармонического расчёта пучка трубопроводов.

На вибростенде TIRA проведён динамический эксперимент по определению деформаций, действующих в пучке трубопроводов на резонансе. Испытания проводились по первой форме при ускорении стола вибростенда $W1=40 \text{ м/с}^2$ и растущей от 150 до 200 Гц частоте. Использовались тензорезисторы с базой 3 мм, которые наклеивались в двух взаимноперпендикулярных плоскостях в 5 мм от торцов ниппелей опор. По полученным графикам изменения деформаций определялись максимальные значения амплитуд деформаций на резонансе по формуле:

$$\varepsilon_{\max} = \sqrt{\varepsilon_{1ИЗМ}^2 + \varepsilon_{2ИЗМ}^2},$$

где $\varepsilon_{1ИЗМ}, \varepsilon_{2ИЗМ}$ – амплитуда деформации в контрольном сечении на резонансе по первому и второму тензодатчику в ортогональных направлениях.

Сравнение собственных частот, расчётных и экспериментальных амплитуд деформаций трубопровода в контрольных точках приведено в таблице 1.

Таблица 1. Собственные частоты и амплитуды деформаций пучка трубопроводов на резонансе

	Эксперимент	Pipe16	Погрешность, %	Pipe16 и Pipe18	Погрешность, %	Solid185	Погрешность, %
Частоты, Гц	176,6	175	0,9	175,5	0,6	195,5	10,7
	221,9	219,2	1,2	221,4	0,2	233,9	5,4
	369	347,6	5,8	348,8	5,5	387,6	5,0
Деформация, тензорезисторы №1/2	0,41e-3	0,72e-3	78	0,66e-3	62	0,78e-3	92
Деформация, тензорезисторы №3/4	0,63e-3	0,28e-3	55	0,26e-3	59	0,32e-3	49
Деформация, тензорезисторы №5/6	0,56e-3	0,41e-3	27	0,38e-3	31	0,44e-3	21
DMPRAT		0,0075		0,0075		0,0068	

Из таблицы 3 видно, что наименьшую погрешность по собственным частотам и максимальным амплитудам деформаций на резонансе даёт модель, построенная элементами Pipe16 и Pipe18. Поэтому она является оптимальной для расчёта колебаний пучка трубопроводов. Решающим фактором, влияющим на погрешность по расчётным амплитудам деформаций, является постоянный коэффициент демпфирования DMPRAT. При его определении сделано допущение эквивалентности коэффициентов демпфирования систем, состоящих из одного трубопровода и пучка трубопроводов. Это вносит определённую погрешность в результаты расчёта.

Таким образом, на основе созданной расчётной модели пучка трубопроводов с УДО из МР разработан метод расчёта амплитуд деформаций пучка трубопроводов на резонансе. Метод может быть использован при проектировании и доводке трубопроводных систем.

Библиографический список

1. Уланов А. М., Швецов А. В. Механические характеристики демпферов опор трубопроводов из материала МР /Вестник СГАУ 3(27), Самара: СГАУ, 2011. С. 94-99.
2. Безбородов С. А., Уланов А. М. Определение крутильной жёсткости штуцерных опор для расчета собственных частот трубопровода /Вестник СГАУ, том 14(3), ч.2, Самара, СГАУ, 2015. С. 448-453.

УДК 621.45

ПОДХОДЫ К ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ И СХЕМ РАСПРЕДЕЛЁННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК САМОЛЁТОВ

Бобрик А. А., Ткаченко А. Ю., Кузьмичёв В. С.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В последние годы наблюдается интерес к разработке авиационных газотурбинных двигателей инновационных схем и конфигураций, так как увеличение эффективности работы двигателей традиционных схем (для гражданской авиации, как правило, ТРДД с большой степенью двухконтурности) достигло своего предела. Так, дальнейшее улучшение параметров термодинамического цикла по прогнозам позволит увеличить эффективность работы силовой установки (СУ) не более чем на 2-3%.

Одним из перспективных направлений разработки инновационных схем СУ является создание так называемых «распределённых силовых установок» (PCY) летательных аппаратов [1].

Задача данного исследования заключается в разработке математической модели, которая позволяет решать задачи концептуального проектирования PCY с целью повышения эффективности работы силовой установки (выбор параметров рабочего процесса и схем ГТД, управление СУ и т.д.).

Основным преимуществом PCY в сравнении с традиционными конструктивными схемами является возможность глубокой интеграции силовой установки с планером, что позволит повысить аэродинамическую эффективность летательного аппарата. В настоящий момент ведутся исследования различных конфигураций PCY. В данной работе было рассмотрено две из них: привод нескольких вентиляторов от одного газогенератора; PCY, состоящая из большого количества малоразмерных двигателей, расположенных в крыльях летательного аппарата («гибридное крыло») [1]. В обоих случаях рост эффективности самолётной системы должен достигаться за счёт снижения удельной массы СУ в сравнении с традиционными конфигурациями. Например, использование множества малоразмерных ГТД, обеспечивающих суммарно ту же тягу, что 2 или 4 двигателя сверхбольших тяг.

В САЕ – системе «АСТРА» была создана математическая модель PCY, которая обладает возможностью решения задач оптимизации по различным технико-экономическим критериям оценки летательного аппарата, а также, оптимизации параметров рабочего процесса двигателей и их числа на самолёте.

По результатам расчётов проводился сравнительный анализ эффективности PCY исследуемых схем для различных значений тяг. Дальнейшим этапом разработки методов концептуального проектирования PCY является создание моделей для оптимизации параметров ГТД с учётом ограничений.

Библиографический список:

1. Скибин В. А., Соломин В. И., Палкин В. А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечении создания перспективных авиационных двигателей. М.: ЦИАМ, 2010. 677 с.
2. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД: Учеб. Пособие / В. Г. Маслов, В. С. Кузьмичев, А. Н. Коварцев, В. А. Григорьев. – Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 1996. 147 с.

УДК 620.9

ОСОБЕННОСТИ ПРОВЕДЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ОБСЛЕДОВАНИЯ ОБЪЕКТОВ С БОЛЬШОЙ ПЛОЩАДЬЮ ОСТЕКЛЕНИЯ НА ПРИМЕРЕ ОРАНЖЕРЕИ БОТАНИЧЕСКОГО САДА САМАРСКОГО УНИВЕРСИТЕТА

Бобровская М. Д., Сорокин И. С.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Объектом энергетического обследования является оранжерея ботанического сада Самарского университета – специализированное помещение для выращивания и содержания теплолюбивых растений. Ботанический сад Самарского университета — государственный памятник природы, расположенный в Октябрьском районе города Самары. Единственный сад во всем Среднем Поволжье, имеющий оранжерею. Располагает коллекциями высших растений, содержащими свыше 3,5 тыс. видов. Сад основан 1 августа 1932 г. в составе Научно-исследовательского института по изучению и охране природы Средневолжского края по инициативе его директора Василия Ивановича Смирнова. Занимает территорию 33,7 га. Оранжерея предназначена для поддержания определенных условий влажности, температурного режима и освещенности, необходимых для сохранения растений, не выдерживающих климата данной местности на открытом воздухе.

Оранжерея ботанического сада Самарского университета представляет собой прямоугольное здание площадью 600 м² с четырьмя пристроями общей площадью 500 м². Основная часть стен выполнена из кирпича толщиной от 300 до 550 мм. Основная оранжерея на кирпичной кладке имеет дополнительный монолитный пояс толщиной 300 мм. Фасады имеют ленточное остекление. Покрытие основной оранжереи и трёх пристроев выполнено из закалённого стекла толщиной 5 мм, площадь остекления составляет 1150 м². Система отопления состоит из двух котлов суммарной мощностью 200 кВт, в качестве теплообменных аппаратов используются регистры отопления.

В ходе обследования оранжереи были выявлены некоторые несоответствия нормам. В зимнее время на стеклах выступает конденсат, возникают большие тепловые потери. В связи с этим в оранжерее невозможно полноценное соблюдение необходимых температурных режимов и влажности.

Для снижения тепловых потерь через ограждающие конструкции покрытия на имеющуюся конструкцию крыши было предложено установить прозрачный сотовый поликарбонат. Для увеличения эффективности системы отопления и снижения влажности в помещении необходимо заменить регистры отопления на современные биметаллические радиаторы, а также установить систему вентиляции.

Библиографический список

1. Михеев, М. А. Основы теплопередачи [Текст]/М. А. Михеев, И. М. Михеева. – М.: Энергия, 1977. – 336 с.
2. СНиП 23.02-2003 Тепловая защита зданий.
3. ГОСТ 26254-84 "Здания и сооружения. Методы определения сопротивления теплопередаче ограждающих конструкций"

УДК 536.8

МЕТОДЫ РАСЧЕТА ТЕРМИЧЕСКИ ИНЕРЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ПУЛЬСАЦИОННОЙ ТРУБЕ

Воробьев А. А., Соколов Г. В., Некрасова С. О.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Двигатель на пульсационной трубе (ДПТ) является тепловым двигателем внешнего подвода тепла (ДВПТ), который сочетает в себе особенности рабочих процессов присущие как поршневым ДВПТ, так и термоакустическим двигателям на стоячей волне (ТДСВ). Существует несколько возможных вариантов конструкций ДПТ, при этом каждому из этих вариантов, в большей или меньшей степени, соответствуют особенности рабочих процессов названных ранее типов двигателей. Таким образом, возникают определенные противоречия и неточности в описании рабочего процесса исследуемого двигателя.

Формально, любая конструкция ДПТ включает в себя 4 основных элемента, взаимодействие между которыми продемонстрировано на рисунке 1.

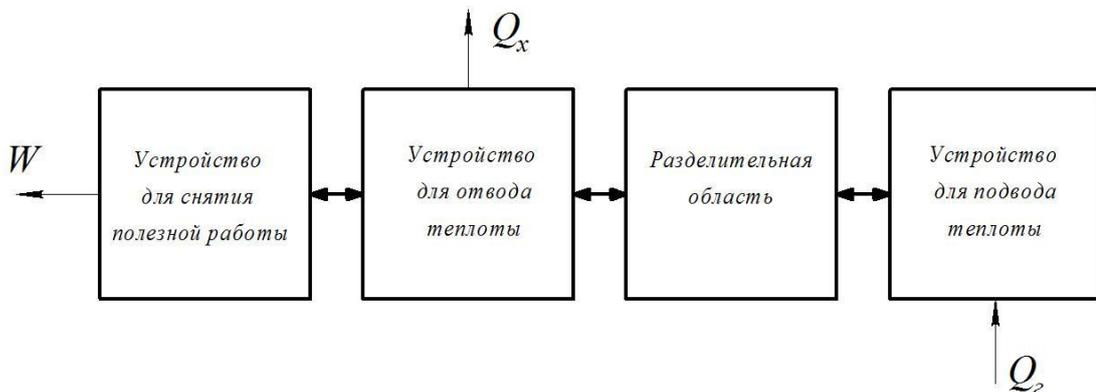


Рис. 1. Функциональная схема ДПТ

Как видно из рисунка, данный тип двигателя обладает всеми необходимыми элементами для совершения термодинамического цикла теплового двигателя, но в отличие от, например, классических двигателей Стирлинга, в данной конструкции имеется только один подвижный элемент, тот который позволяет получать полезную работу. В зависимости от вида устройства для снятия полезной работы, данная конструкция может оснащаться дополнительными элементами.

В данной работе представлено описание возможные конструкций и схем компоновки ДПТ. Проведен анализ существующих методик расчета термодинамического цикла ДПТ в зависимости от подходов: термодинамического или термоакустического. А также, описаны особенности позволяющие описывать данный двигатель аналогично ТДСВ.

УДК 620.172/.178.2

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РЕЖИМОВ ОБРАБОТКИ НА ТВЁРДОСТЬ, ДЕФОРМИРУЕМОСТЬ И МИКРОСТРУКТУРУ В ОБРАЗЦАХ ИЗ СПЛАВОВ ВТ6, ПОЛУЧЕННЫХ СЕЛЕКТИВНЫМ ЛАЗЕРНЫМ СПЕКАНИЕМ

Галкина Н. В., Балякин А. В., Носова Е. А., Хаймович А. И.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Аддитивные технологии стали популярны в современном машиностроении. Это связано с тем, что конечные изделия сложной формы могут быть получены путем последовательного добавления слоя материала [1]. Благодаря возможности создания сложных по форме функциональных деталей, оно находит все более широкое применение для изготовления деталей в различных областях машиностроения, в том числе в авиационной промышленности [2-3]. В конструкции двигателя широко применяют титановые сплавы [4-7]. Целью данной работы было установить прочностные и пластические свойства спеченных заготовок в сравнении с традиционными применяемыми полуфабрикатами из сплава ВТ6, а также объяснить результат с помощью исследования структуры методами оптической металлографии.

Образцы размером 2x10x30 мм были выращены из материала ВТ6 с помощью селективного лазерного спекания. После спекания образцы подвергались отжигу в течение одного часа при температуре 750 °С и 850 °С. После того, как была проведена термообработка, образцы испытывали деформацию на изгиб в инструментальном штампе с углом при вершине 90° и радиусом скругления 10 мм [8]. Для получения показателя деформируемости были измерены размеры гнутых образцов, а именно высота криволинейного равнобедренного треугольника по внешней и внутренней стороне и длина нейтрального слоя. Деформируемость оценивали по формуле:

$$d = \frac{H_{\text{сред}}}{l_H}, \quad (1)$$

где $H_{\text{сред}}$ - средняя высота криволинейного равнобедренного треугольника;

l_H - длина нейтрального слоя.

Далее из полученных образцов изготавливали микрошлифы. Травление образцов проводили концентрированной плавиковой кислотой HF в течение 5 секунд, промывали в проточной воде. После травления микроструктура изучалась на металлографическом инструментальном микроскопе МЕТАМ ЛВ-32.

Для каждого образца измеряли твердость боковой поверхности по Роквеллу алмазным наконечником.

В результате измерений, твердость сплава ВТ6 после неполного отжига при температуре 750°С в течение часа остаётся довольно высокой, но после полного отжига при температуре 850°С твердость снижается с 32...33 HRC до 24...26HRC, что составляет примерно 30%. Пруток из сплава ВТ6 после отжига, согласно нормативным документам, должен иметь твердость 26..41HRC. Эти значения показывают, что спеченные образцы находятся примерно в середине регламентированных показателей, а отожженные образцы имеют твердость, соответствующую нижней границе значений, указанных в стандартах.

По результатам измерения высот криволинейного равнобедренного треугольника был рассчитан коэффициент деформируемости для каждого образца. В завершении расчетов было получено, что деформируемость сплава ВТ6 после отжига увеличивается по сравнению с исходным спеченным состоянием. При таких значениях

деформируемости степень деформации наружного слоя гнутых образцов должна составлять 0,4...1,25%. Эти значения на порядок ниже относительного удлинения, указанного в ГОСТ для горячекатаных прутков из сплава ВТ6, которое должно составлять 8...12%.

Микроструктуры спеченных образцов представлены на рисунке 1.

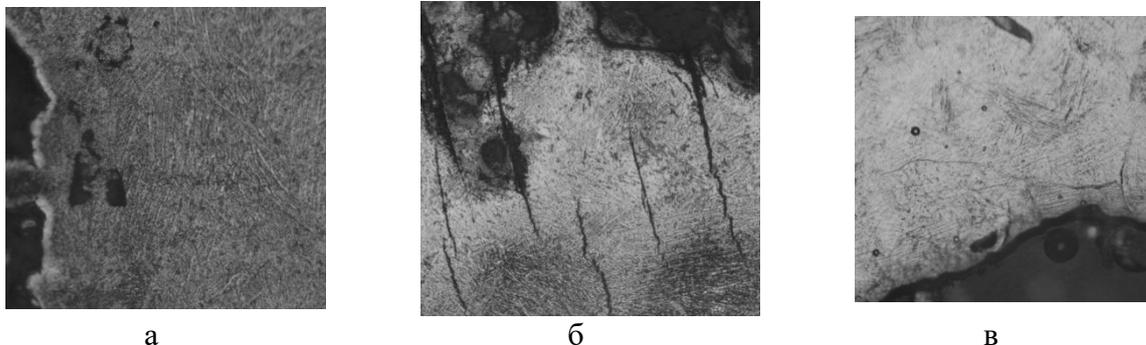


Рис. 1. Микроструктура титанового сплава ВТ6: а) спеченного образца; б) отожженного образца при 750°C; в) отожженного образца при 850°C

Выводы:

1. Образцы, спеченные из сплава ВТ6, показали повышенные значения твердости по сравнению с деформированными стандартными прутками. Отжиг при 850 °С ведет к снижению твердости, приближаясь к кованому состоянию.
2. Деформируемость образцов спеченных из сплава ВТ6, имеет максимальные значения после неполного отжига.

Библиографический список

1. I. Gibson, D. W. Rosen, B. Stucker Additive Manufacturing Technologies, Springer (2010)
2. Smelov V. G., Sotov A. V. and Agapovichev A. V. (2016) Research on the possibility of restoring blades while repairing gas turbine engines parts by selective laser melting 2016, IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering, vol. 140, pp. 1-7
3. Smelov V G, Sotov A V and Agapovichev A V 2016 Recovery Technology Features of Aerospace Parts by Layering Synthesis J. Key Engineering Materials 684 316-22
4. D. Holec, D. Legut, L. Isaeva, P. Souvatzis, H. Clemens, S. Mayer Interplay between effect of Mo and chemical disorder on the stability of β/β_0 -TiAl phase Intermetallics, 61 (2015), pp. 85–90
5. R. Pflumm, S. Friedle, M. Schütze Oxidation protection of γ -TiAl-based alloys- A review Intermetallics, 56 (2015), pp. 1–14
6. T. Shanmugasundaram, J. Guyon, J.P. Monchoux, A. Hazotte, E. Bouzy On grain refinement of a γ -TiAl alloy using cryo-milling followed by spark plasma sintering Intermetallics, 66 (2015), pp. 141–148
1. X. Meng, W. Cai, F. Chen, L. Zhao Effect of aging on martensitic transformation and microstructure in Ni-rich TiNiHf shape memory alloy Scr. Mater., 54 (2006), pp. 1599–1604
2. A V Balaykin, E A Nosova, N V Galkina Research of Residual Stress After Deformation and Annealing of a Titanium Alloy Ti-5Al-5Mo-5V-1Cr-1Fe Billets IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering 142 (2016) 012078

УДК 621

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПАРОТУРБИННЫХ УСТАНОВОК, УТИЛИЗИРУЮЩИХ НИЗКОПОТЕНЦИАЛЬНОЕ ТЕПЛО КРИОПРОДУКТА

Заика А. В., Терещенко О. В., Благин Е. В., Угланов Д. А.

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В современном мире в различных структурах аэрокосмической техники, транспорта, а также в энергетических спецкомплексах различного назначения использование низкопотенциального тепла криогенных жидкостей приобретает всё большее распространение. Это объясняется увеличением объемов производства сжиженного природного газа (СПГ), удобством их хранения, улучшением экологических характеристик и увеличением ресурса работы техники [1]. На получение СПГ тратится энергия, которая может быть частично возвращена во время его регазификации. Возврат осуществляется несколькими способами, одним из которых является использование низкопотенциальных установок, работающих по циклу Брайтона.

В данной работе представлена оценка эффективности установок, работающих по циклу Брайтона.

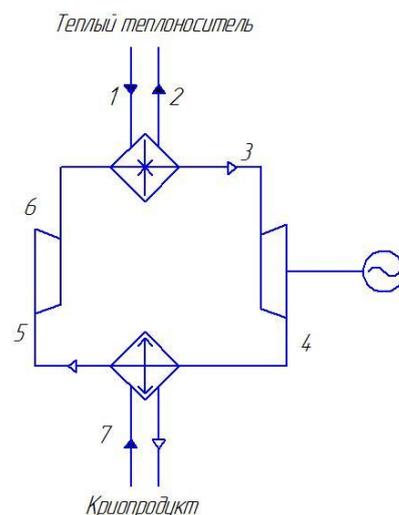


Рис. 1. Схема алгоритма расчета

Расчет начинается с определения параметров точки 5. Температура точки задается таким образом, чтобы ее значение немного превышало параметры криопродукта. После этого необходимо задаться 2 параметрами, характеризующими цикл – начальному давлению и степени повышения давления. По давлению p_5 и температуре находится энтальпия в точке 5.

После этого необходимо задать давлением p_6 , которое будет получено в компрессоре.

Затем определяем работу сжатия компрессора:

$$l_k = \frac{k}{k-1} RT_5 (\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1) \frac{1}{\eta_{ок}}$$

Тогда величина энтальпии в точке 6 будет определяться как $i_6 = i_5 + L_k$. По известным значениям i_5 и p_5 определяется температура T_5 . После этого определяется температура в точке 6:

$$T_6 = T_5 \cdot \left(\frac{p_5}{p_6} \right)^{\frac{1-k}{k}}$$

Давление в точках 3 и 6 одинаково, поэтому по известному давлению и температуре (300 К) определяем энтальпию i_3 .

После этого определяем работу расширения в турбине:

$$l_m = \eta_{om} \frac{k}{k-1} RT_3 \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{p_3}{p_4} \right)^{\frac{k-1}{k}}} \right).$$

После определения параметров цикла определяется КПД цикла, также можно определить предельный и эксергетический КПД цикла, соответственно

Были рассчитаны следующие варианты установок:

1) Рабочее тело – Азот, температура внешнего источника тепла меняется от 300К до 600К, давление в компрессоре постоянное (1 бар), степень повышения давления π_k изменяется.

2) Рабочее тело – Азот, температура, до которой догреваем рабочее тело $T_3 = \text{const} = 300\text{К}$, степень повышения давления в компрессоре меняется от 2 до 25.

В результате были получены графики зависимости термического КПД от температуры верхнего источника теплоты, от степени повышения давления.

Цикл Брайтона целесообразно использовать при степенях повышения давления от 20 до 25. При степени повышения давления, равной 20, значение термического КПД цикла составляет 0,6, эксергетического – 0,9. Представлена зависимость термического КПД от температуры, можно заметить, что зависимость нелинейная. Термический КПД растет в зависимости от роста температуры верхнего источника теплоты и степени повышения давления, из чего можно сделать вывод, что вторичное тепло и тепло сжиженного природного газа можно использовать с большей эффективностью.

УДК 621

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО УРАВНЕНИЯ СОСТОЯНИЯ ДЛЯ ОПИСАНИЯ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ СВОЙСТВ КРИОГЕННЫХ ВЕЩЕСТВ

Заика А. В., Благин Е. В., Угланов Д. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Уравнение состояния — уравнение, связывающее между собой термодинамические (макроскопические) параметры системы, такие, как температура, давление, объём, химический потенциал и др. Уравнение состояния можно написать всегда, когда можно применять термодинамическое описание явлений. При этом реальные уравнения состояний реальных веществ могут быть крайне сложными.

Существует большое количество разных форм записи уравнения состояния.

В своей работе в качестве основных я выбрал: уравнение состояния идеального газа, уравнение Ван-дер-Ваальса, уравнение Дитеричи, уравнение Битти — Бриджмена.

Уравнение состояния идеального газа - формула, устанавливающая зависимость между давлением, молярным объёмом и абсолютной температурой идеального газа. Уравнение имеет вид:

$$p \cdot V_m = RT,$$

где:

p — давление; V_m — молярный объём;

R — универсальная газовая постоянная; T — абсолютная температура, К.

Эта форма записи носит имя уравнения (закона) Клапейрона — Менделеева. Уравнение, выведенное Клапейроном, содержало некую неуниверсальную газовую постоянную r , значение которой необходимо было измерять для каждого газа.

Менделеев же обнаружил, что r прямо пропорциональна ν , коэффициент пропорциональности R он назвал универсальной газовой постоянной.

Уравнение Ван-дер-Ваальса - уравнение, связывающее основные термодинамические величины в модели газа Ван-дер-Ваальса.

$$\left(p + \frac{a}{V_m^2}\right)(V_m - b) = RT,$$

где:

p — давление; V_m — молярный объём;

R — универсальная газовая постоянная; T — абсолютная температура, К.

Для более точного описания поведения реальных газов при низких температурах была создана модель газа Ван-дер-Ваальса, учитывающая силы межмолекулярного взаимодействия. В этой модели внутренняя энергия U становится функцией не только температуры, но и объёма.

Уравнение Дитеричи — уравнение состояния, связывающее основные термодинамические величины в газе. Используется наряду с более распространенным уравнением Ван-дер-Ваальса для описания реальных газов, в которых частицы имеют конечные размеры и взаимодействуют друг с другом.

$$p = \frac{RT}{V - b} - \frac{a}{V^3},$$

где: p — давление; V — молярный объём;

R — универсальная газовая постоянная; T — абсолютная температура, К; a - постоянная (разная для разных веществ), характеризующая взаимное притяжение молекул; b - постоянная (разная для разных веществ), связанная с размерами молекул, характеризующая взаимное отталкивание молекул.

Оба уравнения являются полуэмпирическими. Они переходят в уравнение состояния идеального газа в пределе больших молярных объёмов.

Уравнение Ли-Эрбара-Эдмистера - трёхпараметрическое уравнение состояния углеводородных систем, выведенное Ли, Эрбаром и Эдмистером. Уравнение разработано таким образом, чтобы определять энтальпии и константы фазового равновесия углеводородных смесей, а не волюметрических свойств.

$$p = \frac{RT}{V-b} - \frac{a}{V(V-b)} + \frac{bc}{V(V-b)(V+b)},$$

где:

p – давление; V – молярный объём;

R – универсальная газовая постоянная ; T – абсолютная температура;

a, b, c – константы.

При решении данных уравнений. Наибольшее отклонение от уравнения состояния идеального газа было выявлено при решении уравнения Ван-дер Ваальса. Уравнения Дитеричи и Ли-Эрбара-Эдмистера оказались схожими по значению.

УДК 621.454.2

КОМПЬЮТЕРНАЯ ПРОГРАММА ДЛЯ АВТОМАТИЗАЦИИ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Зубанов В. М., Егорычев В. С., Шаблий Л. С.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Проектирование ракетного двигателя представляет собой трудоемкий, иерархически многоуровневый и итерационный процесс, осуществляемый путем постоянных повторений и возвратов к предыдущим стадиям и этапам. Цена ошибки на этапе эскизного термодинамического проектирования очень велика, поскольку этот этап является первым в пути создания жидкостного ракетного двигателя.

На основе обобщения и синтеза накопленного наукой и практикой опыта проектирования конкурентоспособных на мировом рынке ЖРД стала возможна разработка системы автоматизированного термодинамического проектирования ракетного двигателя, способной проводить термодинамический расчет и проектировать камеры ЖРД в автоматизированном режиме (рис. 1).

Система может предлагать наиболее рациональные системы подачи топлива и охлаждения, схему двигателя, величину давления в камере сгорания и выходном сечении сопла, оптимальное соотношение компонентов топлива (на основе расчёта в программе TERRA, автоматизированного средствами WinAPI), допустимый уровень потерь удельного импульса в камере сгорания и сопле и т.д. Пользователь системы может принимать предложенные оптимальные решения, либо выбрать свои. Посредством серии проектных термодинамических расчетов (рис. 3) итерационным путем находят термодинамические характеристики, идеальные и действительные параметры камеры и двигателя, геометрические размеры камеры и осуществляется профилирование её внутреннего контура. Результаты термодинамического проектирования ракетного двигателя представляются в виде отчета и эскизного проекта в Microsoft Office Excel, а также автоматически (средствами WinAPI) построенных в системе Компас-3D 2D-чертежа и 3D-модели газодинамического тракта ЖРД (рис. 2).

Автоматизация рутинных операций расчётов позволяет студентам, аспирантам, преподавателям и специалистам-исследователям ракетных двигателей уделить больше внимания углубленной проработке конструктивных особенностей и повысить общее качество квалификационных работ. Встроенная в программу интерактивная справка позволяет обучающимся эффективно знакомиться с используемыми алгоритмами расчёта проектируемых ракетных двигателей.

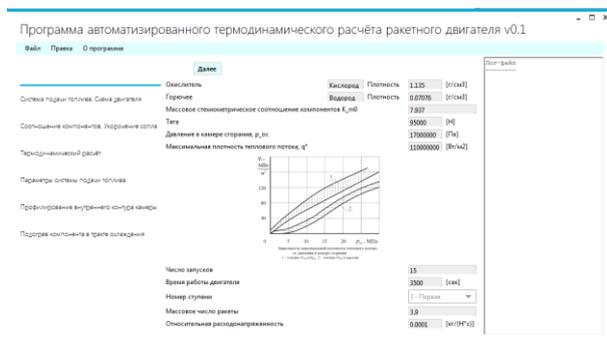


Рис. 1. Главная форма программы
(вкладка «Исходные данные»)

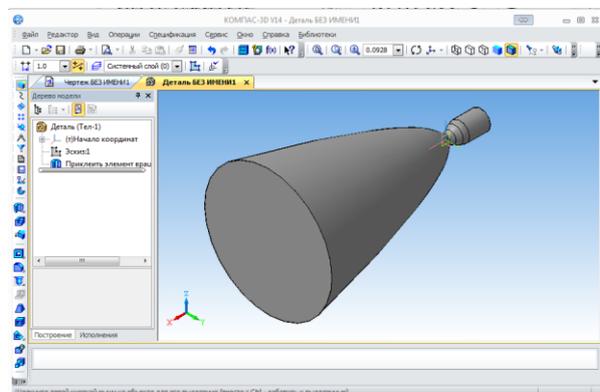


Рис. 2. Автоматически построенная
3D-модель спроектированной камеры

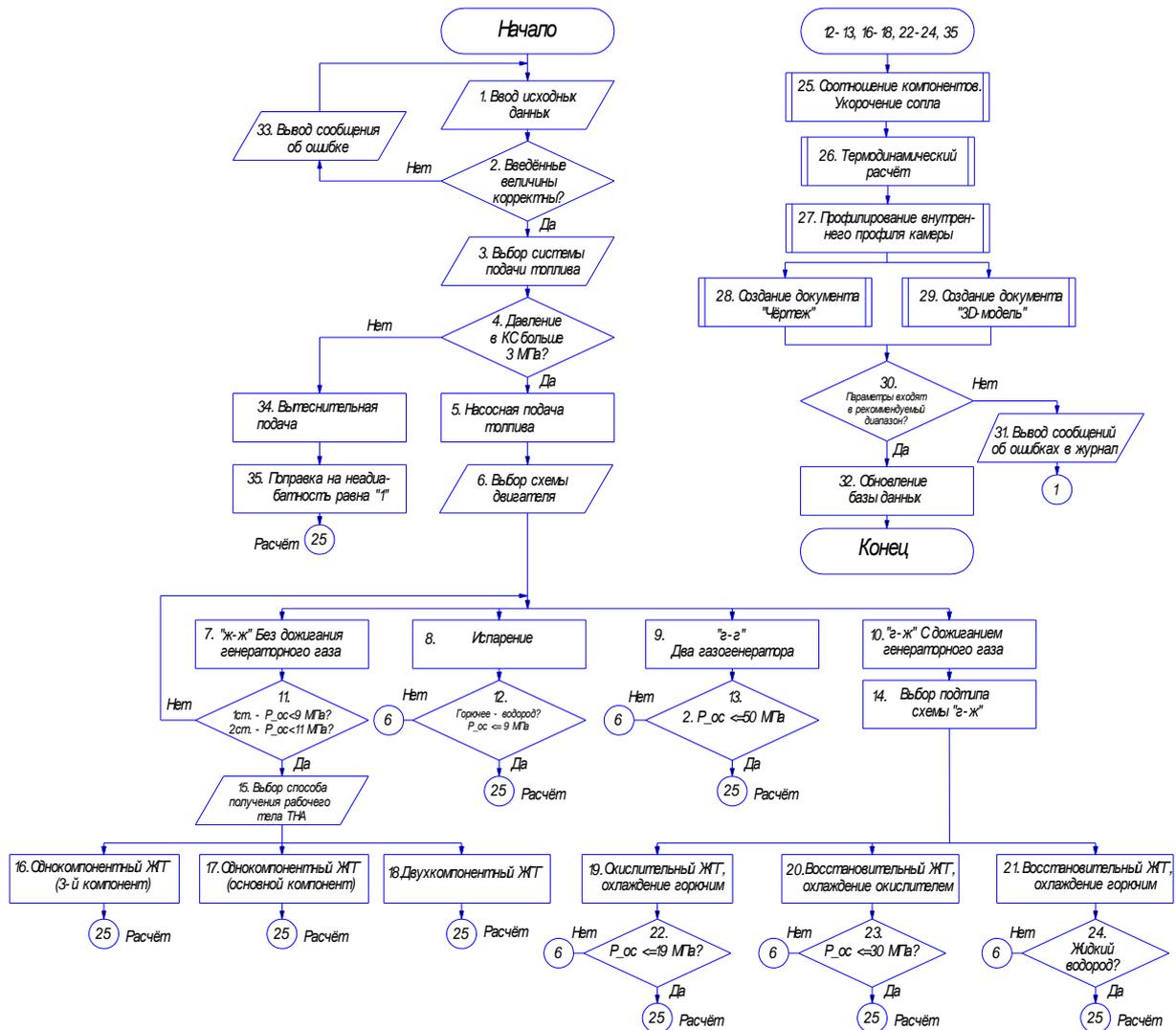


Рис. 3. Блок-схема термодинамического проектирования ракетного двигателя

Библиографический список

1. Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей [Текст]: учебное пособие для вузов / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин; под ред. В.П. Глушко. – М.: Машиностроение, 1989. – 464 с.: ил.
2. Егорычев В.С. Термодинамический расчет и проектирование камер ЖРД [Текст]: учебное пособие / В.С. Егорычев, В.С. Кондрусев. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. – 108 с.: ил.
3. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели: Основы проектирования [Текст]: учебник для вузов / М.В. Добровольский. – М.: Машиностроение, 1968. – 396 с.
4. Гагарина, Л.Г. Разработка и эксплуатация автоматизированных информационных систем [Текст]: учебное пособие / Л.Г. Гагарина – М.: ИД «Форум»: ИНФРА-М, 2007. – 384 с.
5. Кидрук, М.И. КОМПАС-3D V10 на 100 % [Текст] / М.И.Кидрук.- С-Пб.: Питер, 2009 – 115 с.
6. Норсеев, С.А. Разработка приложений под КОМПАС в Delphi [Электронный ресурс]. – (75 Мб). http://mifs.ucoz.ru/load/programmirovanie_delphi_rar
7. Руководство по программированию на С# [Электронный ресурс]. - <https://msdn.microsoft.com/ru-ru/library/67ef8sbd.aspx>

УДК 629.78

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И ИХ ОПТИМИЗАЦИЯ ДЛЯ АВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Кожанова А. А., Сергеева Т. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Выбор параметров и процесс их оптимизации при проектировании авиационного двигателя и его модернизации играет важную роль, так как разработка нового двигателя сложнее и дороже, чем совершенствование уже спроектированного двигателя. Этим способом пользуются многие современные двигателестроительные корпорации, для примера рассмотрим двигатель CFM-56 от концерна GE и SNECMA. У него существует немалое количество модификаций, на основе базового газогенератора, с широким диапазоном тяговых характеристик. Сделано это было для того, чтобы удовлетворить все возможные потребности самолетов Airbus, а также позволяет быстро реагировать на конъюнктуру рынка при минимальных сроках и стоимости разработки новых двигателей.

В ходе работы проводилась модернизация существующего малоразмерного двигателя-прототипа с заданной тягой 5 кН. Основной задачей исследования является снижение удельного расхода топлива ($C_{уд}$) и массы двигателя ($M_{дв}$). Выбор $C_{уд}$ в качестве одного из критериев обусловлен тем, что принято сравнивать двигатели и оценивать их совершенство по относительным величинам, каким и является удельный расход. Помимо этого $C_{уд}$ характеризует экономичность ТРДД, на которую обращается огромное внимание в современном двигателестроении из-за повышения цен на керосин в последние годы. $M_{дв}$ была рассмотрена, так как она тоже занимает важное место при проектировании двигателя. Связано это с тем, что от массы двигателя зависит его удельный вес, который определяет эффективность эксплуатации транспортных и пассажирских самолетов с дозвуковыми скоростями полета.

Выбранные параметры для модификации ($M_{дв}$ и $C_{уд}$) главным образом обуславливаются параметрами рабочего процесса: температурой газа перед турбиной, степенью повышения давления в компрессоре и вентиляторе. Т.о. для решения поставленной задачи была проведена многокритериальная оптимизация параметров рабочего процесса по двум целевым функциям: T_r^* и $P_{к\Sigma}^*$.

Суммарная степень повышения давления варьировалась за счет внесения изменений в конструкцию двигателя. Была добавлена дополнительная осевая ступень в компрессоре высокого давления, в итоге получили осецентрибежный компрессор. Следующим этапом необходимо было определить границу возможностей выбранного двигателя, в качестве неё выбрана суммарная степень повышения давления. Также была проведена оптимизация по значению T_r^* , для достижения минимально возможного значения удельного расхода.

В процессе проведения исследования масса двигателя возросла незначительно на 2,11%, а удельный расход снизился на 13,61%. Двигатель-прототип является силовой установкой для гражданского бизнес- самолета, поэтому для него одним из важных факторов является экономичность, таким образом, разумнее основываться на изменении $C_{уд}$. В итоге выполненного исследования удалось уменьшить $C_{уд}$ при небольшом увеличении массы.

В дальнейшем для проведения модернизации эти параметры будут необходимы. Увеличение массы двигателя на 2,1% компенсировалось снижением удельного расхода на 13,3%. Снижение удельного расхода положительно отразится на экономичности

применения данного двигателя на самолетах. Учитывая особенности развития экономики нашей страны, целесообразнее модернизировать уже созданные и доведенные двигатели, чем проектировать новые, так как это экономически и материально невыгодно.

УДК 621.452

ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ МЕТОДА ЛАЗЕРНО-ИНДУЦИРОВАННОЙ ФЛУОРЕСЦЕНЦИИ И ЕГО ПРИМЕНЕНИЕ ДЛЯ ДИАГНОСТИКИ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ

Коростелева Ю. В., Диденко А. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Метод лазерно-индуцированной флуоресценции (ЛИФ) относится к методам лазерной молекулярной спектроскопии и эффективно используется в различных областях науки и техники. В частности, он позволяет измерять с высоким временным и пространственным разрешением концентрации химических компонентов и температуру газа или пламени [1, 5].

На рисунке 1, как пример, представлена схема лазерного флуориметра. Флуоресценция образца, возбужденная в оптической кювете 3, через фильтр 4 проходит во входную щель полихроматора 5. Полихроматор раскладывает это излучение в спектр и строит изображение спектра на оптоволоконном входе усилителя яркости. Усиленное изображение спектра с выходного экрана усилителя яркости переносится объективом 9 на ПЗС-матрицу приёмной камеры 10, а далее через АЦП – в память ЭВМ 11 [2].



Рис. 1. Оптическая схема установки ЛИФ [2]

Воздействие лазерного излучения определенной длины волны, настроенной на конкретные переходы, вызывает вынужденные переходы молекул с отдельного колебательно-вращательного уровня нижнего электронного состояния на определенный колебательно-вращательный уровень верхнего. Флуоресценция возникает при обратных переходах на уровни нижнего электронного состояния и может существовать в течение времени жизни активных молекул после лазерного импульса. Перестраивая длину волны возбуждающего излучения, регистрируют интенсивность ЛИФ и получают спектр, который отражает распределение населенностей исходных колебательно-вращательных уровней, форма спектра – температуру, высота линий – концентрацию химического компонента [3].

На рисунке 2 а в качестве примера, представлен спектр флуоресценции [1], а её интенсивность определяется по формуле [4]:

$$dW_{bc}^{\text{фл}} = \frac{I(\omega_1)N(a)\omega_{cb}^4 e^4}{\hbar^2 c^4} \left| \sum_{M_b} \frac{(r_{cb} e_2^*)(r_{ab} e_1)}{\omega_{ab} - \omega_1 - \frac{i\gamma_b}{2}} \right|^2 d\Omega,$$

где: $b\gamma_b$ – естественная ширина уровня, $dW_{bc}^{\text{фл}}$ – энергия флуоресценции, $d\Omega$ – элемент телесного угла.

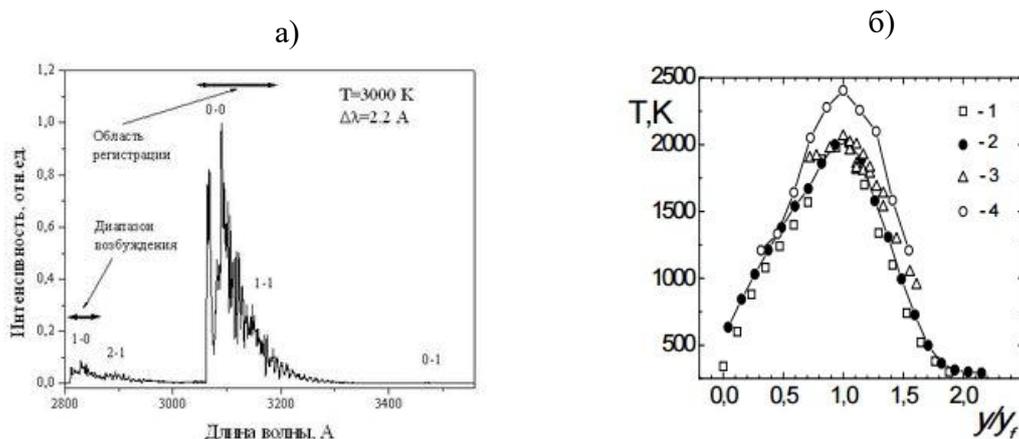


Рис. 2. а) Спектр флуоресценции радикала OH , б) температуры при горении этанола в воздушном потоке (1-3) и водорода (4) [1]

На рисунке 2 б показаны результаты измерений в пламени смеси кислорода с водородом и значения температуры, полученные методом ЛИФ [1]. Метод ЛИФ достаточно широко применяется для термометрии как ламинарных, так и турбулентных пламен, а также низкотемпературной газоразрядной плазмы [1, 3, 5]. В работах [1, 5] исследуется распределение OH в пламенах для изучения кинетики и механизмов взаимодействия турбулентности и горения [1]. Лазерно-индуцированная флуоресценция естественно образующихся в процессе горения радикалов (OH , CH) позволяет визуализировать мгновенное положение фронта пламени или область наибольшего тепловыделения в выбранном сечении потока.

Библиографический список

1. Бояршинов, Б. Ф. Измерение методом ЛИФ температуры и концентрации радикала OH при горении этанола и водорода [Текст]/ Б. Ф. Бояршинов, С. Ю. Федоров// Физика горения и взрыва. -2004. -№5. -С.16-20.
2. Ластовская, И. А. Динамика спектров лазерной индуцированной флуоресценции морской воды в процессе жизнедеятельности клеток фитопланктона [Текст]/ дисс. канд. ф-м. наук: 01.04.05: защищена: 12.11.07: утв. 24.03.08/ И. А. Ластовская. – Владивосток. -176с.
4. Полежаев, Ю. В. Законы горения [Текст]/ Ю. В.Полежаев. –М.: Энергомаш, 2004. - 352с.
5. Демтрёдер, В. Лазерная спектроскопия: Основные принципы и техника эксперимента [Текст]/ В.Демтрёдер. –М: Наука, 1985. -608с.
6. Barlow, R. S. Laser diagnostics and their interplaywith computations to understand turbulent combustion [Текст]/ R. S.Barlow// Proceedings of the Combustion Institute. -2007. -№31. -Р. 49–75.

УДК 621.438, 539.431

АНАЛИЗ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ОСНОВНЫХ ДЕТАЛЕЙ ГТД ПО КОНЦЕПЦИИ БЕЗОПАСНОГО РАЗВИТИЯ ПОВРЕЖДЕНИЙ

Кочерова Е. Е., Непеин К. Г., Чалкин А. С.

ПАО «Кузнецов», г. Самара

При увеличении назначенного ресурса (НР) двигателя помимо циклических и эквивалентно – циклических испытаний необходимо провести дополнительный комплекс работ, таких как анализ эксплуатации двигателя, исследование лидерных машин, анализ статистики дефектов, проявившихся в производстве и эксплуатации, необходимые расчеты прочности основных и неосновных деталей и пр. В данный комплекс работ также входит и расчет долговечности основных деталей в соответствии с концепцией безопасного развития повреждений (КБРП).

В соответствии с Нормами прочности и положением об установлении и увеличении ресурсов подобный расчет следует проводить для основных деталей, изготовленных из титановых сплавов, сварных деталей, а также для деталей, изготовленных из никелевых сплавов методом горячего изостатического прессования (ГИП).

На ПАО «Кузнецов» данная работа была выполнена в рамках мероприятий по увеличению назначенного ресурса двигателю НК-32. Для расчета были выбраны следующие детали:

- 1-й диск компрессора низкого давления (наиболее нагруженный «холодный» диск; не выполняются условия непробиваемости корпуса;
- 3-й диск компрессора высокого давления (наиболее нагруженный «горячий» диск);
- наружный корпус камеры сгорания (сварная деталь).

Для определения свойств трещиностойкости были проведены испытания компактных СТ – образцов, вырезанных из заготовок деталей, при различных температурах. Определены константы S и m в уравнении Пэриса.

Также совместно с ЦИАМ был проведен анализ методов неразрушающего контроля (МНК), применяемых на предприятии, определены «слепые зоны» МНК и минимальный размер дефектов, обнаруживаемых имеющимися методами.

На основе анализа МНК и НДС деталей были определены места, в которых будет закладываться предполагаемый дефект, для расчета долговечности по детерминированному подходу в соответствии с методикой ЦИАМ [2].

Для дисков компрессоров в качестве дефектов были выбраны риски, которые могли появиться при механической обработке и сборке, для НККС – непровары сварного шва, не выявленные при МНК.

В ANSYS был проведен расчет коэффициентов интенсивности напряжений (КИН) ОД в соответствии с принятым ОТПЦ.

При расчете КИН для диска 1й ступени КНД использовался принцип подмоделирования. Выделялась расчетная область для моделирования трещины, на границы этой области прикладывались перемещения с полной модели и все входящие в область нагрузки. Результаты по перемещениям и напряжениям сравнивались с результатами на полной модели.

Получены графики распределения размахов КИН для данных ОД в зависимости от размера трещины. График зависимости размахов КИН от размера трещины для НККС построены согласно данным полученным по аналитическим формулам в методике [2].

На основе полученных КИН и результатов испытаний образцов, по уравнению Пэриса была определена расчетная долговечность выбранных деталей.

Расчетная долговечность оказалась значительно выше установленных ресурсных показателей, таким образом, в соответствии с КБРП данным деталям допустимо увеличить назначенные ресурсные показатели.

Библиографический список

1. Нормы прочности авиационных газотурбинных двигателей гражданской авиации. Издание 6. М. :ЦИАМ, 2004.
2. Методика определение долговечности, периодичности инспекций и назначенного ресурса основных деталей ГТД по концепции безопасного развития дефекта. М.:ЦИАМ, 2005.

УДК 621

МНОГОКРИТЕРИАЛЬНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ТРДД ДЛЯ СРЕДНЕМАГИСТРАЛЬНОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

Красильников С.А., Авдеев С. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Одной из важных задач при проектировании ГТД является оптимизация его параметров рабочего цикла по удельному расходу топлива и массе, поскольку они напрямую влияют на стоимость жизненного цикла двигателя, а также на стоимость авиаперевозок во время его эксплуатации (для гражданских воздушных судов). Цель данной работы состоит в проектировании и оптимизации ТРДД с тягой 20 кН, для которого в качестве прототипа был выбран двигатель TFE731-50R, имеющий массу 642,5 кг и удельный расход топлива 37,78 кг/кНч.

Проектирование ГТД является продолжительным процессом и от проектирования двигателя до его опытного производства проходит около 10 лет. Поэтому при проектировании ГТД в данном исследовании был произведен поиск параметров двигателя с прицелом на 2027 год. Методом статистического анализа были определены предполагаемые значения температуры газа перед турбиной и степени повышения давления. Данные значения были использованы в качестве ограничений при поиске оптимальных значений массы двигателя и удельного расхода топлива, для вычисления которых использовалась САЕ-система «АСТРА».

В качестве оптимизируемых переменных приняты следующие параметры рабочего процесса: степень двухконтурности, температура газа перед турбиной и суммарная степень повышения давления.

Для оптимизации параметров рабочего процесса двигателя было построено поле относительных отклонений от значений прототипа (рисунок 1). Граница полученного поля отклонений, с учетом накладываемых ограничений (температура газа перед турбиной, степень двухконтурности и др.), является линией оптимальных значений проектируемого двигателя. На осях графика показано уменьшение относительных величин $C_{уд}$ и $M_{дв}$ проектируемого двигателя, относительно прототипа.

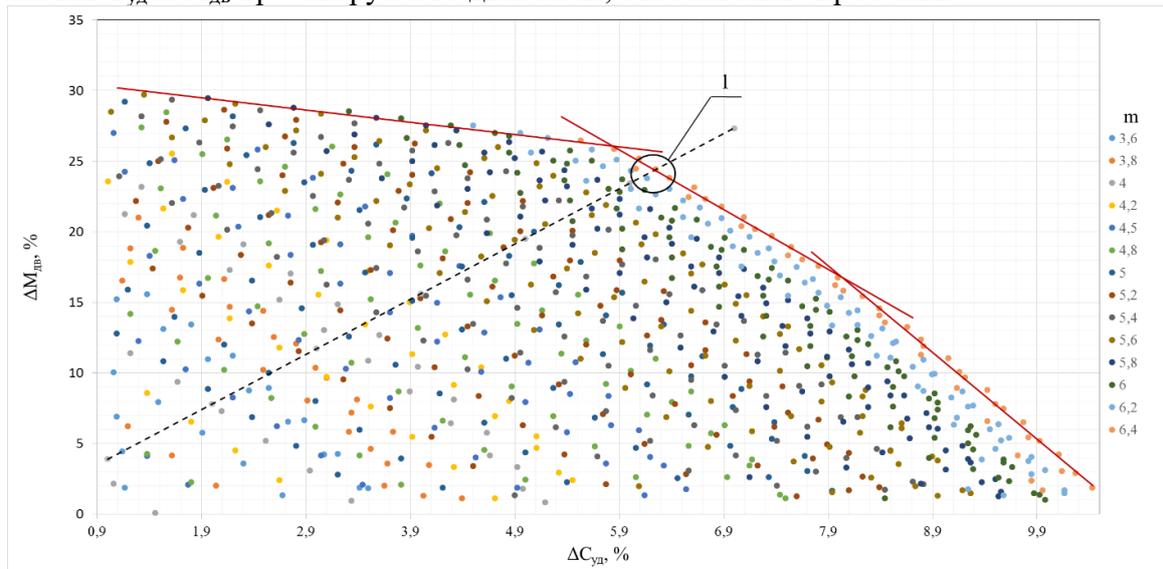


Рис. 1. Зависимость $\Delta C_{уд}$ от $\Delta M_{дв}$

Соответственно в точке начала координат находится двигатель с параметрами прототипа. Для построения графика проводилась табуляция степени повышения

давления, температуры газа перед турбиной и степени двухконтурности. Каждая точка с улучшенными значениями массы и удельного расхода топлива наносилась на график. Затем для полученного облака точек была построена граница оптимальных значений, и произведен поиск оптимальных параметров двигателя.

Для определения оптимального варианта двигателя проводилось исследование на максимум целевой функции, которое зависит от $\Delta C_{уд}$ и $\Delta M_{дв}$.

Был построен график, позволяющий определить такой набор параметров двигателя, обеспечивающих оптимальное соотношение между массой и удельным расходом топлива (рисунок 2). На графике треугольником обозначен максимум целевой функции равный произведению $\Delta M_{дв}$ и $\Delta C_{уд}$. Этому максимуму соответствует угол в 1,32 рад (76 град.) По данному углу на рисунке 1 из начала координат была проведена линия, пересечение которой с границей поля отклонений (точка 1) позволило определить наиболее оптимальные параметры двигателя.

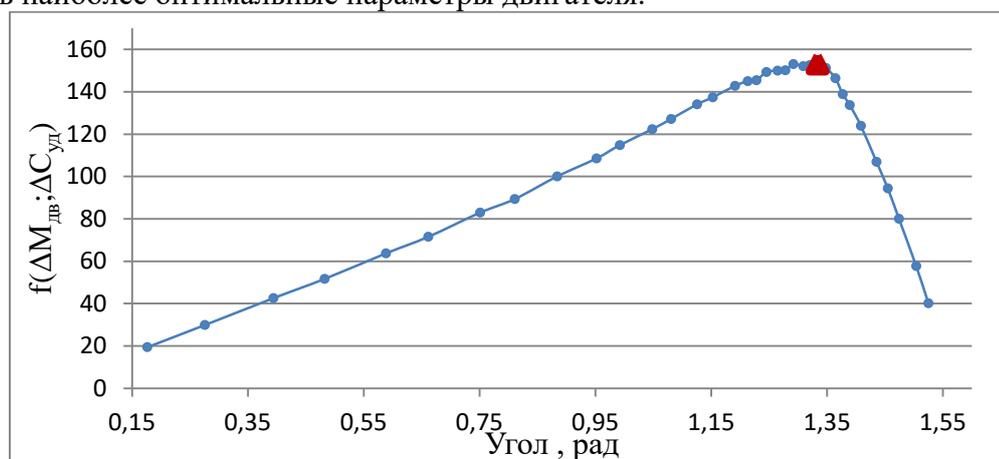


Рис. 2. Целевая функция для нахождения оптимума

Оптимальное значение $M_{дв}$ составило 561 кг, $C_{уд}$ – 35,76, что соответствует уменьшению массы на 12,7 % и удельного расхода топлива на 5,4 % относительно прототипа.

Таким образом, в данной работе было произведено исследование многокритериальной оптимизации ГТД и получены оптимальные параметры рабочего процесса проектируемого двигателя с тягой 20 кН.

В дальнейшем, предполагается произвести исследование оптимизации двигателя в составе самолета.

Библиографический список:

1 Маслов В. Г. Выбор параметров и проектный термогазодинамический расчет авиационных ГТД [Текст]/ В. Г. Маслов, В. С. Кузьмичев, В. А. Григорьев. - Куйбышев: КуАИ, 1984. - 176 с.

УДК 681.5.015

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЖЕТСАТ P-60-SE ПО ОГРАНИЧЕННОМУ НАБОРУ ДАННЫХ

Кузнецов А. В., Макарьянц Г. М.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Для создания системы управления двигателем необходимо иметь математическую модель объекта управления. Термодинамическая модель использует дифференциальные и алгебраические уравнения, описывающие процессы, протекающие в двигателе. Такие модели являются достаточно точными, однако требуют серьёзных вычислительных ресурсов. Чем меньше допущений принимается при составлении такой модели, тем она более требовательна к ресурсам компьютера. Если проводятся только виртуальные испытания, то это допустимо, но если необходимо проводить полунатурные испытания, где необходимо проводить расчёты в режиме жёсткого реального времени, то это становится недопустимым. Подобные недостатки отсутствуют в модели, построенной с помощью идентификации переходных процессов в двигателе, однако за это приходится платить проведением специальных испытаний для получения необходимого набора данных. Такие модели так же отличаются более низкой точностью по сравнению с термодинамическими (хотя точность идентификации может варьироваться в широких пределах в зависимости от применяемых методов). Идентификация переходных характеристик двигателя позволит получить нелинейную динамическую модель, которая будет использоваться для настройки системы управления в виртуальной среде и проведения полунатурных испытаний с электронным регулятором.

Для идентификации газотурбинных двигателей в последнее время часто применяют нейронные сети. В [1] представлена инженерная методика построения нейросетевой модели двухвального газотурбинного двигателя, включающая алгоритмы обучения и идентификации математической модели двигателя по реальным данным с выбором структуры и размера нейронной сети. В [2] были разработаны нелинейные авторегрессионные экзогенные (NARX) модели запуска одновальной газовой турбины (ГТ) GeneralElectric PG 9351FA. Обучение НС осуществлялось с использованием результатов запусков этого двигателя при разных погодных условиях. В [3] на основе экспериментальных данных разработана и испытана модель на основе искусственной нейронной сети (ИНС) для мониторинга работы газовой микротурбины Turboc T100.

Обучение нейронной сети проводилось только на данных, полученных при переходе двигателя с режима малого газа на максимальный режим – в этом заключается ограниченность набора данных, так как для получения более точной модели необходимо предоставить данные с разных режимов работы и переходных режимов между ними. Для получения наиболее точных результатов был проведён ряд вычислений с изменением количества нейронов в скрытом слое. Так как весовым коэффициентам нейронов в начальный момент времени присваивается случайное значение в определённом диапазоне, то было проведено 15 таких запусков с целью определения распределения точности полученной модели в зависимости от количества нейронов.

Из всех запусков идентификации была выбрана нейронная сеть, у которой один нейрон в скрытом слое, так как она характеризуется наименьшим среднеквадратичным отклонением от результатов эксперимента, а также наименьшим разбросом по отклонениям при каждом запуске. На рисунке 1 изображён переходных процесс

двигателя и полученной нейросетевой модели (сверху) и величина ошибки между моделью и двигателем (снизу).

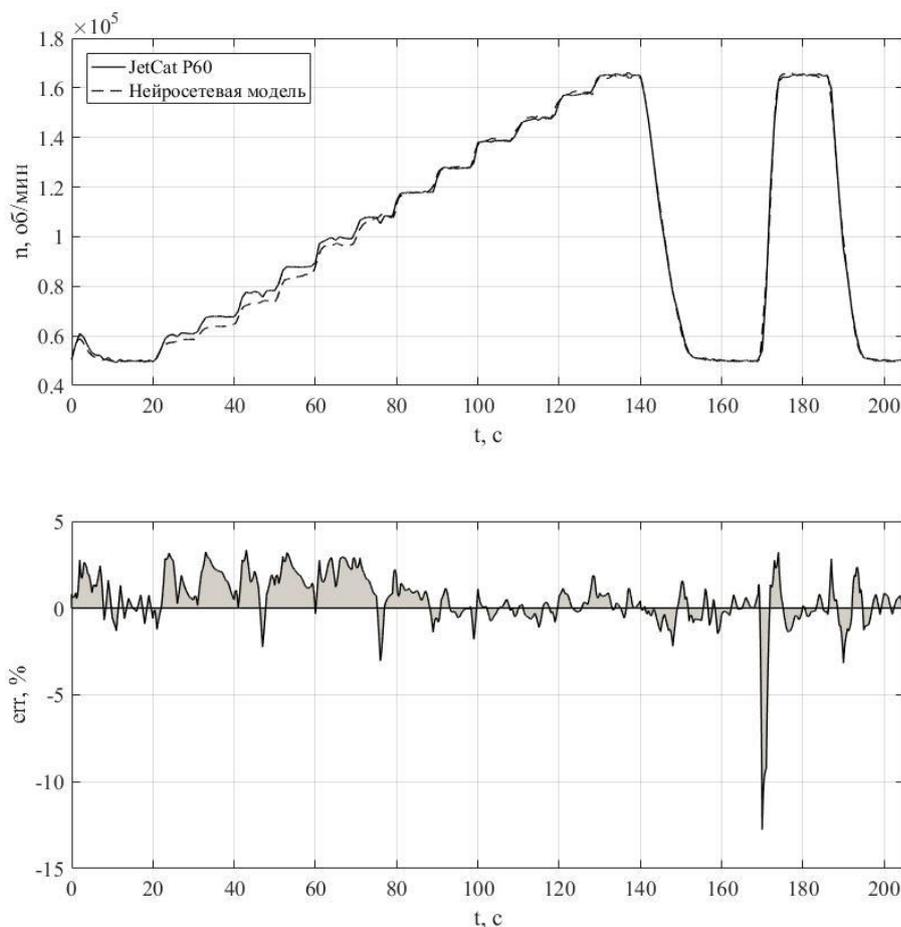


Рис. 1. Валидация нейросетевой модели

Средняя ошибка полученной модели по времени моделирования составила 1,0317 %, а среднеквадратичное отклонение – 1960,5 об/мин. Это показывает возможность создания достаточно точной динамической модели двигателя, используя лишь переход с минимального режима на максимальный и обратно, что позволяет сэкономить на расходе топлива в результате испытаний и снизить нагрузку на двигатель.

Библиографический список

1. Куликов Г.Г., Погорелов Г.И., Бадамшин Б.И., Абдулнагимов А.И. Методика построения нейросетевой модели двухвального ГТД с соблюдением условий структурной адекватности // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2014. № 9(116). С. 68-73.
2. Asgari H., Chen X.Q., Morini M., Pinelli M., Sainudin R., Spina P.R., Venturini M. NARX models for simulation of the start-up operation of a singleshaft gas turbine // *Applied Thermal Engineering*. 2015. V. 93. P. 368-376.
3. Nikpey H., Assadi M., Breuhaus P. Development of an optimized artificial neural network model for combined heat and power micro gas turbines // *Applied Energy*. 2013. V. 108. P. 137-148.

УДК 629.73.064

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ТЯГОИЗМЕРИТЕЛЬНОМ УСТРОЙСТВЕ

Кузнецов А. А.¹, Мурзин А. Н.¹, Белоусов А. И.²

¹ПАО «Кузнецов», г. Самара

²Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Важность данного исследования заключается в том, что гидростатический динамометр имеет возможность использования в различных отраслях техники. При испытании двигателя в стендовых условиях для непосредственного замера силы тяги наиболее надежными в работе являются гидравлические тягоизмерительные устройства (ТИУ). По конструкции и в эксплуатации гидравлические в сравнении с другими типами ТИУ весьма просты, кроме того, дают возможность точного дистанционного замера тяги. Гидростатические опоры обладают повышенной несущей способностью и жесткостью. Вместе с тем гидростатические подшипники являются опорами с изменяемой жесткостной характеристикой. Это позволяет использовать их в качестве амортизаторов и противоударных устройств.

Принцип действия гидравлических мессдоз основан на преобразовании реактивной силы в давление жидкости, которое регистрируется приборами. Сила тяги, действуя на поршень, создает давление в цилиндре, пропорциональное прилагаемому усилию.

Для повышения чувствительности динамометра и точности замера необходимо уменьшить трение между рабочими поверхностями поршня и цилиндра.

Для создания модели исследования сначала рассчитаем диаметр поршня. Будем учитывать, что в трубопроводах подвода и отвода масла применяются гибкие металлические рукава, которые лимитируют магистрали по давлению. Для оценки работы гидростатического динамометра рассмотрим рукав с сильфоном стандартного исполнения ВМЗ 07315-11 МР015.1 (одноплечочный) с внутренним диаметром $d_y = 6$. Данный рукав выдерживает максимальное давление $P_{max} = 160$ бар при температуре 20^0C .

По формуле (1), рассчитаем давление в рабочей камере:

$$W = p_k * F, \quad (1)$$

где W – действующая нагрузка, в данном случае тяга двигателя и тягу двигателя равная 35тс; p_k – давление в рабочей камере; F – площадь поршня.

Примем диаметр поршня равный 20 см.

$$p_k = 109 \text{ бар.}$$

После нахождения диаметра поршня построим объемную модель, которая будет выглядеть следующей образом (рис. 1).

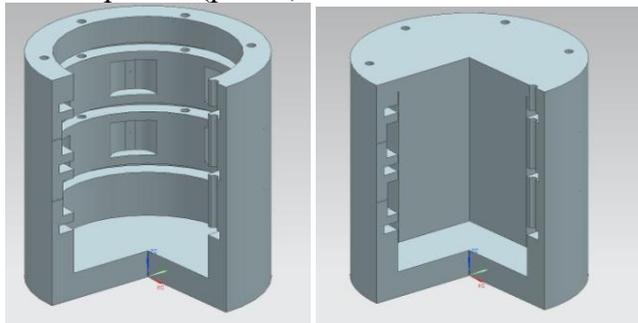


Рис. 1. Трехмерная модель исследуемой мессдозы
а) – модель цилиндра; б) – модель цилиндра с поршнем

Дальнейшее исследование рабочего процесса в мессдозе происходит в программном комплексе *Ansys* под управление платформы *Workbench*. Будет рассчитана конструкция на прочность, рассчитано ламинарное и турбулентное течение.

Библиографический список

- 1 Белоусов А. И. Гидростатический амортизатор шасси [Текст]: Вопросы прочности элементов авиационных конструкций, труды КуАИ, вып. 29.-Куйбышев, 1967. – 148 с.
- 2 Белоусов А. И. Гидростатический динамометр для замера силы тяги [Текст]: Некоторые вопросы исследования тепловых машин, труды КуАИ, вып. 37.-Куйбышев, 1969. – 126 с.
- 3 Павлов Ю. И. Проектирование испытательных стендов для авиационных двигателей – М.: Машиностроение, 1979. 152 с.

УДК 621.454.2

МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНОГО ГОРЕНИЯ В РДМТ НА ГАЗООБРАЗНЫХ КИСЛОРОДЕ И ВОДОРОДЕ БЕЗ ИМИТАЦИИ ЗАЖИГАНИЯ

Максимов А. Д., Чубенко Т. А., Зубанов В. М.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Химическая кинетика горения кислорода и водорода является одной из самых изученных. Для моделирования горения газообразных компонентов является оправданным применение модели горения диссипации вихря *Eddy Dissipation Model* (EDM), которая предполагает мгновенные реакции, без учета их скорости протекания. При этом для получения первых результатов применяют допущение: моделируется стенка высокой температуры в области зажигания, где физически находится свеча зажигания поверхностного разряда [1]. В тоже время ничего не было сказано о величине погрешности этого допущения.

Целью данного исследования является оценка погрешности допущения моделирования горения в ракетном двигателе малой тяги (РДМТ) газообразных компонентов кислород и водород с горячей стенкой. Эта горячая стенка в [1] выступала в роли имитации зажигания.

Сеточная модель и настройки модели были взяты из [1]. Результаты моделирования с использованием брутто-формулы показали почти совпадающее распределение температуры в области зажигания для случаев с горячей стенкой и без неё (рисунок 1).

Аналогичное исследование было проведено с использованием химической кинетики *Flamelet*-библиотеки (рисунок 2).

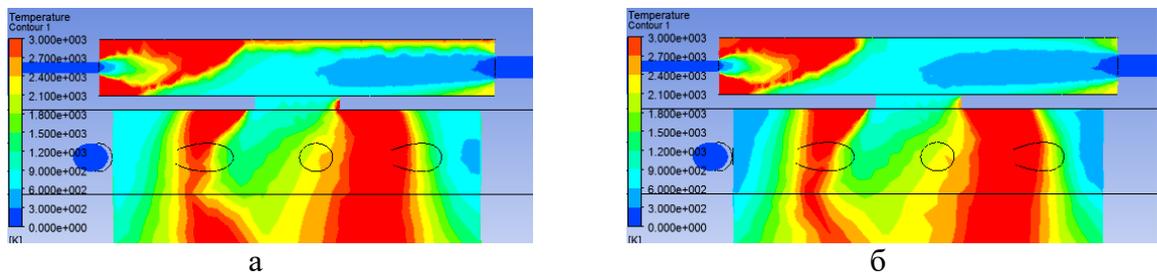


Рис. 1. Распределение статической температуры в области зажигания с использованием брутто-формулы: а) расчёт с горячей стенкой 3000 К, б) расчёт без горячей стенки

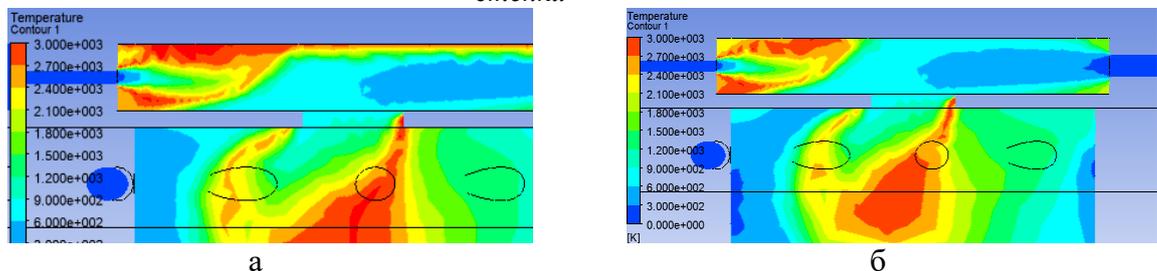


Рис. 2. Распределение статической температуры в области зажигания с использованием *Flamelet*-библиотеки: а) расчёт с горячей стенкой 3000 К, б) расчёт без горячей стенки

В таблице 1 представлено сравнение параметров ракетного двигателя с использованием имитации зажигания (стенка высокой температуры) и без её использования

Таблица 1. Сравнение параметров ракетного двигателя с учетом горячей стенки и без

Варианты	Интегральные параметры					Тяга, Н
	Температура, К		Давление, Па		Осевая скорость, м/с	
	крит. сечение	выход из сопла	крит. сечение	выход из сопла	выход из сопла	
Брутто-формула, с горячей стенкой	3515	875	380911	968	4377	29,04
Брутто-формула, без горячей стенки	3505	886	380474	964	4372	29,01
<i>Flamelet</i> , с горячей стенкой	2727	1203	354673	876	3721	24,75
<i>Flamelet</i> , без горячей стенки	2705	1209	354305	871	3767	25,04

Как видно из таблицы 1, принятое допущение даёт максимальную разницу не более 1,2% для определения тяги и удельного импульса с использованием модели горения *Flamelet*. Для модели горения EDM эта погрешность не более 0,1%.

Таким образом, можно сделать вывод, что расчёт без имитации зажигания с использованием модели горения EDM оправдан, поскольку даёт незначительную погрешность 0,1%, сопоставимую с математической погрешностью. При использовании более подробной модели горения следует выполнить расчёт без этого допущения.

Библиографический список

1. Егорычев, В. С. Моделирование внутрикамерного рабочего процесса РДМТ на газообразных кислороде и водороде в ANSYS CFX: учеб. пособие / В. С. Егорычев, Л. С. Шаблий, В. М. Зубанов.– Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2016. – 136 с.: ил.

УДК 532.556.42

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ В РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ЦИЛИНДРИЧЕСКОГО КОРМОВОГО ДИФфуЗОРА

Максимов А. Д., Чубенко Т. А., Зубанов В. М.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Перед принятием ракетного двигателя (РД) к работе необходимо проводить испытания для определения и подтверждения их характеристик и показателей надежности. Один из видов проведения испытания РД – высотные испытания, где в свою очередь одним из главных элементов является кормовой диффузор.

Применение кормового диффузора расширяет возможности вакуумной системы стенда для обеспечения высотных огневых испытаний ЖРДМТ. При одинаковых условиях эксперимента вакуумные системы с кормовым диффузором позволяют значительно увеличить длительность испытаний ЖРДМТ на стенде с обеспечением безотрывного течения продуктов сгорания в соплах, эффективно использовать стенд для изучения воздействий различных факторов на работоспособность двигателя.

Цель исследования - подобрать значение давления на выходе из кормового диффузора для обеспечения режима безотрывного течения продуктов сгорания в сопле испытуемой модели ЖРДМТ. Параметры исследуемого двигателя: $p_k=0,68$ МПа, $\dot{m}=22$ г/с, $P=50$ Н, $I_y=3300$ м/с, $\alpha_{ок}=0,85$, компоненты топлива НДМГ и АТ.

Для исследования положения скачка уплотнения была построена в программе NX 7.5 геометрия камеры ракетного двигателя с диаметром на выходе 61 мм и цилиндрического кормового диффузора диаметром 66 мм. Расстояние между выходом из сопла и входом в диффузор принято равным нулю, граница между выходным диаметром двигателя и входным диффузора моделировалась в виде стенки (весь расход рабочего тела поступал в диффузор). Для уменьшения времени расчёта использовалась 20-градусная секторная модель камеры. Создание сеточной модели выполнялось в программе ANSYS Meshing. Сетка состояла из 0.5 млн. элементов, параметр скошенности ячеек *Skewness* был более 0,94.

Для определения массового соотношения компонентов в камере сгорания был проведен термодинамический расчёт в программе TERRA [3]. Мольные концентрации были переведены в массовые, при этом пренебрегли ионами, электронами и веществами, массовая доля которых составила менее 10^{-10} .

Расчёт течения рабочего тела проводился в программе ANSYS CFX с замороженным течением в стационарной постановке по методике [2]. Сходимость решения оценивалось по математическим и интегральным параметрам, которые были постоянны для установившегося решения (рис. 1 и 2). Было проведено исследование положения скачка уплотнения в ракетном двигателе малой тяги при использовании цилиндрического кормового диффузора при изменении давления на выходе из диффузора.

На рисунке 3 показано распределение числа Маха при давлениях на выходе из диффузора 20 и 15 кПа. Зависимость положения скачка уплотнения и измеренная при этом тяга двигателя от давления на выходе из диффузора показана на рисунке 4.

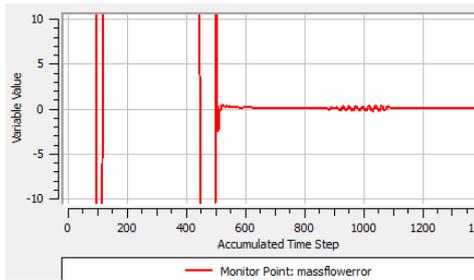


Рис. 1. Монитор погрешности массового расхода в процентах

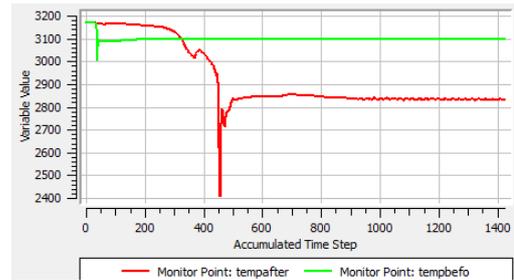
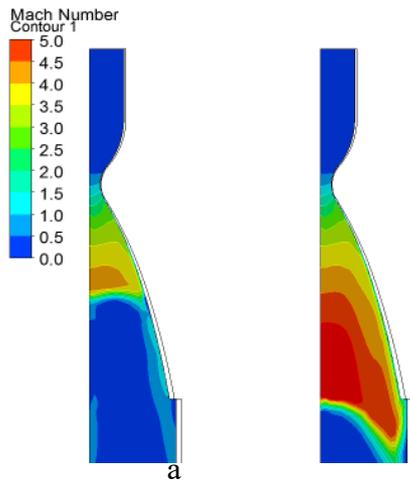


Рис. 2. Монитор статической температуры в областях до критики и после критики



б

Рис. 3. Распределение числа Маха при давлении на выходе из диффузора: а – 20 кПа, б – 15 кПа

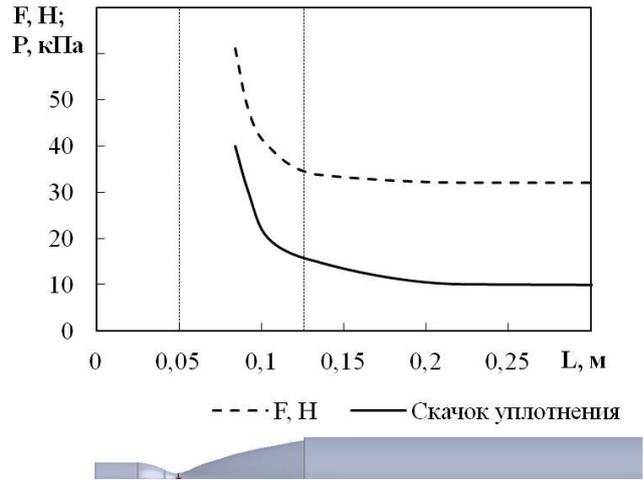


Рис. 4. Положения скачка уплотнения и измеренная тяга двигателя в зависимости от давления на выходе диффузора

Из рисунка 4 видно, что значение давления на выходе из диффузора, при котором скачок уплотнения находился на срезе сопла камеры, составил 15,5 кПа. Изменение значения уровня тяги двигателя остановилось при длине диффузора 74 мм (положение 0,2 м на рис. 4), и составило 7,8%. Таким образом, для правильного определения уровня тяги двигателя в нашем случае необходима длина диффузора более 1 калибра выходного сечения сопла.

Библиографический список

1. Гальперин Р. Н., Гуляев Ю. И., Ивашин Ю. С., Нигодюк В. Е., Рыжков В. В., Сулинов А. В. Исследование эффективности применения кормовых диффузоров в вакуумных системах стендов для высотных огневых испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 4. С. 20-32.
2. Егорычев, В. С. Моделирование внутрикамерного рабочего процесса РДМТ на газообразных кислороде и водороде в ANSYS CFX: учеб. пособие / В. С. Егорычев, Л. С. Шаблий, В. М. Зубанов.– Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2016. – 136 с.: ил.
3. Трусов, Б. Г. Программная система ТЕРРА для моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах // III Международный симпозиум «Горение и плазмохимия». 24 – 26 августа 2005. Алматы, Казахстан. – Алматы: Казак университети, 2005. – С. 52 – 57.

УДК 621.453/457

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ РАЗМЕРОВ ТОПЛИВНОГО ЭЛЕМЕНТА С КАНАЛОМ ЗВЕЗДООБРАЗНОГО СЕЧЕНИЯ

Морель Д. А., Арсентьева М. В.

Тульский государственный университет, г. Тула

При проектировании энергетических установок летательных аппаратов (ЛА) требуется обеспечение заданного характера изменения тяги во времени, которое полностью соответствует характеру изменения давления в камере сгорания. Закон изменения давления в камере, а следовательно, и тяги двигателя определяется геометрией топливного элемента (ТЭ). В том случае, если динамикой полета ЛА не требуется изменение тяги в широком диапазоне, то значительное изменение давления газов в процессе горения ТЭ также является нежелательным.

К числу форм зарядов, обеспечивающих постоянство поверхности горения, относится ТЭ с каналом звездообразной формы. Основным достоинством такой формы ТЭ является надежная защита стенок камеры сгорания от воздействия высокотемпературных продуктов сгорания топлива.

Алгоритм автоматизированного проектирования топливного элемента с каналом звездообразного сечения приведен в работе [1], согласно которому разработана программа, позволяющая определить геометрические размеры топливного элемента со звездообразным каналом. Программа строит геометрию спроектированного заряда и рассчитывает координаты узлов внешнего и внутреннего контура «звезды». Сохранение координат узлов в текстовый файл производится в формате, позволяющем считать его в программе визуализации Viz2. Созданный таким образом контур сечения топливного элемента дискретизируется далее на конечные элементы и создается расчетная сетка, позволяющая провести моделирование горения заряда в программе Sgor2 и определить зависимость поверхности горения от толщины сгоревшего свода топлива. В случае невозможности дискретизации исходного контура спроектированного заряда из-за острых углов «звезды» используется экспортирование файла геометрии со скругленными углами в формате .dxf из программы AutoCAD в Viz2.

В работе проведено исследование влияния начальной наименьшей толщины горящего свода ТЭ e_1 , числа лучей и величины угла в вершине луча «звезды» на коэффициент заполнения поперечного сечения камеры

$$\varepsilon = \frac{S_{T0}}{F_K},$$

где S_{T0} – начальная площадь торца заряда; F_K – площадь поперечного сечения камеры,

и коэффициенты остатка

$$\Lambda_K = \frac{S_{ост}}{F_K}; \quad \Lambda_S = \frac{S_{ост}}{S_{T0}} = \frac{\Lambda_K}{\varepsilon},$$

где $S_{ост}$ – площадь поперечного сечения дегрессивных остатков после выгорания ТЭ на величину e_1 .

Получено, что большую часть времени спроектированный по изложенной методике заряд имеет практически постоянную поверхность горения с небольшой прогрессивностью, не превышающей 5 % (рис. 1).

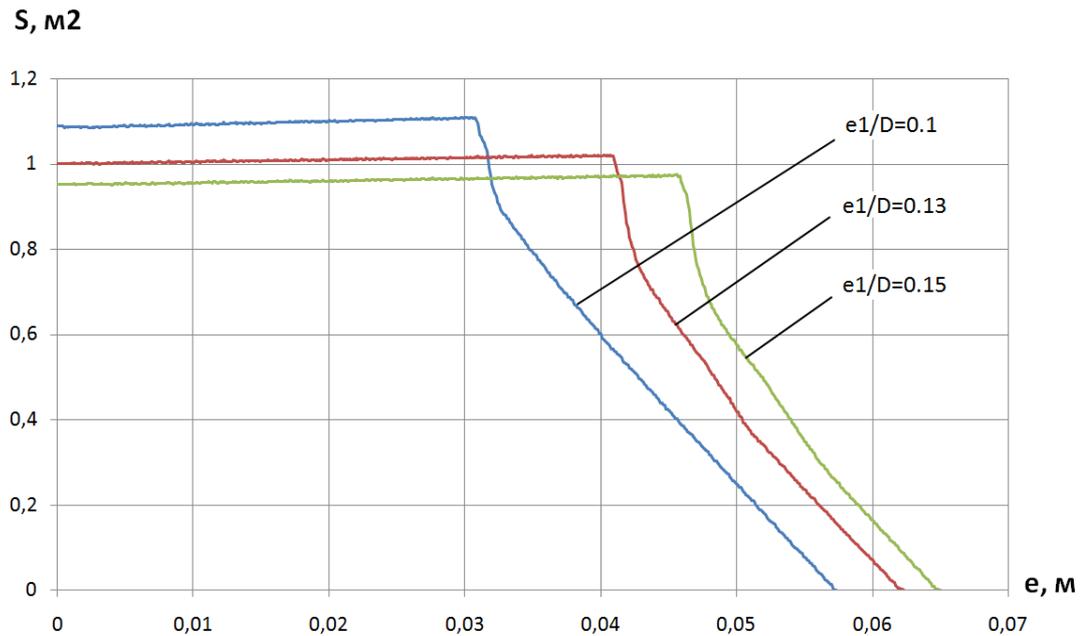


Рис.1. Изменение поверхности горения ТЭ $S(e)$

С увеличением начальной наименьшей толщины горящего свода ТЭ увеличивается коэффициент заполнения поперечного сечения камеры ε и снижается коэффициент остатка Λ_S .

В качестве критерия оптимальности проектируемого ТЭ предлагается следующий:

$$K = \frac{\Delta S}{\Lambda_S},$$

где ΔS – относительное изменение поверхности горения ТЭ до момента образования дегрессивных остатков

$$\Delta S = \frac{|S - S_0|}{S_0},$$

S_0 – начальная поверхность горения ТЭ.

Исследование горения топливных элементов с различным числом лучей и различными значениями углов в вершинах лучей «звезды» позволяют найти оптимальную геометрию заряда.

Представленная методика может использоваться при проектировании двигательных установок твердого топлива.

Библиографический список

1. Морель Д.А. Проектирование топливных элементов со звездообразным каналом // Современные проблемы математики и механики глазами студентов: статьи, тезисы и доклады студентов на региональной научно-технической конференции. Вып.11. Тула: Изд-во ТулГУ, 2016. С.33-36.
2. Шапиро Я.М., Мазинг Г.Ю., Прудников Н.Е. Теория ракетного двигателя на твердом топливе. М.: Воениздат, 1966. 256 с.

УДК 621.444.4

ПРИМЕНЕНИЕ В ГТУ МЕРОПРИЯТИЙ ПО СНИЖЕНИЮ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ГИБКИХ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ РУКАВОВ

Мурзин А. Н.¹, Кузнецов А. А.¹, Белоусов А. И.²

¹ПАО «Кузнецов», г. Самара

²Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Гибкие металлические рукава (ГМР) являются наиболее распространенными компенсационными элементами в трубопроводах газотурбинных установок (ГТУ) и применяются в таких системах, как топливная, масляная, суфлирующая, воздушная и др. ГМР представляет собой герметичную гофрированную оболочку, на наружную поверхность которой наложена оплётка из стальной проволоки [1].

Основным элементом ГМР, влияющим на его гидравлические и газодинамические характеристики, является гофрированная оболочка. Основными геометрическими характеристиками у гофров (рис.1) являются высота h , шаг t и внутренний диаметр d_y .

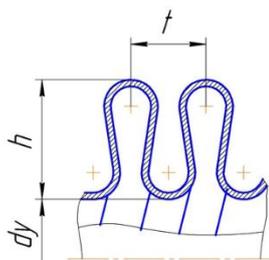


Рис. 1. Геометрические характеристики гофров

Установлено [1, 2], что гидравлическое сопротивление рукава зависит от относительной волнистости его внутренней поверхности h/d_y и геометрического коэффициента $m = d_y/t$. С увеличением относительной волнистости, т.е. при увеличении h при данном d_y или уменьшении d_y при постоянной высоте гофра h гидравлическое сопротивление возрастает, так как обтекание гофров потоком жидкости (газа) затрудняется.

Аналогичная картина наблюдается при уменьшении геометрического коэффициента m , что при рассматриваемом d_y соответствует увеличению t . При увеличении числа выступов на единицу длины (уменьшении шага гофров) и уменьшении их высоты гидравлическое сопротивление снижается, приближаясь при большем числе выступов к сопротивлению гладкого трубопровода.

Повышенное гидравлическое сопротивление ГМР относительно гладких трубопроводов объясняется вихревыми течениями в гофрах. Установка вальцованного экрана с перекрывающимся профилем во внутреннюю полость ГМР являются эффективным способом по уменьшению потерь давления в гибких трубопроводах.

При обвязке двигателя с применением гибких трубопроводов для снижения их гидравлического сопротивления можно применить следующие мероприятия:

- 1) увеличение внутреннего диаметра d_y ;
- 2) уменьшение высоты гофра h ;
- 3) уменьшение шага гофров t ;
- 4) уменьшение угла изгиба гофрированной оболочки;
- 5) применение вальцованных экранов с перекрывающимся профилем.

Эффективность указанных выше мероприятий в настоящий момент проходит длительные испытания в обвязке ГТУ:

- НК-361 мощностью 8.3 МВт (см. рис. 2) силовой установки газотурбовоза №1 и №2 (мероприятие 1, 4);
- НК-36СТ мощностью 25МВт на компрессорных станциях по транспортировке газа (мероприятие 1 - 4);
- НК-37 мощностью 25МВт на теплоэлектростанции в г. Казань (мероприятие 4, 5).

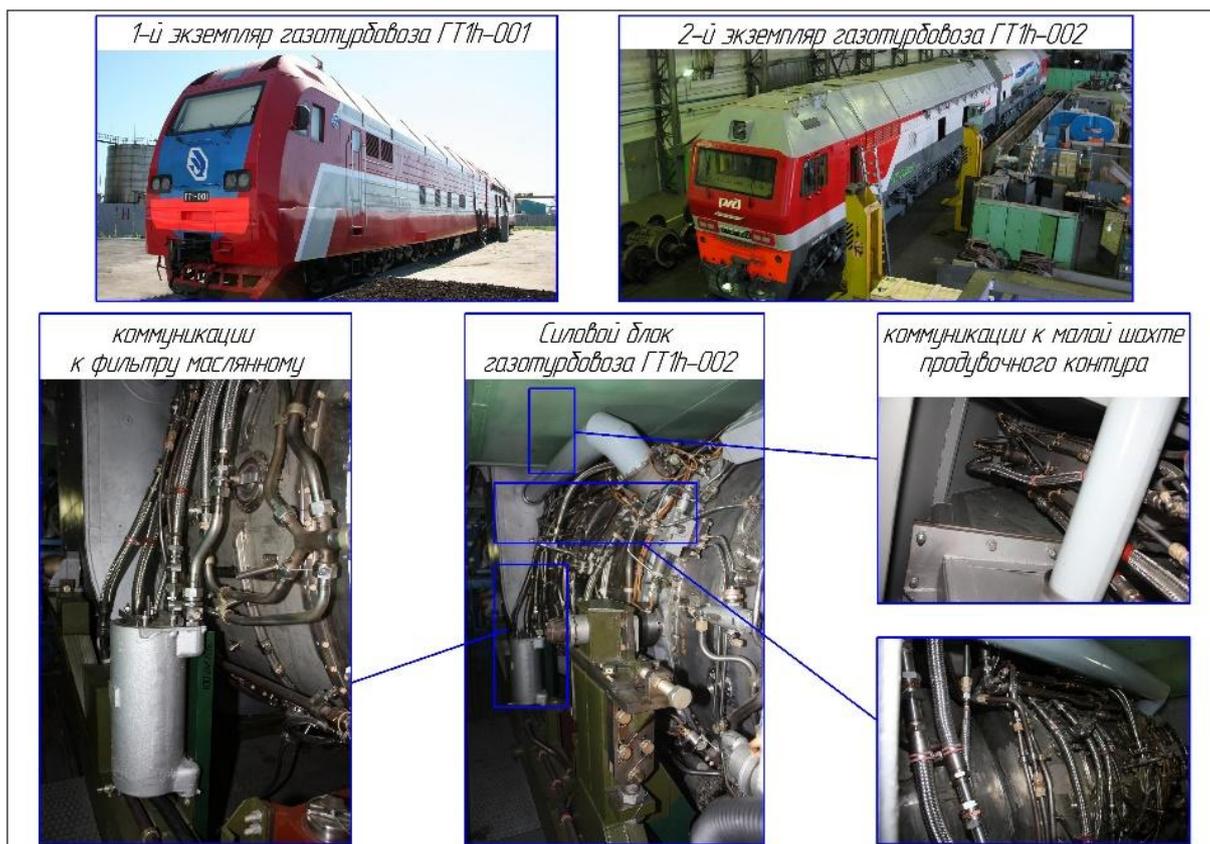


Рис. 2. Трубопроводная обвязка ГТУ НК-361

Библиографический список

1. Крюков, А. И. Гибкие металлические рукава [Текст] / А. И. Крюков, И. М. Глинкин, В. И. Фионин. – М.: Машиностроение, 1970. – 204 с.
2. Башта, Т. М. Машиностроительная гидравлика: справочное пособие [Текст] / Т.М. Башта – М.: Машгиз, 1963. – 674 с.
3. Итбаев, В. К. Выбор материалов для конструкции гибких трубопроводных соединений [Текст] / В. К. Итбаев, Р. Г. Ахматвалиев, В. А. Фёдоров // Вестник УГАТУ. – 2009. – №1(34). – С.94 - 96.

УДК 62-97/98

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ БАЛАНСЫ И ПОТЕРИ В ТЕРМОАКУСТИЧЕСКИХ ОХЛАДИТЕЛЯХ

Некрасова С. О, Пулькина А. Ю., Довгялло А. И.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В настоящее время существует значительный интерес к термоакустическим системам охлаждения т.к. они имеют преимуществ: экологическую безопасность, высокий ресурс, непрерывность мощности охлаждения, а также возможность комбинирования с установкой прямого цикла, например, с термоакустическим двигателем (ТАД) внешнего подвода тепла. При этом может быть использовано тепло солнечного излучения, биотоплива или бросовое тепло промышленных циклов.

В данной работе для исследования эффективности и расчета потерь было выбрано три варианта комбинирования двигателя с охладителем в термоакустической системе без движущихся механических частей. В качестве привода термоакустических холодильников разработаны в программе Delta ЕС и изучены энергетические характеристики следующих ТАД: термоакустический генератор пульсаций на стоячей волне (рис.1) [1],

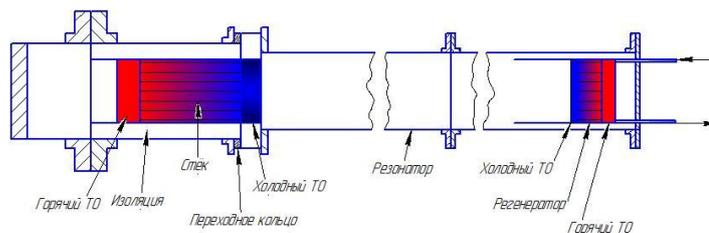


Рис. 1. Конструкция охладителя на стоячей волне среднего уровня охлаждения

термоакустический генератор пульсаций на бегущей волне (рис.2),

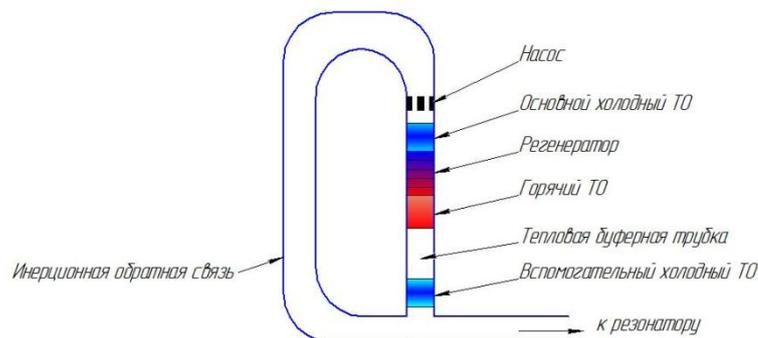


Рис 2. Термоакустический охладитель на бегущей волне с приводом от термоакустического генератора пульсаций на бегущей волне

а также компактная схема ТАД на бегущей волне (рис.3) Были получены значения генерируемой акустической мощности, КПД преобразования тепловой энергии в акустическую и оптимальные размеры генераторов пульсаций.

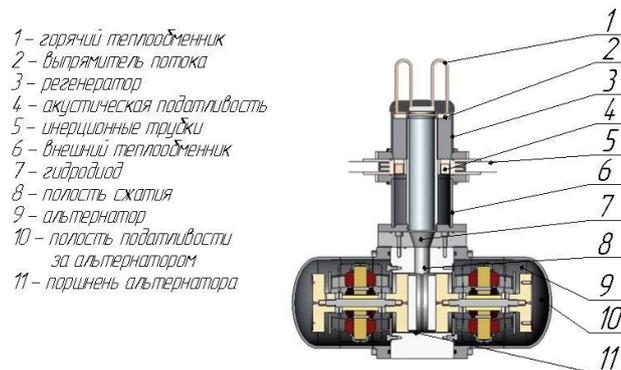


Рис. 3. Охладитель на пульсационной трубе криогенного уровня с приводом от компактного двигателя на бегущей волне

Рассмотрены различные схемы комбинирования термоакустических установок прямого и обратного циклов, проведен анализ энергетических балансов схемных решений.

Данные виды охладителей выбраны потому что, такие охладители имеют огромный потенциал, что проявляется в их высокой надежности и низком уровне стоимости из за отсутствия подвижных частей.

На основе выбранных конструкций был произведен расчет оптимальных размеров и энергетических характеристик в программном пакете DeltaEC. Были получены значения генерируемой электрической мощности, акустическая мощность, КПД преобразования тепловой энергии в акустическую и оптимальные размеры соответственно. В соответствии с полученными расчетными значениями были построены графики изменения данных параметров по длине, так как длина является немало важным фактором в расчете термоакустических охладителей.

Библиографический список

1. Patcharin S. Application of Thermoacoustic Technologies for Meeting the Refrigeration Needs of Remote and Rural Communities in Developing Countries / S. Patcharin. - Department of Engineering University of Leicester, 2014.

УДК 621.453

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГЕОМЕТРИИ ЦИЛИНДРИЧЕСКОГО КОРМОВОГО ДИФFUЗОРА ВАКУУМНОЙ СИСТЕМЫ НА БЕЗОТРЫВНЫЙ РЕЖИМ ТЕЧЕНИЯ В СОПЛЕ ПРИ ВЫСОТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ ЖРДМТ С ПОМОЩЬЮ «ANSYS CFX»

Ненашев Д. А., Павловский Д. А., Матвеев Д. А., Сулинов А. В.

ПАО «Кузнецов», г. Самара

В работе было произведено исследование влияния геометрии кормового диффузора вакуумной системы на безотрывный режим течения в сопле при высотных испытаниях ЖРДМТ, при $p_k = 0,68$ МПа; $\dot{m} = 28,3 \frac{г}{с}$; $P = 50$ Н; $I_y = 2400 \frac{М}{с}$ и $d_a = 61$ мм.

Имея экспериментальные данные, полученные в лаборатории с помощью программного пакета «ANSYS CFX», была получена модель эксперимента с некоторыми допущениями. В результате которых была получена зависимость отношения давлений в камере сгорания и в вакуумной камере (ВК2) при срыве работы диффузора от отношения площадей диффузора и минимального сечения сопла двигателя. Расчеты проводились для трех различных диффузоров с диаметрами 66, 81 и 96 мм. (Рисунок 1)

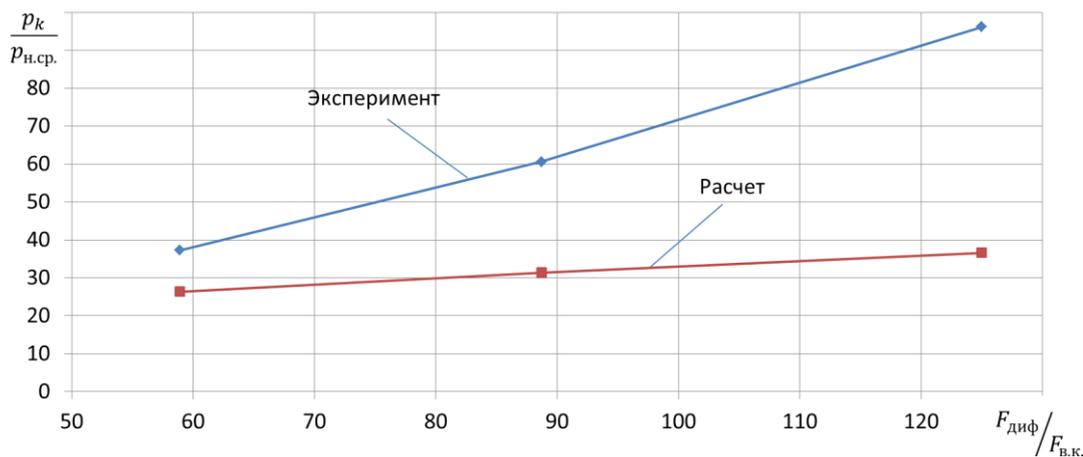


Рис. 1. Зависимость отношения давлений в камере сгорания и в вакуумной камере (ВК2) при срыве работы диффузора от отношения площадей диффузора и минимального сечения сопла двигателя.

Данная погрешность обусловлена идеализированной моделью, в которой воздух не выходил в кольцевое пространство между диаметрами сопла и диффузора. Поэтому чем больше площадь этого пространства, тем меньшая точность расчета.

Так же в работе было проанализирована зависимость расстояния скачка уплотнения до критического сечения от давления на выходе из кормового диффузора. Для диффузора стандартного диаметра был проведен ряд расчетов при различном давлении в вакуумной камере, в результате чего были найдены положения скачков уплотнения для каждого из расчетов. Данная зависимость представлена в виде графика на рисунке 2.

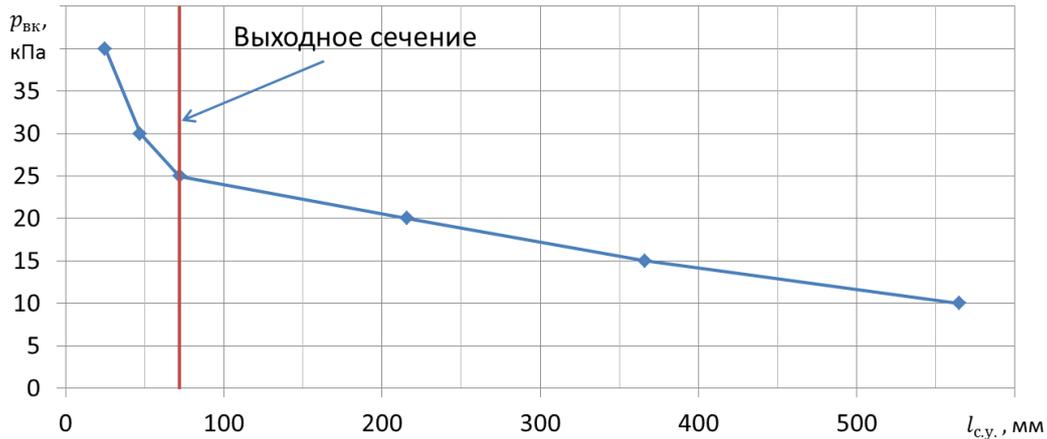


Рис. 2. Зависимость расстояния скачка уплотнения до критического сечения от давления на выходе из кормового диффузора

Здесь мы можем видеть, что максимальное давление в вакуумной камере, при которой будет работать установка для диаметра равного 66 мм – 25 кПа. При большем давлении скачек уплотнения будет уже в сопле, что приведет к его разрушению.

Последним объектом нашего исследования стало влияние длины кормового диффузора на положение прямого скачка уплотнения. Здесь мы, имея стандартный диаметр диффузора и давление в вакуумной камере, меняем его длину с 0,3 м до 2,0 м, после чего отслеживаем положение прямого скачка уплотнения. Результатом данных исследований является зависимость, представленная на рисунке 3.

Исходя из чего, можно сделать вывод, что при увеличении длины кормового диффузора, положение прямых скачков уплотнения смещается в сторону выходного сечения диффузора, что может позволить эксплуатацию установки при наиболее высоком давлении в окружающей среде.

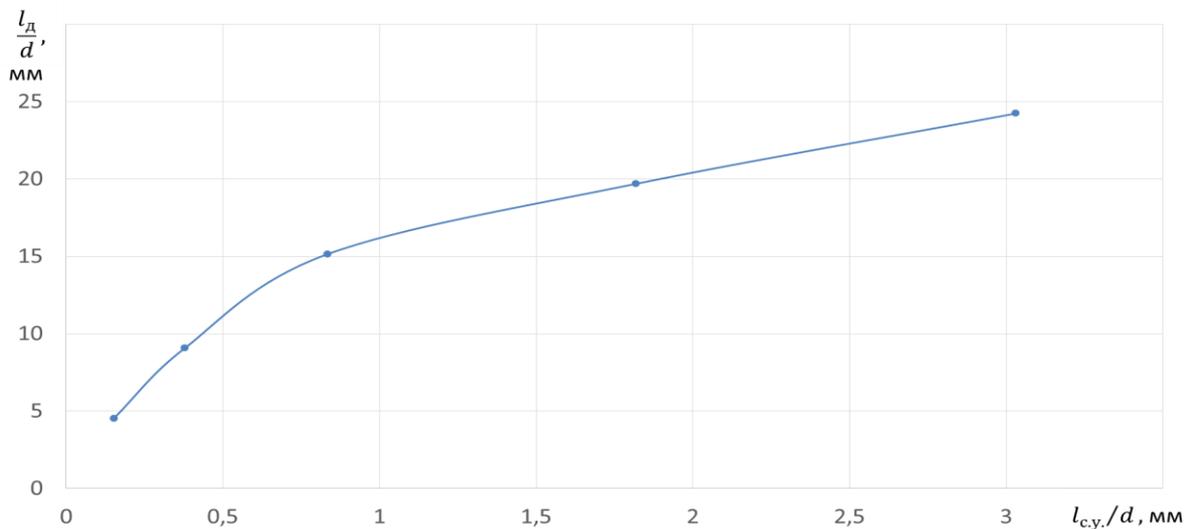


Рис. 3. Влияние длины кормового диффузора на положение прямого скачка уплотнения.

Опираясь на данные методики расчета, можно спроектировать наиболее технологичную установку для проведения высотных испытаний. Имея данные зависимости, мы можем подобрать оптимальный диаметр и длину цилиндрического кормового диффузора, а так же определить максимальное давление среды, которое позволяет иметь безотказную работу установки.

УДК 621.4

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПЕРЕМЕННЫХ РЕЖИМОВ КНД 3-Х ВАЛЬНОГО ГТД СО СВОБОДНОЙ ТУРБИНОЙ

Новицкий Б. Б.

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)», г. Москва

Представлено численное моделирование переменных режимов осевого 9-ти ступенчатого компрессора низкого давления трёхвального газотурбинного двигателя. Регулирование компрессора осуществляется с помощью изменения углов установки входного направляющего аппарата и двух поворотных рядов направляющих аппаратов [1]. Моделирование проводилось в программном комплексе ANSYS CFX с использованием модели турбулентности SST в стационарной постановке задачи при неизменной частоте вращения ротора и различных углах установки лопаток регулируемых направляющих аппаратов [2, 3]. Исследования показали существенное изменение характеристик, а также смещение линии устойчивой работы осевого компрессора.

Работа выполнена при поддержке Минобрнауки РФ (госзадание № 13.5521.2017/БЧ).

Библиографический список

1. Егоров И.Н., Кретинин Г.В, Федечкин К.С. Оптимизационные исследования ступени осевого компрессора // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2007, № 12, С. 28-34.
2. Абдельвахид М.Б., Федотов Р.М., Федечкин К.С. Расчёт влияния радиального зазора на характеристику КНД двигателя РД-33 // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2012, № 3-3(34). С. 23-27.
3. Комаров О.В., Седуниев В.А., Блинов В.Л., Серков С.А. Верификация задачи численного моделирования течения воздуха в осевой компрессорной ступени // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия: Машиностроение. 2016. № 1 (106). С.54-67

УДК 621.4

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГЕОМЕТРИИ КЛИНОВИДНОГО ДИФФУЗОРА НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ НИЗКОНАПОРНОГО ЦБК

Новицкий Б. Б.

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)», г. Москва

Замкнутые энергетические газотурбинные установки (ЗГТУ) мощностью до 15 кВт с внешним подводом тепла являются одним из способов развития распределённой энергетики. Изолированность от атмосферы позволяет использовать в ЗГТУ различные рабочие тела, с молярной массой большей воздуха, что приводит к росту размеров рабочих колёс и повышению к.п.д. всей установки [1], а наличие рекуператор, позволяет снизить напорность компрессора, получая более пологую характеристику лопаточных машин [2]. Использование рабочих тел, отличных от воздуха, вносит особые сложности при проведении экспериментальных исследований, поэтому целью работы является исследование влияния геометрии клиновидного диффузора на характеристику ступени, основываясь на верифицированных численных результатах. В работе исследовались два лопаточных диффузора, отличающимися радиусом входной кромки лопатки с помощью программного комплекса ANSYS CFX.

Исследования показали, что оптимизация геометрии входной кромки позволяет повысить к.п.д. (на 2%) и изменять характеристику ЦБК ЗГТУ (смещение по расходу на 10 %).

Работа выполнена при поддержке Минобрнауки РФ (госзадание № 13.5521.2017/БЧ).

Библиографический список

1. Арбеков А. Н. Выбор рабочего тела для замкнутых газотурбинных установок мощностью от 6 до 12 кВт, работающих на органическом топливе // Теплофизика высоких температур, 2014, Том 52, № 1, С.131.
2. Арбеков А. Н., Новицкий Б. Б. Экспериментальное исследование малорасходного центробежного компрессора замкнутой газотурбинной установки // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение, 2014, № 5-2 (47), С. 42-47.

УДК 629.78

ПРОГРАММНЫЙ РАСЧЁТ ХАРАКТЕРИСТИК ПОДШИПНИКА СКОЛЬЖЕНИЯ

Нуждов В. О., Паровой Е. Ф.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Подшипники скольжения (ПС) широко применяются в различных агрегатах авиационного двигателя. Трудоёмкость и дороговизна производства испытательной установки обуславливает необходимость проводить исследования характеристик ПС с использованием современных САД-САЕ пакетов (Ansys, NASTRAN и др), так как они позволяют получить высокоточные результаты.

Важным этапом при создании универсальной методики программного расчета ПС является параметризация модели. Наличие параметров позволяет проводить серии расчетов на одной модели и получать значения рабочих характеристик ПС различных типоразмеров. Это значительно сокращает время доводки ПС разного типа конструкций, в том числе и сегментных, на этапе проектирования.

Ранее была получена схема программного расчета ПС испытательной установки гладкого подшипника Дм-29. С её помощью были получены характеристики, которые адекватно описывали работу ПС. Расчёт проводился при следующих допущениях: модель течения жидкости ламинарная однофазная, не учитывались влияния температуры и деформаций втулки подшипника.

Однако реальной рабочей средой подшипника является смесь нескольких фаз (кавитация, масляное голодание и др.). Для получения более точных результатов требуется исследование многофазного течения [1].

Цель работы: Исследование характеристик двухфазного течения в ПС

Для данного расчета была использована модель взаимодействия фаз Mixture, которая описывает явление кавитации [2]. Рабочим телом является турбинное масло ТП 22. Параметры масла были взяты для температуры установившегося режима, полученного с помощью аналитического решения.

Для анализа характеристик подшипника была проведена серия расчётов для следующих диапазонов параметров: рабочий зазор $h = 90 \dots 130$ мкм; эксцентриситет вала $e = 5 \dots 30$ мкм; угол смещения вала $\gamma = 40 \dots 140^\circ$.

Результаты исследования течения смазки в ПС представлены на рисунках 1 и 2.

Сравнительный анализ полей давлений в рабочем зазоре (рисунок 1) показывает, что максимальное давление в однофазной среде больше, чем в двухфазной. Это характеризуется отрицательным влиянием кавитации на рабочий процесс ПС.

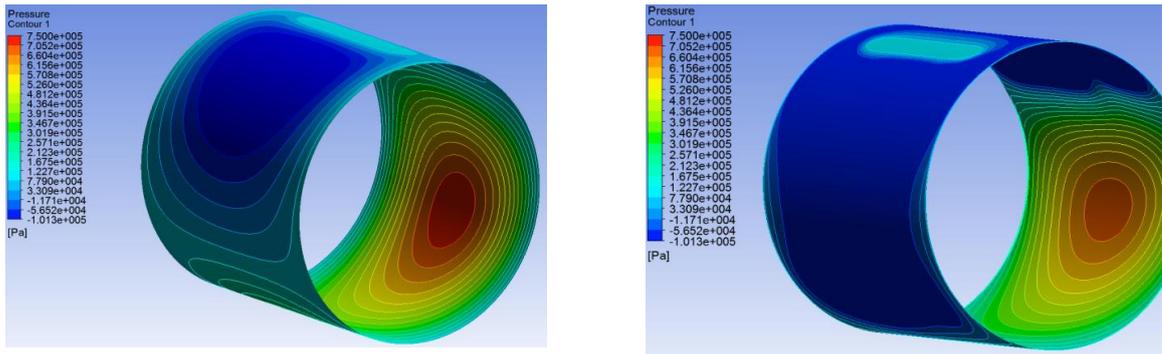


Рис. 1. Распределение давления по рабочему зазору ПС: в однофазной и двухфазной постановке

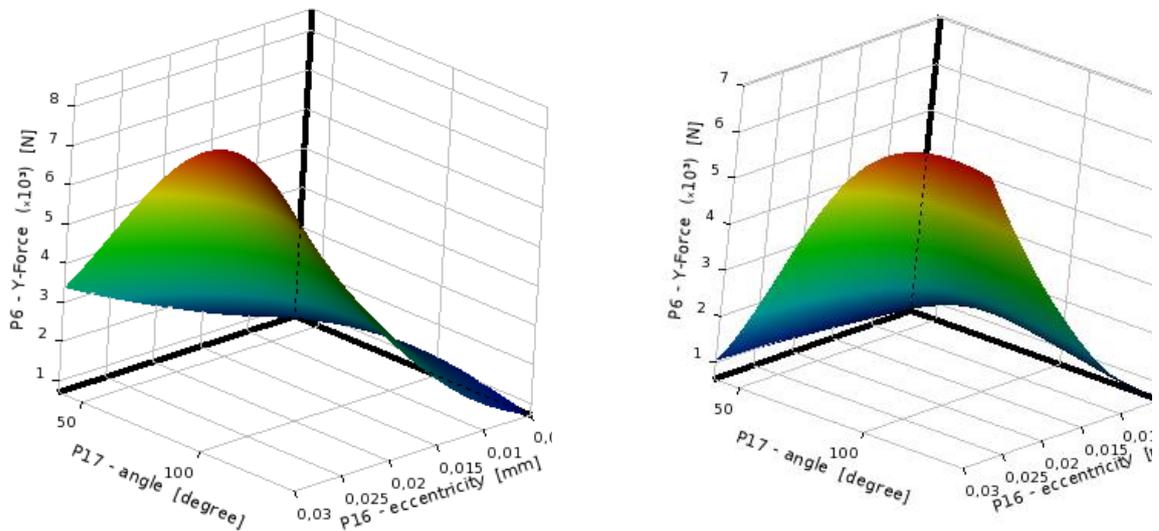


Рис. 2. Зависимость радиальной нагрузки от угла смещения и эксцентриситета вала в однофазной и двухфазной постановке

При максимальном эксцентриситете и минимальном рабочем зазоре наблюдаются наибольшие значения несущей способности подшипника (рисунок 2), что является адекватным описанием работы гладкого масляного ПС [3].

Таким образом, видно, что результаты расчёта с учетом кавитации (двухфазности) имеют адекватный характер. Сравнение с предварительным расчётом (однофазным) показывает разницу давлений: при однофазной модели течения $p_{max}^1 = 0,74$ МПа, при двухфазной модели $p_{max}^2 = 0,69$ МПа ($\Delta p = 7\%$). Влияние кавитации на несущую способность подшипника является значительным: при однофазной модели $F_{max}^1 = 8557$ Н, при двухфазной модели $F_{max}^2 = 7040$ Н ($\Delta F = 17\%$). Исходя из рисунка 2, максимальное значение несущей способности достигается при угле смещения вала $\gamma_1 = 109,19^\circ$ (при однофазной модели) и $\gamma_2 = 124,78^\circ$ (при двухфазной модели). Следовательно, для получения адекватной численной картины течения смазки ПС необходим учёт многофазности течения, так как кавитация сильно влияет на характеристики ПС.

Выводы:

1. Проведенное исследование показало, что явление кавитации отрицательным образом сказывается на рабочих характеристиках ПС. Таким образом, необходимым условием моделирования реальной рабочей среды подшипника скольжения является включение многофазности в расчетную схему.

2. Так как модель рассчитывалась без учёта температурных изменений и деформаций втулки, их влияние на рабочий процесс подшипника скольжения является направлением дальнейших исследований.

Библиографический список

1. Паровай Е. Ф. Моделирование сегментного подшипника скольжения с учетом многофазности рабочего тела. Насосы. Турбины. Системы. №3(20)/2016. С. 80-85.
2. А. О. Пугачёв Моделирование характеристик масляных и газовых подшипников скольжения методами вычислительной газовой динамики/ А. О. Пугачёв, Ю. А. Равикович, [и др.] // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). Вып. 3. Ч.2. Самара: СГАУ, 2013. – С.211-221.
3. Паровай, Е. Ф. Проектирование гидродинамического подшипника авиационного двигателя / Е. Ф. Паровай, В. Б. Гордеев [и др.] // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). Вып. 3. Ч.2. Самара: СГАУ, 2012. – С.107-111.

УДК 629.78

ПОЛЬЗОВАТЕЛЬСКИЕ ФУНКЦИИ ДЛЯ РАСЧЕТА ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ В CFD

Панов А. Е., Зубрилин И. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

При проектировании авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) одним из этапов является моделирование процессов, происходящих в его узлах и агрегатах. От качества моделирования существенно зависит время и стоимость создания двигателя.

При моделировании процесса горения в камере сгорания (КС) ГТД одной из наиболее широко используемых программ является коммерческий продукт ANSYSFluent. В ходе расчета процессов горения лежат два основных параметра: ламинарная скорость распространения пламени (ЛСРП, S_l) и критическая скорость деформации пламени ($g_{кр}$). S_l - скорость распространения фронта пламени относительно смеси свежих реагентов в направлении по нормали к поверхности фронта [1]. Одним из самых распространённых вариантов зависимости S_l от давления и температуры является степенная зависимость вида [2]: $S_l = S_{l_0} \cdot \left(\frac{T_u}{T_0}\right)^\gamma \cdot \left(\frac{P_u}{P_0}\right)^\beta$, где T_u и P_u - температура и давление свежих реагентов; γ - термический показатель; β - барический показатель. Данная формула позволяет учесть повышенные давления и температуры, присущие современным КС ГТД. Параметр $g_{кр}$, как правило, принимает постоянное значение, равное $1 \cdot 10^8 \frac{1}{с}$. В действительности $g_{кр}$ изменяется в зависимости от S_l и теплофизических свойств топливо - воздушной смеси [3]: $g_{кр} = \frac{B \cdot S_l^2}{a}$, здесь $B=0,5$; a - коэффициент температуропроводности свежих реагентов.

График изменения $g_{кр}$ представлен на рис. 1.

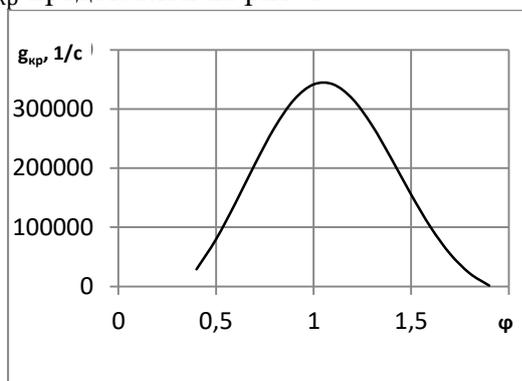


Рис.4. Изменение $g_{кр}$ для смеси метан - воздух

Программа Fluent предусматривает написание и использование пользовательских функций (UDF) [4]. Таким образом, в данной работе проведена разработка макросов, позволяющих увеличить предсказательную способность стандартных решений, предложенных в коммерческом пакете ANSYSFluent за счёт уточнения значений S_l и $g_{кр}$.

Библиографический список

1. Снегирёв, А. Ю. Основы теории горения [Текст]/ А. Ю. Снегирёв - СПб.: Изд - во Политехн. ун - та, 2014. - 352 с.

2. Metghalchi, M. Burning velocities of mixtures of air with methanol, isooctane, and indolene at high pressure and temperature [Text] / M.Metghalchi, J. C.Keck //Combustion and flame. – 1982. – Vol. 48. – P. 191-210.
3. Zimont, V.L. An efficient computational model for premixed turbulent combustion at high Reynolds numbers based on a turbulent flame speed closure [Text] / V.Zimont, W.Polifke, M.Bettelini, W. Weisenstein // ASME 1997 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition. – American Society of Mechanical Engineers, 1997. – P. V002T06A054.
4. ANSYS Inc., Fluent Theory guide, Ansys 15.0, Release 2013.

УДК 621.91.01

ОПТИМИЗАЦИЯ ГЕОМЕТРИИ ИНСТРУМЕНТА НА ОСНОВЕ КЭ-МОДЕЛИ С АДАПТИРОВАННЫМ КРИТЕРИЕМ КОКРАФТА-ЛАТХЕМА

Понятов Д. С., Алексеев В. П., Хаймович А. И.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара

Механическая обработка является одним из наиболее используемых методов формообразования деталей. При организации процесса механической обработки материалов с особыми свойствами в автоматизированном производстве усложняется поиск решения задачи оптимизации процесса резания.

Целью данной работы является оптимизация геометрии режущего инструмента на основе разработанной КЭ-модели процесса резания с адаптированным критерием Кокрафта–Латхема.

В работе [1], посвященной разработке методики адаптации критерия разрушения материала к процессу фрезерования, была получена численная модель процесса резания в ПО DEFORM. На ее основе проведем исследование влияния переднего угла инструмента на термо-механические параметры резания.

Для оценки влияния геометрических особенностей режущего инструмента на выходные параметры резания, были проведены симуляции с тремя вариантами передних углов ($\gamma = 6^\circ; 10^\circ; 14^\circ$) (рис. 1) при постоянной подаче $S=0,2$ мм/зуб, глубине резания $t=0,3$ мм и изменяющимся скоростями резания 40,60,80,100 м/мин.

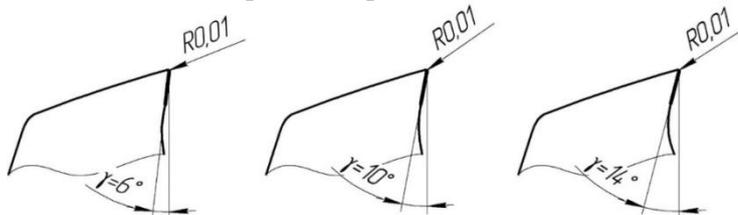


Рис. 1. Геометрия режущего инструмента

Для оценки интенсивности износа инструмента, на геометрическую модель фрезы была наложена сетка с использованием окон плотности (рис. 2). Это было выполнено для повышения точности определения параметров резания в области контакта инструмент-заготовка.

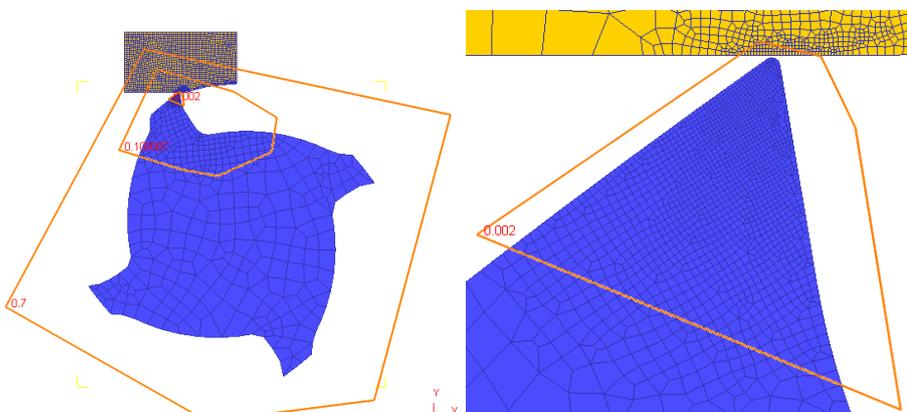


Рис. 2. Задание окон плотности для инструмента (внешнее окно – 0,7 мм, среднее – 0,1 мм, внутреннее – 0,002 мм)

Определяющая модель интенсивности инструмента была задана по Усуи:

$$w = \int apVe^{-b/T} dt,$$

где p – контактное давление; V – скорость скольжения; T – температура поверхности; dt – приращение времени; a, b – экспериментально определяемые коэффициенты. Значения коэффициентов для материала WC были взяты из работы Ozel [2], посвященной экспериментальному изучению износу инструмента и равны $a = 7,8 \cdot 10^{-9}$, $b = 2,5 \cdot 10^3$.

На рис. 3 представлены графики изменения усилий резания, скорости износа, температуры, поверхностного давления в зависимости от скорости обработки при разных передних углах инструмента.

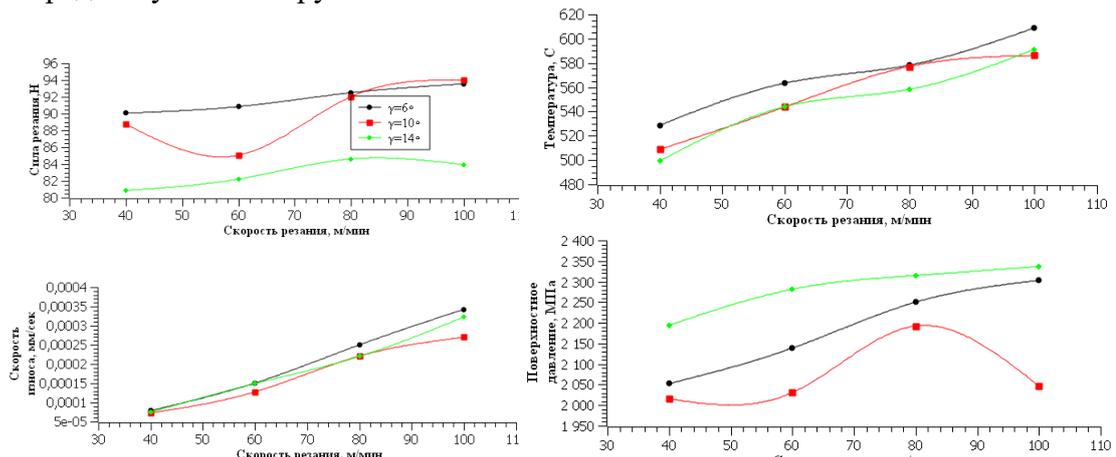


Рис. 3. Зависимости термо-физических параметров от скорости резания для трех вариаций передних углов $\gamma = 6^\circ; 10^\circ; 14^\circ$.

В результате проведенного анализа влияния величины переднего угла на процесс резания можно сделать выводы о предпочтительных значениях передних углов на некоторых режимах:

Наиболее рациональный режим, с точки зрения производительности процесса фрезерования, лежит в диапазоне скоростей 70-80 м/мин. В этом случае предпочтительно применять инструмент с $\gamma = 14^\circ$, что обеспечивает относительно небольшой износ 0,18 мм/час, при небольших усилиях и температурах в области обработки по сравнению с другими вариантами углов.

Наиболее рациональный режим с точки зрения повышения стойкости инструмента лежит в диапазоне скоростей 40-60 м/мин, а передний угол составляет $\gamma = 10^\circ$. В этом случае интенсивность износа не превышает 0,1 мм/час. Значения величин поверхностного давления достигают наименьших значений в сравнении с другими углами, средние температуры и усилия резания ближе к скорости 60 м/мин также принимают наименьшие значения.

Библиографический список

1. Alekseev V.P. and Khaimovich A.I. 2015 Key Engineering Materials 684 13–20
2. T. Thepsonthi, T. Ozel Journal of Materials Processing Technology 221 (2015) 128-145

УДК 621.455.4

ПРЯМОТОЧНЫЙ ВОЗДУШНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ С АЗИМУТАЛЬНЫМ ДРЕЙФОМ ЭЛЕКТРОНОВ ДЛЯ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ СПУТНИКОВ

Рязанов В. А., Шилов С. О.

Московский государственный технический университет
имени Н. Э. Баумана, г. Москва

Одним из основных способов увеличения полезной нагрузки при выводе космического аппарата на орбиту является снижение массы вспомогательных систем или в целом отказ от некоторых из них. Использование в качестве рабочего вещества для двигательной установки (ДУ) забортного воздуха позволит отказаться от традиционных систем хранения и подачи рабочего тела и увеличит срок активного существования спутника на низкой околоземной орбите. В качестве двигателя для ДУ рассматриваются различные типы электростатических двигателей, в том числе холловские двигатели [1]. Забортный воздух является не типичным рабочим веществом для холловского двигателя (традиционно используется инертный газ ксенон), поэтому процессы в канале таких двигателей изучены мало. Кроме того, параметры двигателя, работающего на забортном воздухе, будут отличаться от характеристик существующих серийных моделей и для проектирования двигательных установок с таким двигателем необходимо для всего диапазона возможных высот определить базовые проектные характеристики.

В работе предложена принципиальная схема двигательной установки на забортном воздухе (рисунок 1).

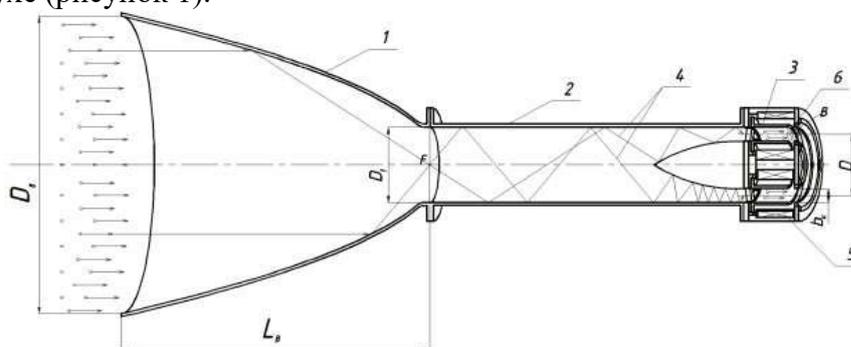


Рис. 1. Принципиальная схема двигательной установки на забортном воздухе: 1 – конфузор, 2 – воздушный канал; 3 – анод; 4 – траектории движения частиц; 5 – магнитная система, 6 – ускорительный канал

Для определения возможного диапазона высот вводится ряд ограничений:

1. Недостаточный расход рабочего тела через ускорительный канал.
2. Избыточный расход газа через канал.
3. Возможности бортовой системы электропитания.
4. Габариты космического аппарата.

Основной задачей при оценке параметров двигателя является расчет параметров ионизации и столкновений для воздушной плазмы в скрещенных электрическом и магнитном полях. Принималось, что в разряде действует механизм диффузии электронов к аноду за счет упругого рассеяния на нейтральных частицах плазмообразующего газа, а ионизация нейтральных частиц происходит электронным ударом из основного состояния.

По данным [2, 3] на высотах 150–250 км азот присутствует в основном в молекулярном виде, а кислород – в атомарном. При этом их концентрации примерно

равны. Наличием прочих компонентов пренебрегалось. Допускалось, что при сжатии и термализации в конфузоре и воздушном канале велика вероятность объединения атомарных частиц кислорода в молекулу O_2 . Поэтому для расчета принималось, что доля кислорода a_{O_2} в поступающей в двигатель смеси равна $1/3$, а азота – $a_{N_2}=2/3$.

В работах [4,5] приведены значения сечений элементарных процессов при налете электрона на нейтральные частицы азота и кислорода. Их анализ показал, что основным процессом в широком диапазоне энергий частиц является упругое рассеяние электрона на молекулах азота и кислорода соответственно. Объемные скорости столкновений электронов Σ_{ea} и ионизации Σ_i рассчитаны согласно [6,7].

Для значения вероятности ионизации частицы ($P=0,5$) при пролете через анодный слой была определена минимальная плотность тока нейтральных частиц j_{amin} :

$$j_{amin} = 1,6 \cdot 10^{-7} \frac{B}{A} \sqrt{\frac{T_a}{\Sigma_{ea} \Sigma_i}}, \quad (1)$$

где T_a - температура газа K , $A=29$ а.е.м. – средняя атомная масса воздуха, B – величина индукции магнитного поля, Тл.

Максимальная плотность потока j_{amax} , соответствующая ограничению 2:

$$j_{amax} = 4 \cdot 10^{-6} \frac{B}{\beta_{min} \Sigma_{ea}} \sqrt{\frac{T_a}{A}}, \quad (2)$$

где β_{min} - минимально необходимое значение параметра Холла для электронов.

В работе определены допустимые диапазоны геометрических размеров предложенной двигательной установки. Показано, что использование холловского двигателя с анодным слоем на забортном воздухе возможно на высотах от 170 до 300 км. При этом требуемая потребляемая мощность двигательной установки будет составлять от 400 до 2000 Вт при площадях поперечного сечения КА от 1 до 3 м². Минимальные ускоряющие напряжения для поддержания КА на заданной орбите составляют от 150 до 250 В. Характерные значения диаметра канала двигателя лежат в диапазоне от 60 до 120 мм.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 16-38-00776\16 от 25.02.2016 г.

Библиографический список

- Духопельников, Д. В., Ивахненко, С. Г., Курилович, Д. А. Холловские двигатели на забортном воздухе для космических аппаратов на низкой опорной орбите // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н. Э. Баумана. 2013. № 12. С. 227-238.
Space Environment Technologies. Режим доступа: <http://www.spacewx.com> (дата обращения 30.04.2017).
ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. Введ. 1982-06-30. М.: Изд-во стандартов, 2004. 2315 с.
Yu. Itikawa. Cross Sections for Electron Collisions with Nitrogen Molecules. Journal of Physical and Chemical Reference Data. Vol. 35, No. 1, 2006.
Yu. Itikawa. Cross Sections for Electron Collisions with Oxygen Molecules. Journal of Physical and Chemical Reference Data. Vol. 38, No. 1, 2009.
Духопельников, Д.В., Воробьев Е.В., Ивахненко, С.Г., Управление ионными потоками в холловских ускорителях // Вестник Московского Авиационного Института. 2017. №2. С. 24-30.
Духопельников Д. В., Ивахненко С. Г., Рязанов В. А., Шилов С. О., О возможности использования холловского двигателя на забортном воздухе для удержания космического аппарата на низкой околоземной орбите // Наука и образование. МГТУ им. Н. Э. Баумана. 2016. №12. С. 57-71.

УДК 536.8

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ТЕПЛООБМЕНА В ПУЛЬСИРУЮЩЕМ ПОТОКЕ ТЕРМОАКУСТИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЯ

Соколов Г. В., Воробьев А. А., Некрасова С. О., Угланов Д. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Принцип работы термоакустического двигателя, в общем случае, можно описать, как процесс создания полезной работы в направлении распространения звуковой волны за счет взаимодействия газа с твердой средой, которой может быть внутренняя поверхность канала, а также пластинчатые или сеточные вставки. Обязательным условием возникновения акустических колебаний является наличие областей повышенного и пониженного давления, что достигается за счет подвода и отвода тепла на концах твердого тела.

Рассматриваемый в данной работе теплообменник, 3D-модель которого представлена на рисунке 1, является вторичным холодным теплообменником, расположенным в предпоршневой зоне термоакустического двигателя. С точки зрения эффективности работы устройства, он играет более важную роль, чем другие теплообменники.

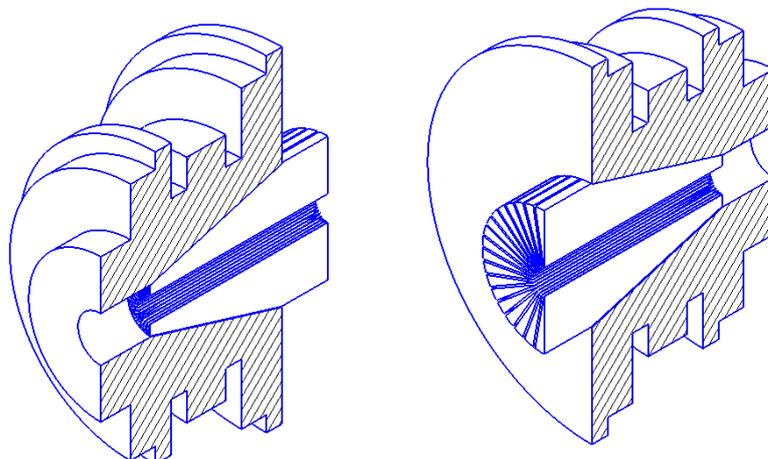


Рис. 1. 3D-модель холодного теплообменника в разрезе

С одной стороны, конструкция данной детали должна обеспечивать допустимый уровень температуры газа в предпоршневой зоне, из-за чего на внутренней поверхности выполнены ребра, интенсифицирующие теплообмен. В то же время, должны быть минимальными вязкостные и термические потери. Ввиду противоположного характера данных явлений разработка оптимальной конструкции теплообменника является одной из самых важных задач при проектировании термоакустического двигателя.

В данной работе оценена эффективность существующей конструкции теплообменника в условиях пульсирующего потока аналитическим и численным методами. Представлено сравнение результатов вычислений с экспериментальными данными и сделаны выводы относительно точности примененных методов. Также на основе численного моделирования разработана оптимальная геометрия внешнего обрешения детали, обеспечивающая наилучшие условия теплоотдачи.

УДК 621.48

РАСЧЕТ ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КРИОГЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ С НУЛЕВЫМ ВЫБРОСОМ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ

Терещенко О. В., Журавлева Ю. С., Угланов Д. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В настоящее время существует проблема загрязнения окружающей среды продуктами сгорания углеводородных топлив. Одним из возможных решений проблемы снижения выбросов вредных веществ является разработка и создание экологически чистых двигателей.

В данной работе представлено исследование двигателя с нулевым выбросом вредных веществ, использующего в качестве топлива жидкий азот.

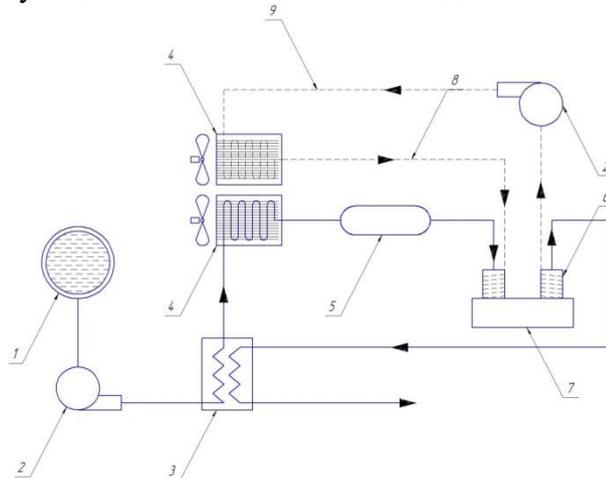


Рис. 1. Схема криогенной установки. 1 – ёмкость для хранения жидкого азота; 2 – крионасос; 3 – теплообменник предварительного нагрева азота; 4 – теплообменник-испаритель; 5 – ресивер; 6 – управляемые клапаны; 7 – поршневой детандер; 8 – подача теплоносителя; 9 – отвод теплоносителя.

Схема предлагаемой криогенной энергетической установки, работающей на жидком азоте, представлена на рисунке 1. Двигатель работает по открытому циклу Ренкина.

В данной работе выполнены моделирования рабочего процесса в энергетической установке, в состав которой входит цилиндр с диаметром 100 мм. Давление впрыска рабочего тела составляет величину от 1 до 30 МПа. Давление выходящего газа – 0,11 МПа и температура около 290 К.

Основные расчетные формулы.

Объем рабочей зоны цилиндра, зависящий от угла поворота поршня:

$$V_{ц}(\varphi) = V_c + V_h + \frac{\pi \cdot d^2 \cdot l(\varphi)}{4}, \quad (1)$$

Тепло, передаваемое через стенку цилиндра:

$$Q(\varphi) = K_x \cdot F_n(\varphi) \cdot (T_{окр} - T_i), \quad (2)$$

Уравнение энергии:

$$\frac{dp}{d\varphi} = \frac{\gamma - 1}{V_{ц}(\varphi) \cdot \left[\frac{dQ}{d\varphi} \cdot \frac{\gamma}{\gamma - 1} \cdot p_{вх} \cdot \frac{dV_{ц}(\varphi)}{d\varphi} + G \cdot h_i - G \cdot h_e \right]}, \quad (3)$$

Общая площадь поверхности цилиндра была найдена по формуле:

$$F_w(\varphi) = F_p + F_h + F_c + [2\pi \cdot d^2 \cdot l(\varphi)], \quad (4)$$

Передача тепла:

$$\frac{dQ}{dt} = \alpha_x \cdot F_w(\varphi) \cdot (T_w - T). \quad (5)$$

В результате были получены формулы, позволяющие определить:

$$\text{Подвод тепла } Q_1 = \int p dV_{\text{ц}}(\varphi); \quad (6)$$

$$\text{Работу цикла } W_1 = Q_1 - Q_2; \quad (7)$$

$$\text{Мощность установки } N = Q_1 \cdot n; \quad (8)$$

$$\text{Удельную мощность } N_{\text{уд}} = \frac{N}{G}; \quad (9)$$

$$\text{КПД цикла установки } \eta = \frac{W_1}{Q_1}; \quad (10)$$

Таблица 1 – Результаты расчетов

МПа	р,	1	3	5	0	1	5	1	0	2	0	3
Дж	Q_1 ,	588,4	525,8	463,3	306,7	150,2	993,7	830,1				
Дж	W_1 ,	2,5	87,8	13,2	26,0	39,3	252,3	448,6				
Вт	N ,	041,9	130,4	219,4	0434	5655	0872	4144				
Дж/кг	$N_{\text{уд}}$,	209,6	5652	6097	2170	8275	04360	70719				
	η	,008	,025	,042	,086	,131	,179	,651				

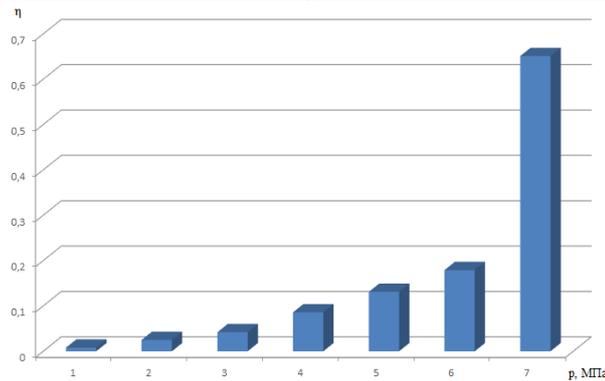


Рис. 2. Диаграмма зависимости КПД от давления на входе

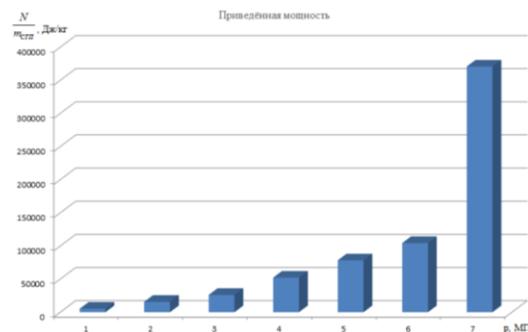


Рис. 3. Диаграмма зависимости приведённой мощности от давления на входе

Газообразный азот хранится в ресивере, цилиндрическую часть которого рассчитывают на прочность по формулам для расчета цилиндрических сосудов. Масса баллона для хранения жидкого азота рассчитывается аналогично.

На основе полученных результатов предварительного расчета можно сделать следующие выводы:

1. КПД и мощность криогенной установки увеличивается с увеличением давления на входе в энергетическую установку;
2. С увеличением рабочего давления криогенного носителя растет масса системы топливоподдачи (СТП);
3. Несмотря на увеличение массы СТП с увеличением давления на входе растет $\frac{N}{m_{СТП}}$ - приведённая мощность криогенной установки на 1 кг СТП.

Библиографический список

1. Quasi-Isothermal Expansion Engines for Liquid Nitrogen Automotive Propulsion / S. Knowlen, J. Williams, A.T. Mattick Seattle, WA: University of Washington, 2004, 8 с.
2. Машины низкотемпературной техники / А. М. Архаров, И. К. Буткевич М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2011. 584 с.

УДК 621.57

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ГАЗОТУРБИННЫХ УСТАНОВОК, УТИЛИЗИРУЮЩИХ НИЗКОПОТЕНЦИАЛЬНОЕ ТЕПЛО КРИОПРОДУКТА

Терещенко О. В., Благин Е. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В настоящее время в различных системах аэрокосмической техники, транспорта, а также в энергетических комплексах различного назначения использование низкопотенциального тепла криогенных жидкостей приобретает всё большее распространение.

В данной работе представлена оценка эффективности установок, работающих по циклу Ренкина.

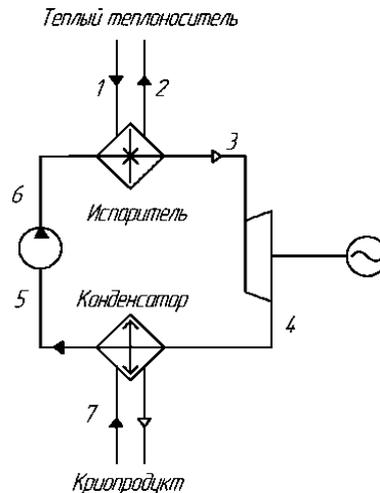


Рис. 1. Принципиальная схема реализации цикла Ренкина для утилизации низкопотенциального тепла криопродукта: 1-2 – теплообмен с окружающей средой; 3-4 – расширение в турбине; 4-5 – конденсация в конденсаторе; 5-6 – повышение давления насосом; 6-3 – испарение жидкости в испарителе; 7-8 – нагрев холодного теплоносителя

Достоинством представленной схемы является малый расход рабочего тела и возможность реализации цикла при высоких степенях повышения давления π_k .

А к недостаткам относится сложность выбора рабочего тела, которое сможет обеспечить высокую эффективность работы установки на всем рассматриваемом диапазоне температур.

Исходные данные холодного теплоносителя: расход, температура и давление холодного теплоносителя соответственно равны: $G_{\text{снг}} = 1 \text{ кг/с}$, $T_{\text{снг}} = 112 \text{ К}$, $p_{\text{снг}} = 1 \text{ атм}$; температура рабочего тела $T_3 = 300 \text{ К}$.

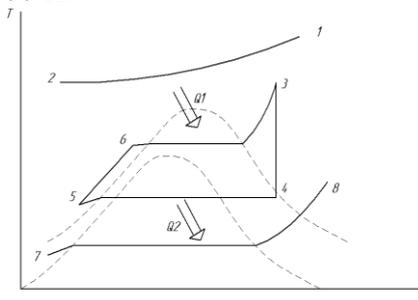


Рис. 2. Изображение процессов на T-s диаграмме

Расчет начинается с определения параметров точки 5.

После этого необходимо задать давлением p_6 , которое будет получено в насосе. Далее посчитать работу насоса по повышению давления:

$$l_H = \frac{(p_6 - p_5)}{\rho \cdot \eta_H} \quad (1)$$

Тогда величина энтальпии в точке 6:

$$i_6 = i_5 + l_H \quad (2)$$

По известным значениям i_5 и p_5 определяется температура T_5 . После этого определяется температура в точке 6:

$$T_6 = T_5 + \frac{i_6 - i_5}{c_{ж}} \quad (3)$$

Давление в точках 3 и 6 одинаково, поэтому по известному давлению и температуре (300 К) определяем энтальпию i_3 . После этого определяем работу расширения в турбине:

$$l_T = \eta_{от} \cdot \frac{k}{k-1} R \cdot T_3 \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{p_3}{p_4}\right)^{\frac{k-1}{k}}} \right) \quad (4)$$

Затем определяем энтальпию в точке 4:

$$i_4 = i_3 - l_T \quad (5)$$

После определения параметров цикла определяется термический КПД цикла: $\eta_{th} = 1 - \frac{i_4 - i_5}{i_3 - i_6}$, предельный КПД: $\eta_c = 1 - \frac{T_5}{T_3}$, эксергетический КПД: $\eta_{ex} = \eta_{th} \cdot \eta_c$.

Были рассчитаны следующие варианты установок:

1) Рабочее тело – метан, температура внешнего источника тепла меняется от 300 К до 600 К, давление в насосе постоянное (10 бар), степень повышения давления π_k остается также постоянной величиной.

2) Рабочее тело – метан, температура, до которой догреваем рабочее тело $T_3 = \text{const} = 300\text{К}$, степень повышения давления в компрессоре меняется от 2 до 100.

При постоянной степени повышения давления $\pi_k = 10$ и температуре $T_3 = 600\text{К}$ меняем рабочее тело: метан, аммиак, двуокись углерода, хладагент R23.

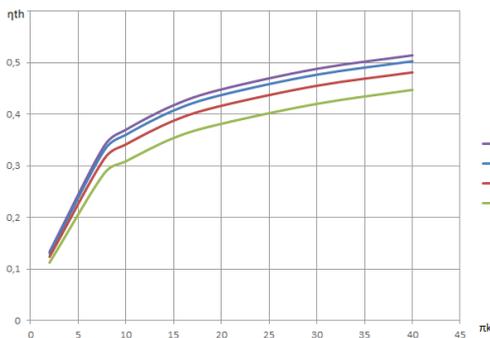


Рис. 3. График зависимости термического КПД от степени повышения давления π_k при разной температуре T_3

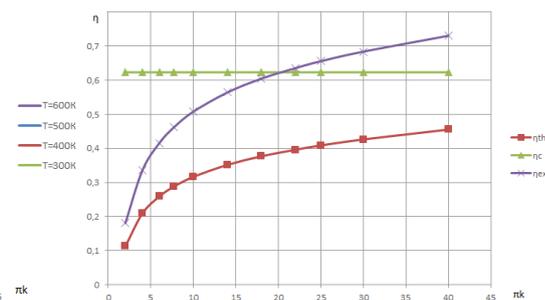


Рис. 4. График зависимости КПД от степени повышения давления π_k при постоянной температуре $T_3 = 600\text{К}$

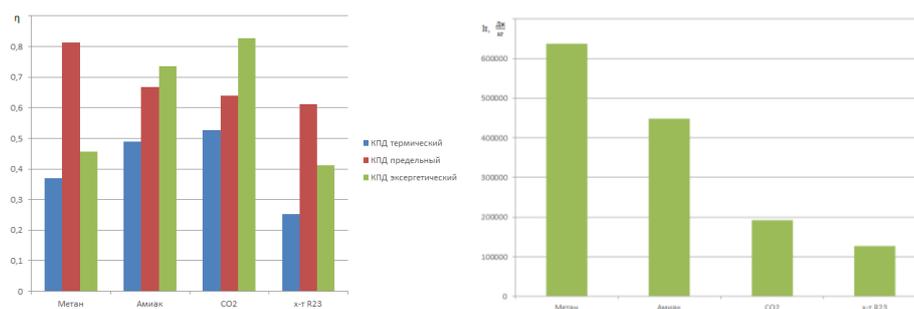


Рис. 5. График зависимости термического, предельного, эксергетического КПД и удельной работы цикла от рабочего тела

Цикл Ренкина позволяет реализовывать процесс с высокой эффективностью при больших степенях повышения давления. Термический КПД растет в зависимости от роста температуры верхнего источника теплоты и степени повышения давления, следовательно вторичное тепло и тепло сжиженного природного газа можно использовать с большей эффективностью. Наиболее эффективным рабочим телом является двуокись углерода.

Библиографический список

1. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей / Н. Б. Варгафтик М.: Машиностроение, 1972. 721с.
2. Теплофизические свойства фреонов / В. В. Алтунин, В. З. Геллер, Е. К. Петров М.: Издательство стандартов, 1980. 231с. Сжиженный природный газ вчера, сегодня, завтра / И. В. Бармин, И. Д. Кунис М.: МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2009. 256 с.

УДК 621.314

АНАЛИТИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ТЕПЛОВЫХ ПАРАМЕТРОВ КОНСТРУКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ЭНЕРГОУСТАНОВОК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Толстопятов М. И., Зуев А. А.

Сибирский государственный аэрокосмический университет
имени академика М. Ф. Решетникова, г. Красноярск

Существующие на сегодняшний день логарифмические и степенные профили аппроксимации эпюры скорости в пристенном пограничном слое имеют существенные недостатки: не могут описывать распределение скорости в непосредственной близости от стенки, так как существует вязкий подслой.

Рассмотрим локальную теплоотдачу для закона распределения профиля скорости:

$$\bar{u} = 1 - (1 - \bar{y})^m, \quad (1)$$

где u - окружная скорость, y - координата, m - показатель степени.

Сделав допущения, что диссипацией энергии пренебрегаем, тогда интегральное соотношение уравнения энергии прямолинейного равномерного потока примет вид

$$\frac{\partial}{\partial \varphi} (\delta_{i\varphi}) = \frac{\lambda m^2}{\rho C_p U (m+1)(2m+1)} \cdot \frac{1}{\delta_{i\varphi}}, \quad (2)$$

где $\delta_{i\varphi}$ - толщина вытеснения температурного слоя, $\partial\varphi$ - угол поворота радиус-вектор, λ - коэффициент теплопроводности, ρ - плотность, C_p - теплоёмкость, U - окружная скорость. Разделив, переменные и проинтегрировав от нуля до текущего значения переменных:

$$\int_0^{\delta_{i\varphi}} \delta_{i\varphi} d\delta_{i\varphi} = \frac{\lambda m^2}{\rho C_p U (m+1)(2m+1)} \int_0^{\varphi} d\varphi, \\ \delta_{i\varphi} = \sqrt{\frac{2m^2 \lambda \varphi}{\rho C_p U (m+1)(2m+1)}}, \quad (3)$$

где: φ - продольная координата (аналог x для плоского случая) [1].

С учетом закона теплоотдачи:

$$St = \frac{\lambda}{\rho C_p U} \frac{m^2}{(m+1)(2m+1)} \sqrt{\frac{\rho C_p U (m+1)(2m+1)}{2m^2 \lambda \varphi}},$$

где St - критерий Стантона

$$St = \sqrt{\frac{\lambda m^2}{2\rho C_p U (m+1)(2m+1)\varphi}}, \quad (4)$$

Учтем, что $Pr = \frac{\mu C_p}{\lambda}$; $Re = \frac{\rho U \varphi}{\mu}$ и преобразуем (4):

$$St = \sqrt{\frac{m^2}{2(m+1)(2m+1)} \frac{\lambda}{\mu C_p} \frac{\mu}{\rho U \varphi}} = \sqrt{\frac{m^2}{2(m+1)(2m+1) Pr Re_U}}, \quad (5)$$

Для газов Pr, Re - числа Прандтля и Рейнольдса, а локальный коэффициент теплоотдачи определяется выражением:

$$\alpha = \rho C_p U \cdot St, \quad (6)$$

где ρ - плотность, C_p - теплоёмкость, U - скорость. Для вращательного течения без учета диссипации [2]:

$$JE \frac{\partial}{\partial R} (\delta_{i\varphi}) + \frac{JE}{R} \delta_{i\varphi} - \frac{\lambda m^2}{\rho C_p U (m+1)(2m+1)} \frac{1}{\delta_{i\varphi}} = 0, \quad (7)$$

где J , E , R – существенно положительные величины [2]:

$$\text{Для закона «твердого тела» } \frac{U}{R} = \omega = const,$$

$$\frac{\partial}{\partial R} (\delta_{i\varphi}) + \frac{\delta_{i\varphi}}{R} - \frac{\lambda m^2}{JE \rho C_p \omega (m+1)(2m+1)} \frac{1}{R \delta_{i\varphi}} = 0, \quad (8)$$

введя промежуточные обозначения $\delta_{i\varphi} = y$;

$$A = \frac{\lambda m^2}{JE \rho C_p \omega (m+1)(2m+1)}$$

и определим (8) как линейное первого порядка и решив уравнение относительно толщины пограничного слоя окончательно получаем:

$$y = u \vartheta = \delta_{i\varphi} = \sqrt{\frac{\lambda m^2}{JE \rho C_p \omega (m+1)(2m+1)}}, \quad (9)$$

С учетом закона теплообмена критерий Стантона для вращения по закону «твердого тела» имеет вид

$$St = \sqrt{\frac{m^2 JE}{(m+1)(2m+1)} \left(\frac{\lambda}{\mu C_p} \right) \left(\frac{\mu}{\rho \omega R^2} \right)} = \sqrt{\frac{m^2 JE}{(m+1)(2m+1) Pr Re_\omega}}, \quad (10)$$

Аналогично используем (7), учитывая, что закон «свободного вихря» [3] $UR = C = const$ записываем

$$\frac{d\delta_{i\varphi}}{dR} + \frac{\delta_{i\varphi}}{R} - \frac{\lambda m^2}{JE \rho C_p C (m+1)(2m+1)} \frac{R}{\delta_{i\varphi}} = 0, \quad (11)$$

Уравнение линейное первого порядка, решение ведется относительно толщины пограничного слоя, окончательно получаем:

$$\delta_{i\varphi} = R \sqrt{\frac{\lambda m^2}{2JE \rho C_p C (m+1)(2m+1)}}, \quad (12)$$

Критерий Стантона для вращения жидкости по закону «свободного вихря» и профиля (1):

$$St = \sqrt{\frac{2m^2 JE}{(m+1)(2m+1)} \left(\frac{\lambda}{\mu C_p} \right) \left(\frac{\mu}{\rho UR} \right)} = \sqrt{\frac{2m^2 JE}{(m+1)(2m+1) Pr Re_\omega}}. \quad (13)$$

При $Pr \approx 1$ для газов:

$$St = \sqrt{\frac{2m^2 JE}{(m+1)(2m+1) Re_\omega}}, \quad (14)$$

В результате получены выражения для определения локальных коэффициентов теплоотдачи в виде критериальных уравнений для прямолинейного равномерного течения, вращательного течения по закону «свободного вихря» и «твердого тела», необходимые для расчета конструктивных элементов энергетических установок летательных аппаратов.

Библиографический список

1. Толстопятов, М. И. Прямолинейное равномерное течение газов с теплоотдачей в энергетических установках летательных аппаратов / М. И. Толстопятов [и др.] // Вестник СибГАУ 5(45). – 2012. – С. 134-138.
2. Зуев, А. А. Течение с теплоотдачей в полостях вращения энергетических установок космических и летательных аппаратов / Зуев А. А. [и др.] // Вестник СибГАУ № 7(40). 2011. с. 63-68.
3. Зуев, А. А. Теплоотдача вращательных течений в турбомашинах на основе двухслойной модели турбулентного пограничного слоя / А. А. Зуев [и др.] // Вестник СибГАУ. 2012. № 5(45). С. 127-129.

УДК 62-144.4

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК МАЛОРАЗМЕРНОГО АВИАЦИОННОГО ДВС

Урлапкин В. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Объектом испытаний является авиационный поршневой модельный двигатель параметрами, представленными в таблице 1.

Таблица 1. Параметры ДВС

Тип двигателя	Бензиновый одноцилиндровый, двухтактный
Диаметр цилиндраD	30,5 мм
Ход поршняS	27,9 мм
Рабочий объем V_h	20 см ³
Диапазон частот вращения	1800 – 10000 об/мин
Топливо	Бензин, октановое число 87-91
Тип масла и состав	2-тактное масло, в соотношении 20:1 бензин/масло
Система зажигания	Электронное 4.8 – 8.4В
Система охлаждения	Воздушная
Вес (без глушителя и системы зажигания)	708 грамм
Полный вес двигателя	958 грамм

Для проведения эксперимента изготовлен стенд (рис. 1), позволяющий снимать характеристику по составу смеси, внешнюю скоростную и дроссельную характеристики.



Рис.1. Стенд для испытания ДВС

Двигатель для испытаний на стенде устанавливается на подmotorной раме, которая закреплена на подвижных опорах, позволяющих перемещаться ей в двух степенях свободы - вращаться по оси коленчатого вала и в горизонтальной плоскости перпендикулярно оси двигателя. Так же на стенд устанавливаются два динамометра, которые ограничивают вышеуказанные степени свободы и во время испытаний позволяют измерить значения крутящего момента и тяги винта. Для определения частоты вращения может быть использован оптический тахометр, световой луч которого направляется на специальный светоотражающий элемент, наклеенный на

одну лопасть винта двигателя. Для определения массового расхода топлива используются лабораторные весы.

Воздушные винты (рис. 2) служат в качестве нагрузки двигателя при его испытании. С их помощью измеряют максимальные крутящие моменты, развиваемые двигателем при различной скорости вращения. Для этого двигатель испытывают с различными винтами.



Рис. 2. Серия винтов авиамодельного двухтактного двигателя

Рекомендуется испытание двигателя начинать с винтом, развивающим наименьшее число оборотов. Воздушные винты имеют следующие параметры:

винт №1 (16х6), диаметр $D = 406,4$ мм, шаг $H = 152,4$ мм;

винт № 2 (15х6), диаметр $D = 381$ мм, шаг $H = 152,4$ мм;

винт № 3 (14х6), диаметр $D = 355,6$ мм, шаг $H = 152,4$ мм;

винт № 4 (13х6), диаметр $D = 330,2$ мм, шаг $H = 152,4$ мм;

винт № 5 (11х6), диаметр $D = 279,4$ мм, шаг $H = 152,4$ мм.

После проведения серии испытаний построены зависимости характеристик двигателя, позволяющие оценить эффективность работы на различных частотах вращения и при использовании различных винтов.

УДК 621

ВЛИЯНИЕ РАЗМЕРНОСТИ ГТД НА ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И ИХ КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ

Филинов Е. П.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В настоящее время сфера применения малоразмерных газотурбинных двигателей непрерывно расширяется. Они применяются в качестве: приводов электрогенераторов, элементов автономных энергетических установок, элементов силовых установок беспилотных летательных аппаратов, например, самолетов-мишеней и крылатых ракет; используются в качестве вспомогательных силовых установок самолетов и во многих других областях.

Создание двигателей летательных аппаратов является длительным и крайне сложным процессом, который растягивается порой на восемь-десять лет. Один из начальных этапов создания двигателя - выбор параметров рабочего процесса и рациональных конструктивных схем турбокомпрессора в многокритериальной постановке задачи.

Актуальность данного исследования заключается в определении количественного влияния размеров двигателя на оптимальные параметры рабочего процесса и конструктивные схемы авиационных газотурбинных двигателей и выработка рекомендаций для сокращения времени на формирование первоначального облика ТРД.

В работе на основе численного моделирования проведена оптимизация параметров рабочего процесса линейки ТРД в широком диапазоне тяг от 0,1 кН до 100 кН в системе беспилотного летательного аппарата и определение области влияния малоразмерности.

На основе полученных результатов оптимизации определялись наиболее рациональные параметры и конструктивные схемы ТРД для различных диапазонов тяг, а также при каком значении тяги размер двигателя начинает оказывать значительное влияние на параметры его рабочего процесса.

В ходе расчетов и построении локально-оптимальных областей с учетом функциональных ограничений были выбраны рациональные конструктивные схемы ТРД для следующих диапазонов тяг:

- от 0,1 до 0,7 кН – центробежный компрессор и центростремительная турбина.
- от 0,7 до 1,3 кН – центробежный компрессор и осевая турбина.
- от 1,3 до 7 кН – осецентрированный компрессор и осевая турбина.
- от 7 до 100 кН – осевой компрессор и осевая турбина.

Установлено, что с уменьшением размерности двигателя оптимальные значения параметров рабочего процесса ТРД снижаются, особенно заметно это по степени повышения давления $\pi_{к\sigma}^*$, а сами значения $\pi_{к\sigma opt}^*$ уменьшаются в 6 раз при уменьшении тяги двигателя от 100 кН до 0,1 кН. При этом оптимальные значения температуры газа перед турбиной $T_{r opt}^*$ уменьшаются незначительно, на 10–15%. При уменьшении тяги с 50 кН до 25 кН оптимальное значение $\pi_{к\sigma}^*$ снижается на 5%, а при уменьшении тяги с 25 кН до 10 кН $\pi_{к\sigma}^*$ снижается на 15%. Отсюда можно сделать вывод, что влияние размерности на оптимальные параметры рабочего процесса становится особенно сильным при уменьшении тяги двигателя ниже значения 25 кН.

Перечисленные выше результаты могут быть использованы для концептуального проектирования ТРД и позволят сократить время на выбор наиболее рациональной конструктивной схемы и параметров рабочего процесса.

Продолжение работы заключается в проведении подобного исследования для двухконтурных турбореактивных двигателей с учетом динамического моделирования полетного цикла для разных типов летательных аппаратов.

УДК 658.5:621.45:629.7

ОСОБЕННОСТИ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ ОСНОВНЫХ УЗЛОВ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ПОМОЩЬЮ QFD МЕТОДОЛОГИИ

Хрёкова В. Н., Дмитриев А. Я.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Техническое развитие авиационных двигателей в значительной степени предопределяет завоевание авиацией качественно новых показателей и областей применения. В то же время уже в сложившихся классах авиационных систем логика развития летательных аппаратов, изменение объективных требований к ним оказывают значительное влияние на двигатели, определяя направления их совершенствования [1].

Выбор параметров газотурбинного двигателя, а именно выбор основных параметров связан с удовлетворением требований заказчика или конечного потребителя. Для двигателя непосредственным потребителем является летательный аппарат. Поэтому применение методик на начальном этапе производства двигателя поможет улучшить характеристики самого двигателя.

Эффективной методологией при решении задачи выбора основных параметров малоразмерных газотурбинных двигателей является методология QFD. В данной работе рассмотрен малоразмерный турбореактивный двигатель ТТ100, который является подвидом малоразмерных газотурбинных двигателей [2].

Цель QFD – обеспечение такого качества создаваемой продукции на каждом этапе жизненного цикла, которое бы гарантировало получение конечного результата, соответствующего требованиям и ожиданиям потребителя [3].

В данной работе были построены QFD первого и второго уровней, а также дополнительный уровень для выявления основных узлов двигателя.

После настройки «Домов качества», QFD первого и второго уровней, были сделаны выводы об особенностях выбора параметров двигателя, также даны направления совершенствования малоразмерных газотурбинных двигателей. Для более глубоко анализа следует в дальнейшем: провести более тщательный анализ с многофункциональной командой и применить все 4 фазы QFD методологии, а также провести моделирование с расчетом коэффициентов влияния камеры сгорания [4].

Библиографический список

1. Дмитриев А. Я. Робастное проектирование и технологическая подготовка производства изделий авиационной техники: учеб. пособие / А. Я. Дмитриев, Т. А. Митрошкина, Ю. А. Вашуков. Самара: Изд-во СГАУ, 2016. 76 с
2. Katolický Z. Turbo-jet engine TJ100 BASIC INFORMATION / Zdeněk Katolický – První brněnská strojírna Velká Bíteš, a.s., 2008, 12 с
3. Вашуков, Ю.А. QFD: Разработка продукции и технологических процессов на основе требований и ожиданий потребителей [Текст]: методические указания / Ю. А. Вашуков, А. Я. Дмитриев, Т. А. Митрошкина. – Самара.: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2012. – 32 с.
4. Кузьмичев В. С., Ткаченко А. Ю., Остапюк Я. А. Особенности компьютерного моделирования рабочего процесса малоразмерных газотурбинных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 4. С. 91-101. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-91-101

УДК 621.787

ИССЛЕДОВАНИЕ ШЕРОХОВАТОСТИ ПОВЕРХНОСТИ ОБРАЗЦОВ ИЗ СТАЛИ 30ХГСН2А-ВД ПОСЛЕ ПРОЦЕССА ВЫГЛАЖИВАНИЯ

Чепурина А. Е., Швецов А. Н.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В данной работе представлены результаты исследования шероховатости поверхности после процесса алмазного выглаживания образцов из стали 30ХГСН2А-ВД. В качестве образцов служили участки длиной 300 мм, вырезанные из поршня стойки самолёта Ил-76. В качестве выглаживающего инструмента использовался индентор из синтетического алмаза марки АСБ-1.

Процесс алмазного выглаживания является одним из самых простых и эффективных методов отделочно-упрочняющей обработки, получившей достаточно широкое распространение благодаря тому, что позволяет обеспечить достаточно высокие и стабильные показатели качества (шероховатость, остаточные напряжения и глубина наклёпа) в отличие от других методов поверхностно-пластического деформирования.

Для осуществления процесса алмазного выглаживания вся поверхность образцов делилась на участки равной длины, 20 мм (рис. 1). Выглаживание осуществлялось как по предварительно обработанной поверхности суперфинишем, шероховатость при этом составляла $Ra = 0,4$ мкм [1], так и после наружного точения для исследования влияния исходной шероховатости.

Измерение шероховатости поверхности осуществлялось на автоматизированном профилографе-профилометре модели БВ-7669 (рис. 2).



Рис. 1. Подготовка образца к процессу выглаживания



Рис. 2. Профилограф-профилометр БВ-7669

Из рис. 3 видно, что минимальная шероховатость поверхности достигается при усилии выглаживания равном 250 Н. Также снижению шероховатости способствуют увеличение радиуса сферы выглаживающего инструмента (рис. 4), уменьшение величины продольной подачи (рис. 5), снижение скорости выглаживания приводит к незначительному снижению шероховатости поверхности (рис. 6). Влияние исходной шероховатости на шероховатость выглаженной поверхности, оказывает прямое воздействие (рис. 7).

На основании результатов однофакторных экспериментов были получены частные и общие эмпирические зависимости, связывающие шероховатость поверхности с силой выглаживания, с радиусом сферы выглаживающего инструмента, с величиной продольной подачи и со скоростью выглаживания.

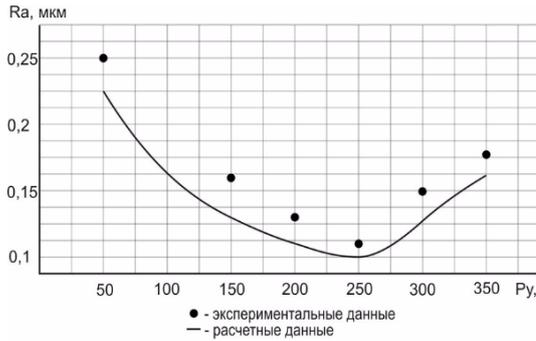


Рис. 3. Зависимость шероховатости поверхности от силы выглаживания

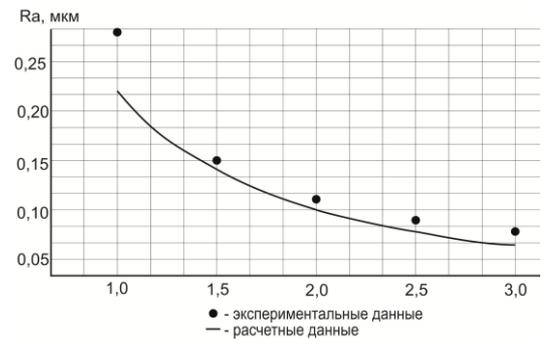


Рис. 4. Зависимость шероховатости от радиуса сферы выглаживающего инструмента

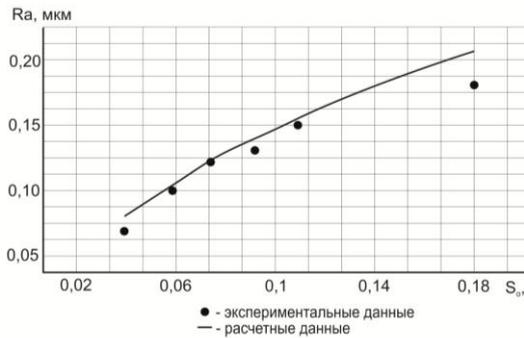


Рис. 5. Зависимость шероховатости поверхности от величины продольной подачи

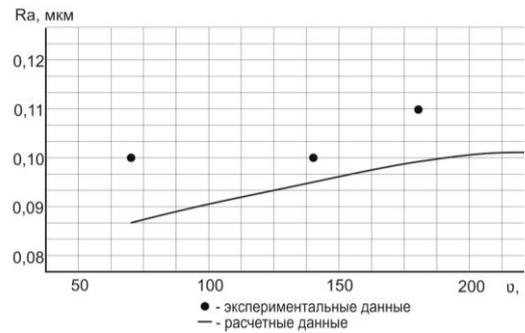


Рис. 6. Зависимость шероховатости поверхности от скорости выглаживания

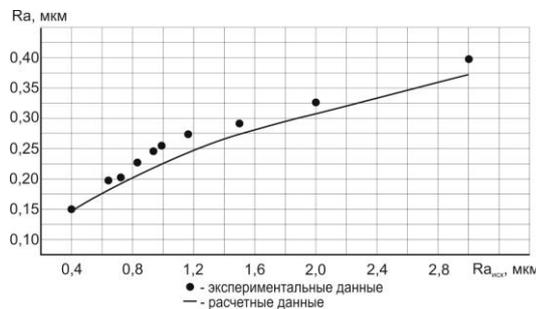


Рис. 7. Зависимость шероховатости от исходного значения шероховатости поверхности

Эти эмпирические зависимости имеют следующий вид:

- при от 50 до 250 Н

$$Ra = 9,84 \cdot P_y^{-0,49} \cdot R_{sf}^{-1,15} \cdot Ra_{исх}^{0,457} \cdot S_0^{0,6} \cdot v^{0,14};$$

- при от свыше 250 до 350 Н

$$Ra = 18,6 \cdot 10^{-5} \cdot P_y^{1,47} \cdot R_{sf}^{-1,15} \cdot Ra_{исх}^{0,457} \cdot S_0^{0,6} \cdot v^{0,14}.$$

Путём выбора рациональных параметров процесса выглаживания можно обеспечить минимальное значение шероховатости поверхности.

Библиографический список

1. Швецов А. Н. Исследование микрогеометрии поверхности образцов из стали 30ХГСН2А-ВД после процесса алмазного выглаживания / А. Н. Швецов, Д. Л. Скуратов // СТИН. 2016. №12. С. 18-20

УДК 621.454.2

МОДЕЛИРОВАНИЕ ГОРЕНИЯ ТОПЛИВА «МЕТАН-КИСЛОРОД» В РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ

Чубенко Т. А., Максимов А. Д., Зубанов В. М.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

На данный момент метан является перспективным горючим, промышленность по его добыче обладает широкой сырьевой базой, природный газ на 80% состоит из метана, остальные составляющие - схожие по составу газы. Также метан был обнаружен в атмосфере планет-гигантов и Марса, что позволяет использовать многоразовые ракетные двигатели, горючим в которых выступает метан. Преимуществами метана являются его малая токсичность, низкие температура кипения и суточные потери по массе, хорошие охлаждающие свойства. Метан взаимодействует с конструкционными материалами не вызывая коррозии, полученный на его основе генераторный газ не содержит конденсированную фазу. Разработками двигателей, с использованием метана в качестве горючего, занимаются такие предприятия как НПО «Энергомаш», АО КБХА и другие. В то же время, доводка таких двигателей является очень ресурсоемкой задачей.

Для уменьшения ресурсоемкости доводки в современное время большое внимание уделяется моделированию рабочих процессов с помощью вычислительной гидрогазодинамики (CFD), что позволяет избежать заведомо плохие варианты [1]. В упомянутой работе использовались компоненты «кислород-водород», механизм взаимодействия которых адекватно согласуется с экспериментальными данными. В случае использования компонентов «кислород-метан» механизм взаимодействия компонентов может включать в себя 200-300 реакций и более [2].

Данная работа посвящена исследованию моделей горения метана, содержащихся в библиотеках ПО ANSYS CFX [3], применительно к ракетному двигателю. В качестве предмета исследования был выбран спроектированный двигатель по методике [4] с использованием программы СПК TERRA [5], с которой проводилось сравнение результатов моделирования. Рассмотренные механизмы реакций приведены в таблице 1.

Таблица 1 - Механизмы реакций «метан-кислород» из библиотеки ANSYS CFX

Механизм	Реакции	Примечание
WD1	$\text{CH}_4 + 2\text{CO}_2 \rightarrow \text{CO}_2 + 2\text{H}_2\text{O}$	-
WD2	$\text{CH}_4 + 1.5\text{O}_2 \rightarrow \text{CO} + 2\text{H}_2\text{O}$ $\text{CO} + 0.5\text{O}_2 + \text{M} \rightarrow \text{CO}_2$	две прямых реакции, частица M = H ₂ O
WGS	$\text{CH}_4 + 1.5\text{O}_2 \rightarrow \text{CO} + 2\text{H}_2$ $\text{H}_2 + 0.5\text{O}_2 \rightarrow \text{H}_2\text{O}$ $\text{CO} + 0.5\text{O}_2 + \text{M} \rightarrow \text{CO}_2$ $\text{CO} + \text{H}_2\text{O} = \text{CO}_2 + \text{H}_2$	три прямых реакций, одна обратная реакция, частица M = H ₂ O

Полученные в результате моделирования результаты были сравнены с термодинамическим расчётом по СПК TERRA для среднего значения коэффициента окислителя ядра. Сравнение проводилось по массовым долям компонентов, чья массовая доля по СПК TERRA была более 10%, в критическом сечении и в сечении на срезе сопла. Массовая доля компонентов из результатов СПК TERRA была пересчитана

с учётом только тех компонентов, которые участвовали в рассматриваемом механизме (таблица 2).

Таблица 2. Сравнение результатов моделирования и СПК TERRA по массовым долям компонентов

Механизм		Критическое сечение			Сечение на срезе сопла		
		CO ₂	H ₂ O	CO	CO ₂	H ₂ O	CO
D1	CFD	0.3502	0.5379	-	0.3504	0.5376	-
	Terra, пересчёт	0.3799	0.5845	-	0.4830	0.5170	-
	Отклонение от Terra, %	7.8	8.0	-	28	4.0	-
D2	CFD	0.4481	0.3990	0.1529	0.4487	0.3992	0.1521
	Terra, пересчёт	0.2881	0.4433	0.2416	0.4147	0.4439	0.1414
	Отклонение от Terra, %	55	10	37	8.2	10	7.6
GS	CFD	0.4018	0.4122	0.1744	0.3949	0.4154	0.1784
	Terra, пересчёт	0.2858	0.4398	0.2397	0.4112	0.4402	0.1402
	Отклонение от Terra, %	41	6.3	27	4.0	5.6	27

Из таблицы 2 видно, что все модели горения дают большую погрешность по массовым долям компонентов, массовая доля которых более 10%. Из всех рассмотренных механизмов реакции наиболее предпочтительным является использование механизма реакции WD1, который обеспечивает более точное прогнозирование массовых долей CO₂ и H₂O с точностью до 8% в камере сгорания и критике, хотя завышает массовую долю CO₂ в выходном сечении сопла. Механизмы WD2 и WGS, учитывающие компонент CO, дают завышенное значение массовых долей CO₂ и CO в критическом сечении. В тоже время, механизм WD2 обеспечивает погрешность определения массовых долей основных компонентов сгорания метана и кислорода менее 10%. Использование многоступенчатого механизма реакции WGS, учитывающего в своем механизме компоненты CO и H₂ только увеличило это расхождение.

Библиографический список

1. Zubanov V, Egorychev V and Shabliy L 2015 Design of rocket engine for spacecraft using CFD-modeling *Procedia engineering* 104 pp 29–35 doi: 10.1016/j.proeng.2015.04.093.
2. Неравновесные физико-химические процессы в газовых потоках и новые принципы организации горения / Под ред. А.М. Старика. — М.: ТОРУС ПРЕСС, 2011. — 864 с.: ил.
3. ANSYS CFX-Solver Modeling Guide, 2011, ANSYS Inc.
4. Егорычев, В. С. Термодинамический расчет и проектирование камер ЖРД с СПК TERRA: учеб. пособие. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2013.-108 с.: ил.
5. Трусов, Б. Г. Программная система TERRA для моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах // III Международный симпозиум «Горение и плазмохимия». 24 – 26 августа 2005. Алматы, Казахстан. – Алматы: Казак университети, 2005. – С. 52 – 57.

УДК 621.454.2

МЕТОДИКА РАСЧЁТНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ФОРМЫ СОПЛА ЖРД ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ МАКСИМАЛЬНОЙ ТЯГИ С УЧЁТОМ ПРОЧНОСТНЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ

Шаблий Л. С., Зубанов В. М.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Как известно, повышение тяги, удельного импульса и других эксплуатационных параметров [1] современных ЖРД является актуальной задачей аэрокосмического машиностроения. Появившиеся относительно недавно технологии виртуального компьютерного моделирования, позволяют решать задачи оптимизации методами, основанными на многократном виртуальном моделировании [2]. В данной работе предложена методика оптимизации формы расширяющейся части сопла ЖРД тягой 100 кН, спроектированного для межорбитального транспортного аппарата, с помощью виртуального газодинамического моделирования в ANSYS.

Виртуальная CFD-модель газодинамического течения в сопле была создана в ANSYS Fluent (рис. 1). По ней для заданных условий работы спроектированного сопла (параметры рабочего тела на входе, давления на входе и выходе) определялись тяга, удельный импульс сопла, а также распределение статического давления на внутренней поверхности, которое затем было использовано в качестве граничного условия для анализа на статическую прочность в ANSYS Mechanical. Примечательно, что удалось добиться точности моделирования, приемлемой для многовариантного оптимизационного исследования: рассчитанная тяга базового варианта сопла, построенного по методике [3], составила 99,14 кН, а удельный импульс – 4323 м/с.

Далее, линия расширяющейся части сопла, состоящая из дуги окружности и сплайна, построенного по трём точкам, была параметризована (рис. 2) шестью параметрами со следующими диапазонами изменения (в скобках указано базовое значение и относительные изменения): длина расширяющейся части сопла $L_a=935\dots1155$ ($1100_{-15\%}^{+5\%}$) мм, радиус дуги после критического сечения $R_{c3}=2\dots20$ ($14_{-85\%}^{+40\%}$) мм, угол расширения сопла в критическом сечении $\beta_m=30\dots70^\circ$ ($50_{-40\%}^{+40\%}$), угол расширения в выходном сечении $\beta_a=5\dots19^\circ$ ($15_{-70\%}^{+30\%}$), удаление опорных точек сплайна от его концов для критического (к) и выходного (а) сечений: $spline_k, spline_a=1\dots99\%$ (базовое – 5%). Следует отметить, что в [1] для обозначения углов β используется буква Θ .

Для оптимизации был применён инструментарий ANSYS Design Exploration, а именно: оценка чувствительности параметров (Local Sensitivity), построение поверхности отклика в полиномах 2-го порядка (Response Surface) и непосредственно оптимизационный алгоритм переборки (отсева) вариантов (Screening Optimization).

Предварительная оценка чувствительности параметров показала, что определяющее влияние на тягу и импульс имеют β_a и β_m , $spline_k$ и $spline_a$, в то время как L_a влияет в меньшей степени, а влияние R_{c3} незначительно (рис. 3). В первом случае была проведена оптимизация по критериям максимальной тяги и удельного импульса, и удалось увеличить тягу на 0,6%, а удельный импульс на 0,2%, причём при уменьшенной до 1093 мм длине L_a . Поскольку от длины сопла сильно зависит масса двигателя, было решено дополнить задачу оптимизации критерием минимизации L_a . При этом удалось добиться укорочения сопла на 15% (до 936 мм) при незначительном (на 0,18%) уменьшении тяги. Множество Парето, соответствующее второй задаче, приведено на рис. 5. Изменение формы сопла, соответствующее первой и второй

задаче, приведено на рис. 4. В обеих задачах дополнительным ограничением выступал критерий максимального эквивалентного напряжения, получаемый из прочностной модели.

Таким образом, была создана методика, позволяющая расчётным путём оптимизировать форму расширяющейся части сопла ЖРД для получения максимальной тяги при минимальной длине сопла с учётом прочностных ограничений.

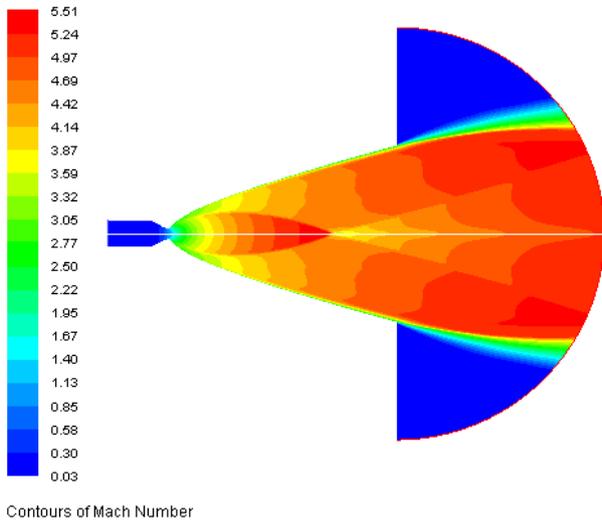


Рис. 1. Поле распределения числа Маха, вычисленное в ANSYS Fluent

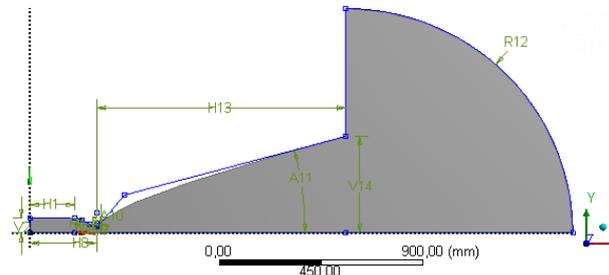


Рис. 2. Параметризованная модель сопла

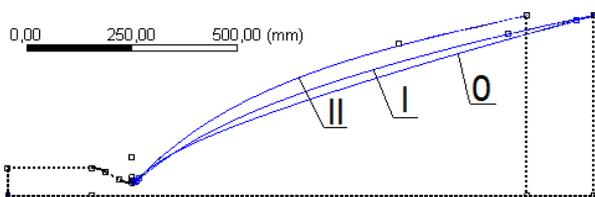


Рис. 4. Изменение формы сопла по сравнению с базовым вариантом («0»)

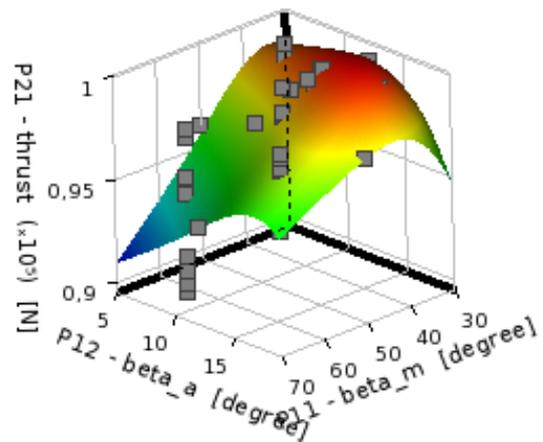
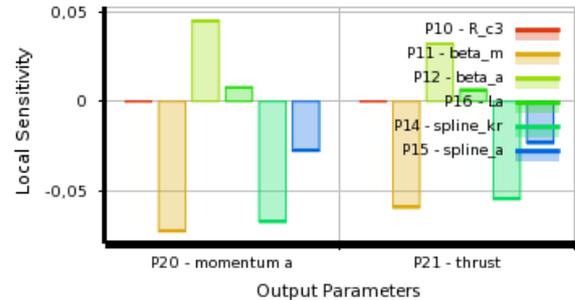


Рис. 3. Диаграмма чувствительности параметров (вверху) и поверхность отклика при оценке влияния β_a и β_m на тягу (внизу)

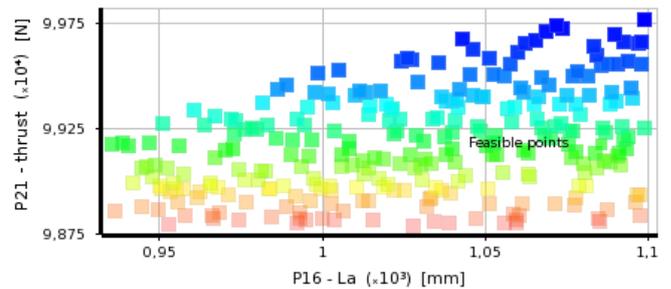


Рис. 5. Множество Парето «длина L_a – тяга»

Библиографический список

1. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели: Основы проектирования: учебник для вузов. – М.: Машиностроение, 1968. – 396 с.
2. Шаблий Л. С., Колмакова Д. А., Кривцов А. В. Параметрическое моделирование лопаточных машин при оптимизации. Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – Том 15, №6(4). – 2013. – С.1013-1018.
3. Егорычев, В.С., Кондрусев, В. С. Термодинамический расчет и проектирование камер ЖРД: учебное пособие [Текст]/ В. С. Егорычев, В. С. Кондрусев. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. – 108 с.

УДК 621.454.2

ПОДХОДЫ К ЗАДАЧЕ ОПТИМИЗАЦИИ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЕГО ВИРТУАЛЬНЫХ МОДЕЛЕЙ

Шаблий Л. С.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Как известно, повышение тяги, удельного импульса и других эксплуатационных параметров [1] современных ЖРД является актуальной задачей аэрокосмического машиностроения. При этом стоимость экспериментальной доводки ЖРД подчас оказывается существенно выше, чем расчётные оптимизационные исследования, которые позволяют создать ЖРД с наилучшими параметрами ещё на этапе проектирования, что сокращает время создания и конечную стоимость изделия.

Традиционным подходом к решению любой задачи оптимизации является общематематический подход, когда оптимизируемая величина (например, тяга ЖРД или удельный импульс), выражается как функция варьируемых проектных параметров (геометрических размеров элементов ЖРД, газодинамических параметров потока в камере, прочностных параметров, конструктивных ограничений и т.д.) в явном или неявном виде. Затем, с помощью инструментов математического анализа отыскиваются экстремумы этой функции и соответствующие им значения оптимизируемых параметров [2]. К сожалению, трудоёмкость создания адекватной оптимизируемой функции (верифицированной математической модели) превышает экспериментальную доводку ЖРД. Ведь чтобы корректно отразить в функциональном виде влияние какого-то конструктивного фактора, например, на величину тяги, необходимо провести и математически обобщить соответствующее экспериментальное исследование.

Сравнительно недавно появились технологии виртуального компьютерного моделирования, позволяющие решать задачи оптимизации методами, основанными на многократном виртуальном моделировании [3, 4]. Главное отличие этого подхода состоит в том, что функциональная зависимость N оптимизируемых параметров, оптимизируемая по K критериям, строится в $(N+K)$ -мерном пространстве (рис. 1) исключительно по данным о значениях критериев, полученных из виртуальных моделей, построенных для соответствующих сочетаний параметров в интересующей области, совершенно без анализа физического влияния параметров на критерии. Последнее является очень важным преимуществом этого подхода, поскольку позволяет рассматривать виртуальную модель как «чёрный ящик», не анализируя причины влияния тех или иных параметров на критерии. При этом оценка взаимного влияния множества параметров на рассматриваемые критерии производится алгоритмом оптимизации автоматически. Современные алгоритмы, такие как ANSYS Design eXplorer и Sigma Technology IOSO позволяют проводить одновременную оптимизацию по нескольким критериям, зависящим от нескольких сотен параметров [5].

На рис. 2 приведена схема процесса построения аппроксимирующей оптимизационной поверхности с использованием в качестве виртуальной модели CFD-модели течения в камере ЖРД. Аналогично могут быть применены как модели более низкого уровня (например, математические функции традиционного подхода), так более высокого, вплоть до полной трёхмерной модели виртуального ЖРД, включающей не только CFD-моделирование течений во всех трактах двигателя с учётом фазовых переходов и химических превращений, но и FEM-оценку прочностного состояния конструкции. Также могут использоваться и комбинированные, многоуровневые модели, когда, например, моделирование течения топлива по

трубопроводам ведётся в одномерной постановке, качество его распыла форсунками оценивается по нуль-мерным критериальным зависимостям, а моделирование процесса горения в камере выполняется в трёхмерной нестационарной постановке. Естественно, поскольку значения, полученные из «чёрного ящика» покрывают исследуемую область сеткой конечной густоты, такой подход к оптимизации содержит методологическую ошибку: аппроксимирующая поверхность в общем случае не может гарантировать отыскание глобального экстремума при резких изменениях критерия (рис. 3). Однако, как показывает практика, существующие технологии программ-оптимизаторов позволяют свести вероятность ошибки [6].

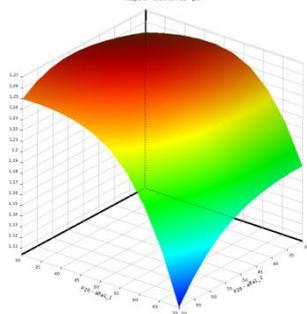


Рис. 1. Пример визуализации в трёхмерном пространстве двух-параметрической зависимости, оптимизируемой по одному критерию



Рис. 3. Ошибка оценки глобального максимума оптимизируемого критерия при недостаточной дискретизации области аппроксимации

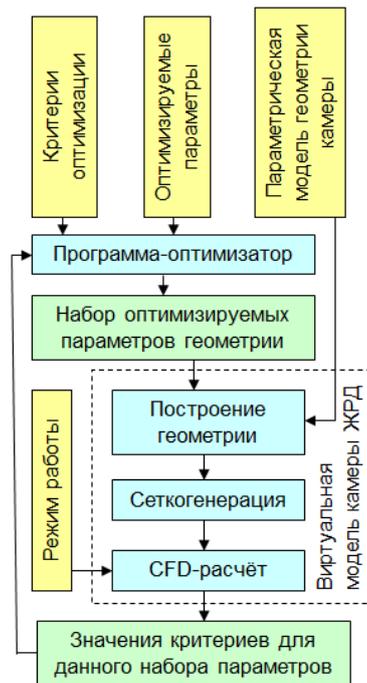


Рис. 2. Схема оптимизации через многократное виртуальное моделирование (на примере CFD-моделирования камеры ЖРД)

Библиографический список

1. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели: Основы проектирования: учебник для вузов. – М.: Машиностроение, 1968. – 396 с.
2. Егорычев, В. С., Кондрусев, В. С. Термодинамический расчет и проектирование камер ЖРД: учебное пособие [Текст]/ В. С. Егорычев, В. С. Кондрусев. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. – 108 с.
3. Kuzmenko M. L., Shmotin Yu. N., Egorov I. N., Fedechkin K. S. Optimization of the gas turbine engine parts using methods of numerical simulation. Proceedings of the ASME Turbo Expo, 2007, Vol. 6, pt. A, pp. 425-431. DOI:10.1115/GT2007-28205.
4. Шаблий Л. С., Колмакова Д. А., Кривцов А. В. Параметрическое моделирование лопаточных машин при оптимизации. Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – Том 15, №6(4). – 2013. – С.1013-1018.
5. Egorov I. N., Kretinin G. V., Leshchenko I. A., Kuptzov S. V. Multi-objective approach for robust design optimization problems. Inverse Problems in Science and Engineering, 2007, 15 (1), pp. 47–59. DOI:10.1080/17415970600573916.
6. Shabliy L. S. and Cherniaev A. V. Optimization of Compressor Blade Geometry for Efficiency and Pressure Ratio Under Strength Constraint. ASME 2014 Gas Turbine India Conference GTINDIA2014-8132, 2014, DOI: 10.1115/GTINDIA2014-8132.

УДК 620.178.6

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РЕЖИМОВ АЛМАЗНОГО ВЫГЛАЖИВАНИЯ НА ПАРАМЕТРЫ СОСТОЯНИЯ ПОВЕРХНОСТНОГО СЛОЯ

ДЕТАЛЕЙ ИЗ СТАЛИ 30ХГСН2А-ВД

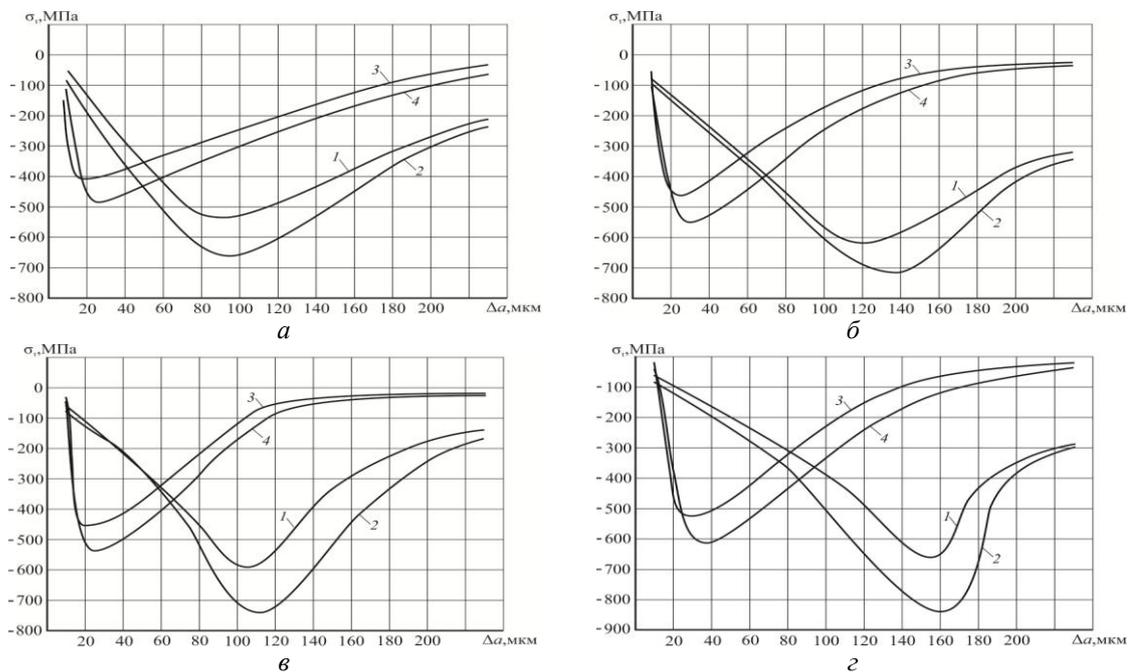
Швецов А. Н., Скуратов Д. Л.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Целью данной работы являлось исследование влияния режимов процесса алмазного выглаживания на параметры, характеризующие состояние поверхностного слоя. К которым относятся величина и глубина залегания сжимающих остаточных напряжений, и величина микротвёрдости и глубина деформационного упрочнения.

В качестве образцов, для исследований, служили кольца из стали 30ХГСН2А-ВД вырезанные из поршня стойки шасси самолета Ил-76. Выглаживание осуществлялось на образцах длиной 300 мм поделённых на участки равной длины 15...20 мм. После чего осуществлялась их расточка и нарезка на кольца. В качестве выглаживающего инструмента использовался индентор из синтетического алмаза марки АСБ-1.

Исследование остаточных напряжений осуществлялось, на установке АСБ-1 разработанной профессором Букатым С.А. В ходе экспериментального исследования были получены графики зависимостей величины окружных сжимающих остаточных напряжений $\sigma_r^* = (\sigma_r - \mu\sigma_0)$ от глубины их залегания a (рис. 1) при различных режимах алмазного выглаживания.

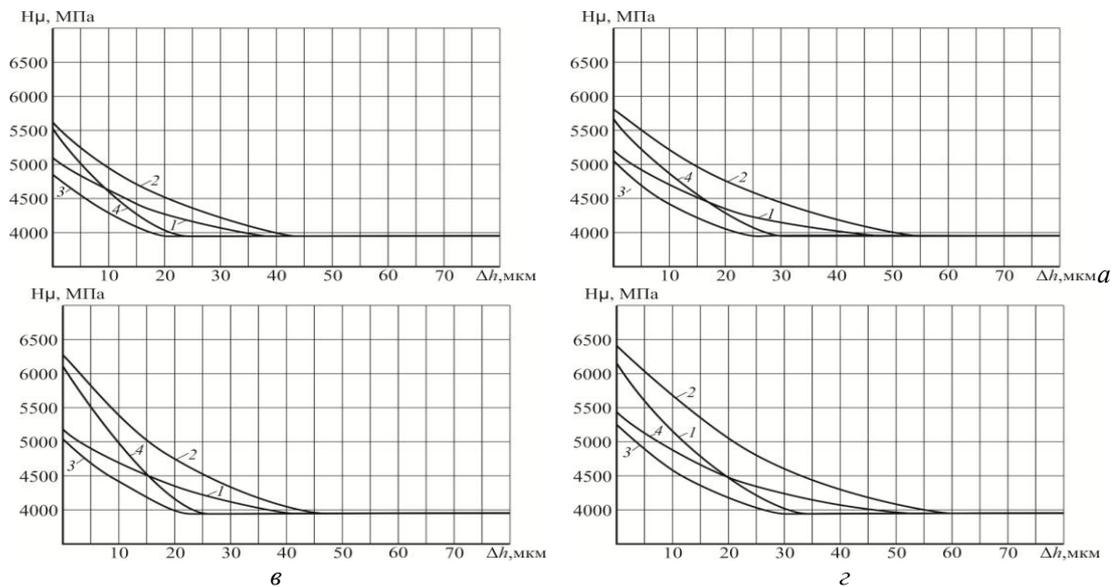


1 – $P_y = 250$ Н, $R_{cf} = 2,5$ мм; 2 – $P_y = 250$ Н, $R_{cf} = 1,5$ мм; 3 – $P_y = 50$ Н, $R_{cf} = 2,5$ мм; 4 – $P_y = 50$ Н, $R_{cf} = 1,5$ мм

Рисунок – 1. Эпюры окружных остаточных напряжений при выглаживании на скоростях $v = 127$ м/мин (а, б) и $v = 40$ м/мин (в, г) величинами продольной подачи $S_0 = 0,091$ мм/об (а, в) и $S_0 = 0,037$ мм/об (б, г)

Исследование распределения микротвёрдости в поверхностном слое образцов, осуществлялось по методу косых срезов на приборе ПМТ-3. В ходе

экспериментального исследования образцов были получены графики зависимостей величины микротвердости H_μ от глубины их залегания h (рис. 2) при различных режимах алмазного выглаживания.



1 – $P_y = 250$ Н, $R_{сф} = 2,5$ мм; 2 – $P_y = 250$ Н, $R_{сф} = 1,5$ мм; 3 – $P_y = 50$ Н, $R_{сф} = 2,5$ мм; 4 – $P_y = 50$ Н, $R_{сф} = 1,5$ мм

Рис. 2. Распределение микротвёрдости по глубине поверхностного слоя при выглаживании на скоростях $v = 127$ м/мин (а, б) и $v = 40$ м/мин (в, г) величинами продольной подачи $S_0 = 0,091$ мм/об (а, в) и $S_0 = 0,037$ мм/об (б, г)

На основании проведенных экспериментальных исследований были получены эмпирические зависимости связывающие параметры процесса алмазного выглаживания с величиной и глубиной залегания окружных сжимающих напряжений

$$\sigma_{\tau_{\max}}^* = 318 \cdot P_y^{0,183} R_{сф}^{-0,377} S_0^{-0,145} v^{-0,087},$$

$$a = 0,46 \cdot P_y^{0,964} R_{сф}^{-0,225} S_0^{-0,4} v^{-0,144},$$

а также с величиной микротвёрдости и глубиной деформационного упрочнения

$$H_\mu = 7174 \cdot P_y^{0,017} R_{сф}^{-0,28} S_0^{-0,037} v^{-0,059},$$

$$h = 4,76 \cdot P_y^{0,358} R_{сф}^{-0,25} S_0^{-0,2779} v^{-0,076}.$$

Результаты показали, что для данной стали в связи с её большей твёрдостью характерны меньшая глубина залегания и большая величина сжимающих остаточных напряжений, в отличие от результатов полученных для стали 15X12H2MBФAB-Ш [1].

Библиографический список

1. Shvetcov A. N. and D. L. Skuratov, 2017. Evolution of the Residual Stresses Formation from FeC0.15Cr12Ni2 Steel in the Part Surface During the Diamond Smoothing. Procedia Engineering Vol. 176, pp. 355–362.

УДК 621

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ CFM56-2

Шишков В. А., Филинов Е. П.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Разработка нового двигателя требует большого количества ресурсов и времени, при этом, делать множество модификаций одного и того же двигателя выходит намного эффективнее с экономической точки зрения. В современном мире число модификаций может превышать 10 и более, например: PW4000, V2500 и т. д. С помощью относительно простой модификации конкретных узлов двигателя (компрессор, турбина, вентилятор, камера сгорания) можно существенно улучшить исходные параметры рабочего процесса существующего двигателя, что очень удобно при необходимости оснащения самолета новой модификацией: саблевидные лопатки для вентилятора, что повышает их КПД, увеличенное количество ступеней компрессора для увеличения степени повышения давления, новый материал для камеры сгорания с целью повышения T_r^* , теплозащитные покрытия пера лопаток турбин для снижения их рабочей температуры. Все эти модификации повышают эффективность двигателя и затраты на разработку нового двигателя значительно сокращаются.

В данной работе мы рассмотрим двигатель CFM56-2, у которого в серии было свыше пяти крупных модификаций, каждая из которых ставилась на разные самолеты. Целью данного исследования является улучшения характеристик двигателя, путем повышения суммарной степени повышения давления в компрессоре и температуры газа в камере сгорания, выяснение возможных пределов эксплуатационных параметров с целью уменьшения удельного расхода топлива и повышения экономичности.

В ходе исследования была проведена оптимизация параметров рабочего процесса по критерию удельного расхода топлива $S_{уд}$, для этого оптимизировались следующие параметры: температуры газа в камере сгорания T_r^* и суммарной степени повышения давления в компрессоре π_Σ^* , при изначальных: $T_r^* = 1536 \text{ K}$, $\pi_\Sigma^* = 19,8$, $S_{уд} = 75,28 \frac{\text{кг}}{\text{кН}\cdot\text{ч}}$. Был выбран интервал изменения этих параметров: $T_r^* = 1536 \dots 1800 \text{ K}$ и $\pi_\Sigma^* = 19,8 \dots 59$ (результаты оптимизации представлены на рисунке 1).

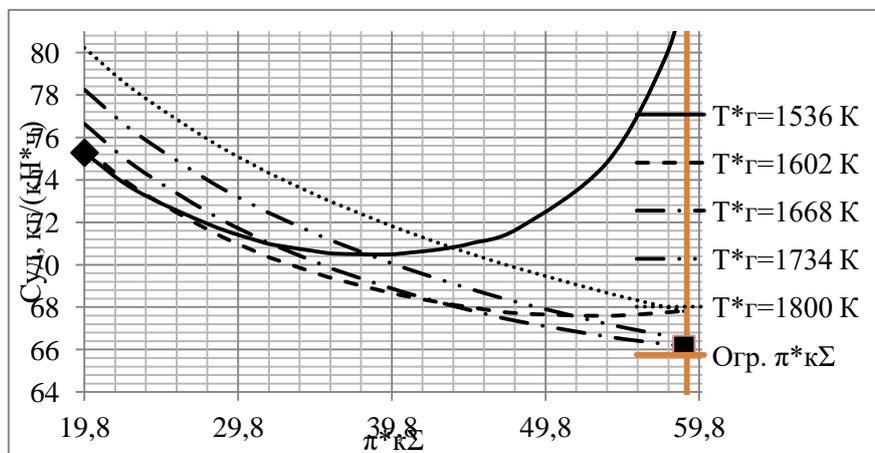


Рис. 1. Изменение удельного расхода с повышением суммарной степени повышения давления π_Σ^* при различных температурах в камере сгорания T_r^* . ♦ - исходная точка; ■ - оптимальная точка

Подводя итоги было выяснено, что при повышении температуры в камере сгорания до $T_r^* = 1668 \text{ K}$ и повышения суммарной степени повышения давления в компрессоре до $\pi_\Sigma^* = 58,8$, удельный расход топлива среди рассчитанных величин минимален и равен $C_{уд} = 66,16 \frac{\text{кг}}{\text{кН*ч}}$. Данные параметры можно достичь путём увеличения ступеней в компрессоре высокого давления и компрессоре низкого давления, и увеличения температуры газа в камере сгорания. Из этого следует вывод: с помощью небольших изменений в конструкции двигателя, мы уменьшили удельный расход топлива и на длительном перелете это поможет сэкономить 1600 литров топлива. Подобным видом модернизации можно совершенствовать устаревшие советские двигатели и значительно сокращать временные затраты на проектирование новых турбореактивных двухконтурных двигателей.

УДК 658.5 (075)

РЕАЛИЗАЦИЯ ПРИНЦИПОВ БЕРЕЖЛИВОГО ПРОИЗВОДСТВА В TECNOMATIX PLANT SIMULATION

Шувалова С. В., Толстикова Е. С., Кокарева В. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Имитационное моделирование позволяет выявить и устранить проблемы еще на этапе планирования, тем самым позволяя снизить затраты на оптимизацию уже непосредственно на этапах производства. С помощью моделирования мы выбираем наиболее оптимальный вариант производства: минимальные издержки и себестоимость, производство точно в срок, минимальные трудоресурсы и др.

Основная цель «Бережливого производства» заключается в сокращении всех видов непроизводительных затрат. Эти же цели преследует и технология имитационного моделирования.

Карта потока создания ценности (Value Stream Map, VSM) - это схема, отображающая движение потоков материалов, информации, необходимых для выполнения производственного заказа.

VSM дает возможность сразу увидеть узкие места технологического потока и на основе его анализа выявить все непроизводительные затраты и процессы. Цель построения VSM – сокращение (оптимизация) цикла, минимизация незавершенного производства.

Построение карты текущего состояния позволит:

- Отобразить запросы потребителя (клиента);
- Определить основные стадии производственных процессов (операции);
- Заполнить параметры каждой операции, определить объем межоперационных запасов;
- Отобразить информацию о поставщиках;
- Отобразить информационный поток: каким образом каждый процесс получает сведения о том, что делать дальше;
- Обозначить места выталкивания материалов (передача на операцию невостребованных материалов);
- Определить время добавления ценности (обработки);
- Определить время хранения запасов сырья и продукции, а также время подготовки производства.

Факторы, которые учитывает модель:

- Недостаток или избыток ресурсов;
- Длительные циклы производства по отдельным позициям (пролеживание деталей, НЗП);
- Непроизводительные затраты (лишние операции: перемещение, складирование);
- Несбалансированное распределение ресурсов по программам, участкам, изделиям;
- Нерациональные графики производства.

Обозначения объектов VSM в программном продукте Tecnomatix Plant Simulation: Production control – управляет производственным процессом, Customer – заказчик, Supplier – поставщик, Inventory – склад, Process – оборудование (токарные станки с ЧПУ).

В данной работе построена модель и карта потока создания ценностей производственного участка по изготовлению деталей типа «Корпус», «Втулка», «Фланец», «Диск», «Крышка». Исходные данные приведены на рисунке 1.

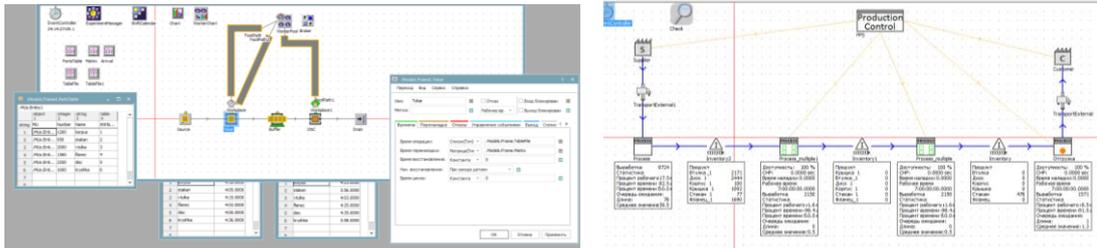


Рис. 1. Исходная модель в Tecnomatix Plant Simulation и Карта потока создания ценностей

Во время симуляции проводится анализ объектов Process, рисунок 2.

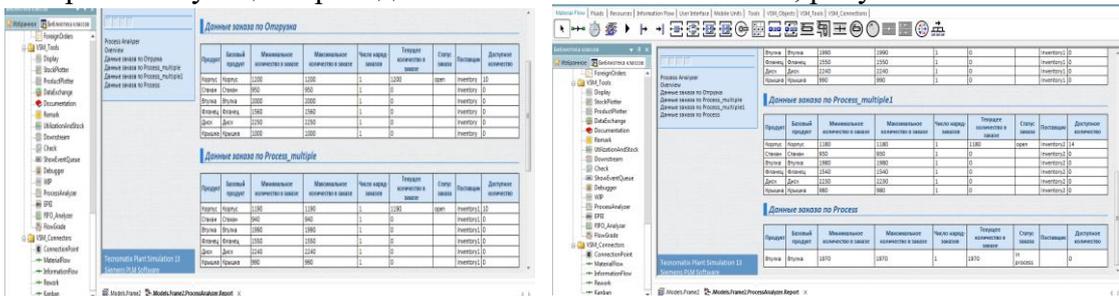


Рис. 2. Результаты Process Analyzer

По результатам Process Analyzer видно количество запасов по операциям (рисунок 3), деталей, готовых к отправке Заказчику, статус заказа.

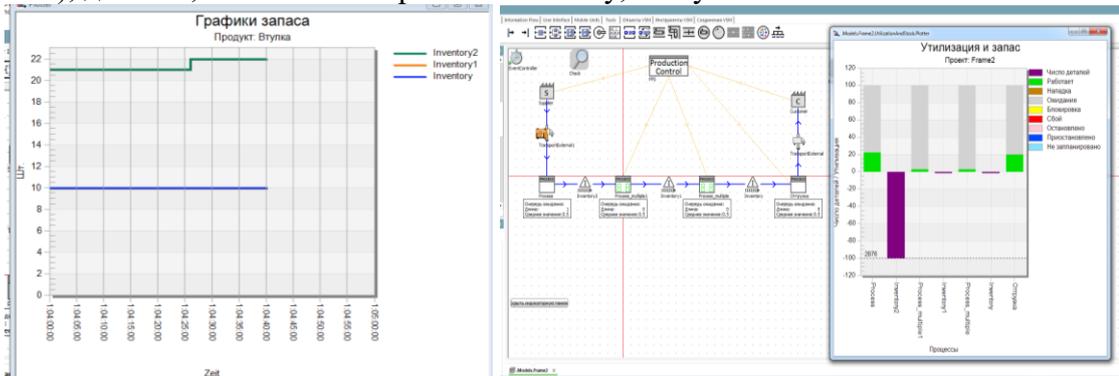


Рис. 3. Отображение запасов деталей на складах

С помощью карты можно видеть не только потери, но и их источники, спланировать движение всего потока; проследить связь между материальными и информационными потоками; описать будущее состояние процесса и сформировать план действий по переводу процесса из текущего в будущее состояние с целью сокращения потерь.

На основании проведенного анализа мы выделили следующие виды потерь, приводящие к снижению эффективности работы: транспортировка, запасы, ожидание (незавершенное производство).

УДК 621.45.01:004.942

ИССЛЕДОВАНИЕ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РАСПРЕДЕЛЕННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

Юплина Т. А., Балашова А. И., Филинов Е. П.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В настоящее время в авиастроении используются классические схемы силовых установок. Такие схемы были придуманы около 60 лет назад и с тех пор практически не изменялись. Но в данный момент их актуальность падает из-за ужесточения требований к перспективным гражданским самолетам в вопросе снижения расхода топлива и влияния на окружающую среду. Поэтому необходимы новые решения, одним из которых является применение распределенной силовой установки. Ее особенностью является принцип разделения газогенераторного и вентиляторного контуров. Пример такой установки представлен на рисунке 1.



Рис. 5. Модель самолета с распределенной силовой установкой

В данной работе изучены самолеты с распределенными силовыми установками, разработкой которых занимаются NASA, французское исследовательское агентство Onera, а также российский ЦАГИ. Проведено сравнение распределенных установок с классическими и выявлено, что главным их достоинством является то, что такая конструкция способствует выравниванию поля скоростей вокруг крыла и увеличению аэродинамического качества летательного аппарата. Двигатели таких самолетов являются неотъемлемой частью фюзеляжа. Компрессоры и вентиляторы могут быть расположены в любом месте конструкции и необязательно ориентированы по потоку. Турбина может работать не на привод компрессора, а на выработку электроэнергии в генераторе на постоянных магнитах. Однако у распределенных силовых установок есть и недостатки, так, например, двигатели в такой неразборной конструкции сложнее отремонтировать.

УДК 621.757

ОСОБЕННОСТИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РАЗМЕРНЫХ РАСЧЁТОВ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ СБОРОЧНЫХ РАБОТ

Янюкина М. В., Болотов М. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Сборка является одной из самых сложных и ответственных операций производства изделия. Сборочный процесс носит сложный характер и предполагает предварительный расчет размерных сборочных цепей. В аэрокосмической отрасли все гораздо усложняется из-за многочисленного участия нежестких деталей.

Работ, посвященных расчету нежестких размерных цепей весьма мало. Непомилуев В. В. в своей работе [1] дает следующее определение: «под нежесткими размерными цепями будем понимать такие размерные цепи, в которых под действием различных внутренних и внешних факторов происходят значительные обратимые и необратимые изменения размеров составляющих звеньев, что вызывает существенное изменение величины замыкающего звена».

Получается, что значение искомого параметра зависит от многочисленных факторов, таких как: шероховатость, состояние поверхностного слоя, упругие и пластические свойства материалов и т.п. Игнорирование такого рода факторов при расчете размерной цепи приведет к большой погрешности сборочных параметров и повторному процессу сборки.

В предварительном расчете сборочных параметров рабочего колеса турбины участвуют нежесткие размерные цепи. Чтобы решить подобную задачу необходимо выявить и проанализировать возникающие при сборке колеса, а именно в соединении лопатка-диск, размерные и физические связи. Согласно [1] уравнение нежесткой сборочной размерной цепи в общем виде можно записать следующим образом:

$$Y = f_1(x_i) + f_2(x_i, z_i, \mu, E_d, p_a) + f_3(x_i, z_i, \mu, E_d, p_c, N, R_{max}, R_p, \rho, b, v, H_B, R_B, \sigma_T), \quad (1)$$

где Y – контролируемый размер – замыкающее звено размерной цепи,

x_i – действительные размеры деталей, входящих в размерную цепь,

z_i – действительные размеры деталей, не входящие в размерную цепь, но влияющие на их объемную и контактную жесткость,

μ – коэффициент Пуассона материалов деталей,

E_d – модуль упругости материалов деталей,

p_a и p_c – номинальные и контурные давления на контактных площадках,

$N = \frac{H_{\mu пов}}{H_{\mu исх}}$ – степень наклепа металла поверхностного слоя,

$H_{\mu пов}$ и $H_{\mu исх}$ – микротвердость поверхности и исходного материала детали,

R_{max} – наибольшая высота неровностей профиля,

R_p – расстояние от линии выступов до средней линии профиля (или высота сглаживания микронеровностей),

ρ – приведенный радиус скругления вершин микронеровностей,

b и v – параметры степенной аппроксимации начального участка кривой опорной поверхности микронеровностей: $t_p = 100b \left(\frac{y}{100}\right)^v$,

R_B – радиус волны на поверхности,

H_B – высота волны на поверхности,

σ_T – предел текучести материала детали.

По причине того, что в нежестких размерных цепях постоянно происходят существенные изменения размеров и относительного положения составляющих звеньев, необходимо считать эти размеры переменными, а именно:

$$x_i = f(E, \sigma, v, T, \tau, F), \quad (2)$$

где E – напряженность электромагнитного поля,

σ – величина остаточных напряжений,

v – электрическое напряжение на детали,

T – температура,

τ – время,

F – внешняя сила.

Согласно зависимостям, представленным формулами (1) и (2), можно рассчитать интересующие нас при сборке рабочего колеса выходные параметры: натяг между полками, зазор между бандажными и замковыми полками, зазоры между хвостовиками лопаток и пазами диска.

Учет размерных и физических связей в соединении позволит снизить количество повторных процессов сборки, а быть может, и вовсе их избежать.

Библиографический список

1. Непомилуев, В. В. Разработка технологических основ обеспечения качества сборки высокоточных узлов газотурбинных двигателей [Текст]: дисс. докт. техн. наук: 05.07.05: защищена 24.05.2000 / В. В. Непомилуев. – Рыбинск, 2000. – 356 с.

Секция 6
Перспективные исследования в машиностроении

УДК 628.165

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОТЫ ОПРЕСНИТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК РАЗЛИЧНОГО ТИПА

Архипов В. О., Захаров М. О., Ларин В. Л.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Одной из основных проблем человечества становится проблема получения пригодной для питья пресной воды. Растущий мировой дефицит пресной воды может быть скомпенсирован опреснением солёных и солоноватых океанических, морских и подземных вод, запасы которых составляют 98% всей воды на земном шаре.

Пресную воду можно получать при помощи дистилляционных опреснительных установок. Во время их проектирования зачастую встает вопрос выбора типа установки. Поиск наиболее энергетически эффективной установки в свою очередь требует разработки методики сравнительного анализа различных типов дистилляционных установок.

Цель работы: разработка методики сравнительного анализа различных типов дистилляционных установок.

Корректная оценка эффективности установок, предназначенных для опреснений морской воды, требует комплексного учета факторов, от которых зависят энергопотребление установки и качество выходящей воды.

Основными параметрами оценки опреснительных установок по данной методике являются: коэффициент преобразования τ , коэффициент действительной эффективности установки $\eta_{\text{опр}}$, величиной минимальной работы опреснения L_{min} и др.

Данные предварительного анализа дистилляционных опреснительных установок по данной методике приведены в таблице 1.

Таблица 1. Основные методические характеристики опреснительных установок.

Наименование	Тип	Соленость исходной воды, $\times 10^3$ ppm	Расход пресной воды, кг/с	Расход морской воды, кг/с	Коэффициент разделения	Минимальные затраты, кВт·ч/м ³	Энергетический КПД	Расход греющего пара, кг/с	Энтальпия греющего пара, кВт
AL KHOBAR II MSF desalination plant	MSF	56	1095,3	1575	0,695	1,205	2,164	171,58	2,67
Typical plant of 6.0 MIGPD capacity	MSF	56	313,3	2675	0,117	0,715	1,147	39,2	91,34
Abu Dhabi	TVC	48	52,6	361,1	0,146	0,843	1,129	6,31	15,79
Trapani plant	TVC	38	104,2	355,6	0,293	0,858	2,579	6,67	16,01
Reference MSF plant	MSF	56	313,3	814,5	0,385	0,903	2,136	39,16	88,38
Reference MED plant	MED	56	52,6	136,9	0,385	1,404	2,083	6,58	15,23
TVC	TVC	56	52,6	157,8	0,333	0,903	1,729	6,88	17,29
MSF	MSF	42	1	8,1	0,124	1,261	0,844	0,15	0,34
SSF	SSF	42	1	115,4	0,009	1,199	0,04	1,18	2,66
Once-through multi-stage flash desalination	MSF-OT	42	1	11,2	0,089	1,19	0,678	0,16	0,35
Simple mixer brine recycle MSF	MSF-M	42	1	2,5	0,4	1,262	1,715	0,13	0,28
Lucas and Tabourier	MVC	36	17,4	38,9	0,446	1,294	11,308	0	0
Lucas and Tabourier	MVC	36	17,4	38,9	0,446	1,199	11,625	0	0
Ophir and	MV	36	34,7	70,9	0,49	1,288	18,824	0	0

Секция 6. Перспективные исследования в машиностроении

Gendel	C								
Ophir and Gendel	MV C	36	34,7	70,9	0,49	1,488	20,617	0	0
Temstet et al	TVC	36	138,9	420,9	0,33	1,488	2,287	10,36	24,19
Temstet et al	TVC	36	138,9	420,9	0,33	1,729	2,406	9,85	22,99
Weinberg and Ophir	TVC	42	243,1	736,5	0,33	2,161	1,088	42,64	100,21
Weinberg and Ophir	TVC	42	243,1	736,5	0,33	4,471	1,183	39,2	92,13
Michles	TVC	47	52,1	157,8	0,33	0,567	1,795	6,06	14,23
Michles	TVC	47	52,1	157,8	0,33	1,344	1,941	5,6	13,16
Phil and Willocks	TVC	36	68,3	220,3	0,31	1,344	1,92	5,94	13,84
Phil and Willocks	TVC	36	68,3	220,3	0,31	1,239	1,986	5,74	13,37
MSF	MSF	36	69,4	168,1	0,413	2,021	1,794	7,63	16,78
MSF-OT	MSF-OT	36	70	562	0,125	0,886	1,041	7,87	17,3
UAN East MSF	MSF	50	444,4	3916,6	0,113	0,849	1,003	61,13	134,49
UAN East MSF Detailed model	MSF	50	444,4	3796,5	0,117	0,884	1,025	60,88	133,94
MSF	MSF	45	2372,7	16111,1	0,147	0,733	1,128	279,14	684
RO	RO	45	2372,7	6111,1	0,388	1,674	28,544	0	42
MED-TVC	TVC	45	2372,7	16111,1	0,147	1,722	1,138	279,14	678
MSF	ME D	42	231,5	680,8	0,34	0,704	1,148	39,43	91,49
MVC	MV C	42	5,8	19,3	0,3	0,699	10,164	0	0
FLAMANVILL E	MV C	34	17,4	38,9	0,446	0,801	10,82	0	0
MVC	MV C	42	1,2	3,2	0,363	0,783	8,546	0	0,06
RO	RO	42	1,2	3,9	0,3	0,724	19,035	0	0
MSF 8	MSF	34,5	1577,3	3064,7	0,515	1,205	5,435	57,77	134,6
MSF 10	MSF	34,5	1577,3	2502,2	0,63	0,715	7,606	47,68	111,1
MSF 12	MSF	34,5	1577,3	2502,2	0,63	0,843	9,342	38,83	90,46
ME 8	ME D	34,5	788,7	1094,7	0,72	0,858	7,038	29,93	69,73
ME 10	ME D	34,5	788,7	951,9	0,828	0,903	10,946	24,06	56,05
ME 12	ME D	34,5	788,7	706,3	1,117	1,404	27,088	20,11	46,87
MSF	MSF	42	-	-	0,4	1,261	1,661	0	0
MEE forward feed	MEE	42	-	-	0,4	1,199	1,08	0	0
MEE parallel	MEE	42	-	-	0,325	1,19	0,938	0	0
MEE parallel cross	MEE	42	-	-	0,714	1,262	1,811	0	0
Unit 1	ME D	36	58,7	302,7	0,194	1,294	1,689	4,6	10,72
Unit 2	ME D	36	58,1	327,9	0,177	1,199	1,466	5,04	11,75
Unit 3	ME D	36	59,8	309	0,193	1,288	1,907	4,12	9,61
Design	ME D	36	54,8	418,1	0,131	1,488	1,053	5,68	13,23
Case A	MSF	56	313,3	814,5	0,385	1,488	1,986	39,16	91,23
Case B	MSF	56	381,4	928,3	0,411	1,729	2,259	43,34	100,98
IRT Design sum	MSF	44	526,7	5545,8	0,095	2,161	0,845	67,78	157,92
WCI Design sum	MSF	44	524,9	5604,4	0,094	4,471	0,848	66,89	155,85
IRT Design win	MSF	44	666,7	5513,9	0,121	0,567	0,944	87,42	203,68
WCI Design win	MSF	44	667,7	5549,2	0,12	1,344	0,951	86,67	201,93
Duwais	TVC	48	17,4	166,7	0,104	1,344	0,993	2,72	4,8
vapour compression plant operating in UAE	TVC	47,8	1,4	15,3	0,091	1,239	0,655	0,23	0,55

Данная методика позволяет проводить сравнительный анализ дистилляционных опреснительных установок по основным техническим параметрам и произвести правильный выбор типа дистилляционной опреснительной установки для любых конкретных условий.

УДК 621.373.826:621.78.001+621.9

САЕ-ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОЦЕССА АВТОМАТИЗАЦИИ ЛАЗЕРНОГО УПРОЧНЕНИЯ РЕЖУЩЕГО ИНСТРУМЕНТА

Балакиров С. Н., Ярьсько С. И.

Самарский филиал ФИАН, г. Самара

В практике импульсной лазерной термообработки режущего инструмента (РИ) преобладает экспериментальный метод выбора режима упрочнения, позволяющий с точностью, необходимой на практике, выполнить лазерную обработку (ЛО) конкретного типа инструмента. Ряд специфических моментов, касающихся выбора режимов и условий упрочнения в зависимости от геометрии инструмента, расположения лазерного источника на упрочняемой поверхности, временных и пространственных характеристик лазерного излучения (ЛИ), возникающих при отработке технологии упрочнения конкретного типоразмера инструмента, накладывает существенные ограничения на возможность реализации процесса упрочнения в автоматическом режиме.

Повышение эффективности упрочняющей ЛО инструмента и обеспечение автоматизации процесса упрочнения могут быть достигнуты на основе детальных численных расчетов температурного поля в режущем клине инструмента. В настоящей работе решение данной задачи выполнено в трехмерной постановке методом конечных элементов в программном пакете ANSYS Workbench.

Моделировался нагрев режущего клина инструмента лазерным импульсом треугольной формы длительностью 10 мс с равномерным распределением плотности энергии ЛИ по сечению лазерного пятна. В экспериментах угол заострения β изменялся от 45° до 85° с шагом 5° , радиус скругления при вершине между главной и вспомогательной режущими кромками полагался равным $R=0,8$ мм, радиус заточки $r=0,1$ мм. Свойства материала соответствовали стали P18.

Область лазерного воздействия на передней поверхности инструмента моделировалась в виде двух вложенных друг в друга квадратных участков, что соответствует процессу упрочнения с использованием фокусирующего призматического раstra [1, 2]. В модели размер центральной зоны был принят равным 3×3 мм, общий размер пятна ЛО – 4×4 мм. В каждой из зон распределение плотности энергии принималось равномерным. Приложение тепловой нагрузки было реализовано с помощью подведения теплового потока Heat Flux, причем в центральную зону величиной вдвое больше, чем в периферийную. Положение центра пятна задавалось в декартовых координатах: X (ось абсцисс) – вдоль главной режущей кромки, Y (ось ординат) – вдоль вспомогательной режущей кромки.

При моделировании плотность энергии ЛИ и параметры зоны лазерного воздействия (ЗЛВ) определялись при следующих условиях: 1) температура на поверхности ЗЛВ не должна превышать температуру плавления, принятую в расчетах для стали P18 как 1250°C , 2) с учетом сдвига критических точек температура дна зоны закалки была принята равной 930°C . При расчетах за показатели оптимальности режимов ЛО были приняты глубина зоны упрочнения на главной и вспомогательной режущих кромках, в центре пятна ЛО и протяженность упрочненной зоны вдоль режущих кромок.

В результате численных экспериментов были разработаны методики выбора технологических параметров процесса лазерного упрочнения РИ и рекомендации по организации процесса упрочняющей ЛО инструмента:

- при углах заострения $\beta=45-55^\circ$ однорядная двукратная с коэффициентом

покрытия $K=0,6-0,7$ импульсная упрочняющая ЛО инструмента при плотности энергии ЛИ $\varepsilon \approx 2,22-2,28$ Дж/мм² обеспечивает наилучшие характеристики ЗЛВ: глубину упрочнения до 70 мкм, коэффициент равномерности ЗЛВ до 0,93, ширину упрочненной зоны до 5,5-5,9 мм;

- при углах заострения режущей кромки $\beta=60-85^\circ$ лучшие характеристики ЗЛВ достигаются при однорядной моноимпульсной упрочняющей ЛО инструмента, если центр пятна ЛО находится на расстоянии 1,7 мм от главной режущей кромки (рис. 1а). В этом случае при плотности энергии $\varepsilon \approx 2,28$ Дж/мм² достигаются глубина упрочнения 67 мкм, ширина зоны упрочнения у главной режущей кромки $\Delta x \approx 3,1-3,15$ мм и обеспечивается наибольшая равномерность глубины ЗЛВ.

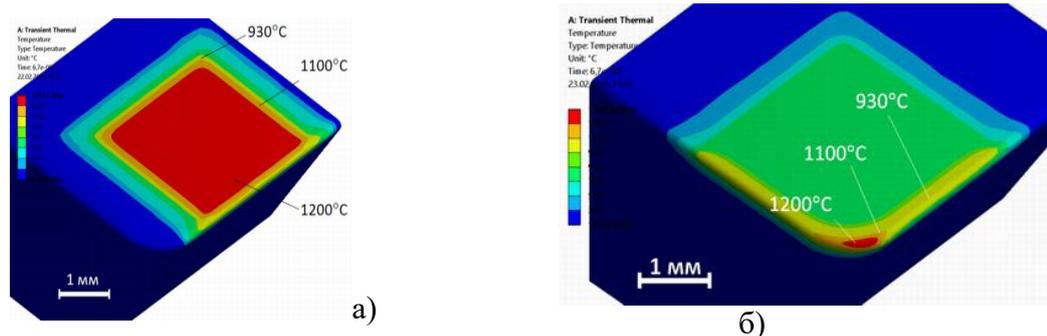


Рис. 1. Распределение температуры на передней поверхности режущего клина инструмента: а – $X=2,8$ мм; $Y=1,7$ мм; б – $X=1,5$ мм; $Y=1,6$ мм

Особый интерес и определенные сложности при упрочнении РИ любого типа вызывает ЛО вершины режущего клина. По данным моделирования для моноимпульсной ЛО вершины режущего клина с углом заострения $\beta=60^\circ$ (рис. 1б) оптимальным является расположение центра зоны облучения в точке с координатами ($X=1,5$ мм; $Y=1,6$ мм). При выполнении этого условия и значении плотности энергии равном $\varepsilon=1,56$ Дж/мм² не наблюдается оплавления режущих кромок, глубина упрочненной зоны в вершине инструмента составляет 138 мкм, ее протяженность в диагональном сечении равна 0,32 мм, вдоль главной режущей кромки – 2,911 мм, вдоль вспомогательной режущей кромки – 2,870 мм.

Разработанная параметрическая электронная модель и методика расчета температурного поля на режущих кромках и вершине режущего клина позволяют определять режимы и условия упрочняющей ЛО, при которых обеспечиваются наилучшие параметры ЗЛВ. На основе анализа модели разработаны рекомендации по применению ЛО для упрочнения инструмента различного вида и назначения. При автоматизации процесса упрочнения лезвийного инструмента разработанная методика расчета режимов ЛО инструмента может быть положена в основу выбора условий и режимов упрочнения, обеспечивающих наилучшие параметры ЗЛВ.

Библиографический список

1. Козаков, А. Т. Исследование методом оже-спектроскопии состава поверхности многокомпонентных сплавов при импульсном лазерном воздействии [Текст] / А.Т. Козаков, С. И. Ярьско // Физика и химия обраб. материалов. – 2010. – №3. – С.67-73.
2. Ярьско, С. И. Особенности износа режущего инструмента после лазерного упрочнения на воздухе и в среде инертного газа / Ярьско С. И. // Упрочняющие технологии и покрытия. – 2009. – №3. – С.40-43.

УДК 621.57

LE FACTEUR DE L'INFLUENCE DU «VOLUME MORT» DU GAZ DE TRAVAIL DANS LE CALCUL DE LA MACHINE FRIGORIFIQUE À GAZ

Бахвалова Е. Ф., Меркулова Л. П.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

En qualité de sujet de l'étude, on a utilisé la machine frigorifique à gaz qui travaille sur la base du cycle inverse de Stirling. Il faut remarquer que dans les conditions de la recherche des systèmes de plus en plus économes et sécurisés dans la perspective écologique avec chaque année l'intérêt pour le cycle de Stirling augmente. La raison de cela est conclue dans une haute thermodynamique efficacité du cycle de Stirling, ne cédant pas l'efficacité du cycle de Karno. A.J. Organ a indiqué dans son livre qu'au cours des deux siècles après l'invention du cycle de Stirling, on n'étudiait pas telles clés "évidentes" de l'augmentation potentielle de l'efficacité, que la phase de l'angle, la relation des volumes [1]. Et pour l'instant la machine frigorifique à gaz sur la base du cycle inverse de Stirling se développe lentement. C'est à cause de :

- la difficulté de la modélisation des procès passant;
- l'existence des méthodes du calcul avec les nombreux admissions;
- la présentation incomplète de la dépendance des caractéristiques énergétiques de la machine frigorifique à gaz en fonction de différents paramètres.

Selon Novotelnov, le «volume mort» est une partie de la cavité totale de travail, qui n'est pas évincée par les pistons [2]. Le «volume mort» comprend les jeux entre le piston et le cylindre, les volumes libres de régénérateur et des échangeurs, les volumes des caniveaux de jonction et les trous. Dans la machine frigorifique à gaz la présence d'échangeur de chaleur est nécessaire pour la réalisation du cycle inverse de Stirling [3]. Dans le choix de la surface intérieure des échanges thermiques il faut chercher la résolution, permettant d'assurer l'efficacité acceptable de l'appareil à ses significations admissibles le «volume mort» et la valeur de la résistance hydraulique. Avec l'augmentation du «volume mort» il y a une croissance de la quantité du gaz de travail, qui ne participe pas à la création de la puissance frigorifique. On a fait les calculs pour l'étude de l'influence de la valeur du «volume mort» sur les caractéristiques de la machine frigorifique à gaz. Hélium (He) a été pris en qualité de gaz de travail.

Les calculs ont montré que la machine frigorifique à gaz ne travaille pas avec $X=2,6$, puisque en ce cas la puissance frigorifique est égale 0 ($Q_{2д}=0$). Avec l'augmentation du «volume mort» de 0,2 à 2, la valeur de la moyenne pression diminue à 2,4 fois. Et en plus, la valeur de la puissance frigorifique disponible ne change pas, puisque le niveau des températures T_x pour la machine idéale frigorifique à gaz est le constant. En même temps la valeur de la puissance frigorifique valable diminue environ à 2 fois.

Les déperditions dans le régénérateur et dans les échangeurs du transmission et la dérivation de la chaleur dépendent de la signification du «volume mort» du gaz. Avec la croissance X les déperditions totales et les déperditions sur la récupération incomplète diminuent, car en ce cas le volume du gaz passant par le régénérateur est réduit. Les déperditions sur les résistances hydrauliques augmentent légèrement, puisque avec la croissance X les déperditions de la pression et la vitesse du gaz de travail augmentent. Les déperditions sur l'entrée de chaleurs sur l'ajutage et sur le corps, la valeur de l'efficacité de la réfrigération restent les constantes, car ces déperditions dépendent des dimensions géométriques et du matériel utilisé pour le régénérateur.

Donc, on a étudié l'influence du «volume mort» sur les caractéristiques de la machine frigorifique à gaz. En conclusion, on peut constater que avec les plus petites significations X la machine frigorifique à gaz fonctionne à une grande gamme des pressions de la prise d'essence et une grande gamme du nombre de révolutions.

Библиографический список

1. Organ, A.J. The air engine : stirling cycle power for a sustainable future / Organ, Allan J.. - Cambridge : Woodhead [u.a.], 2007. – 278 с.
2. Новотельнов, В.Н. Криогенные машины [Текст]: учебник для вузов по спец. «Техника и физика низких температур»/В.Н. Новотельнов, А.Д. Суслов, В.Б. Полтараус. – СПб.: Политехника, 1991. – 332 с.
3. Ридер Г. Двигатели Стирлинга: Пер. с англ. – М.: Мир, 1986. – 464 с., ил.

УДК 621.753.4

РАЗРАБОТКА ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ СБОРКИ СТАНОЧНЫХ ПРИСПОСОБЛЕНИЙ

Безсонов К. А., Нехорошев М. В., Шулёпов А. П.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Технологическая оснастка является частью технологического оснащения, дополняющего оборудование для выполнения определенной задачи технологического процесса.

Основную группу технологической оснастки составляют приспособления для механической обработки (станочное приспособление) – дополнительное устройство к станку, с помощью которого заготовка устанавливается в заданное положение в соответствии с техническими требованиями на выполнение данной операции технологического процесса.

Для того чтобы существенно облегчить и ускорить процесс конструирования и производства приспособлений в современном производстве, актуально использование CAD/CAM систем [1]. Данные системы позволяют создать параметрическую модель, которая представляет собой прикладную программу, управляющую построением нового варианта объекта проектирования после модификации (изменения) значений его параметров. Детали станочных приспособлений как объекты проектирования обладают рядом особенностей, делающих целесообразным разработку их параметрических моделей как приложений пользователя.

В данной работе вариационная параметризация полностью интегрирована в методику проектирования «TOP-DOWN». Данная методика позволит создать многовариантную и гибкую модель сборки приспособления, так как все операции моделирования будут иерархически связаны в дереве построения.

Нисходящая методология – проектирование «TOP-DOWN» (рисунок 1) подразумевает, что все детали создаются совместно, используя объединённое дерево построения.

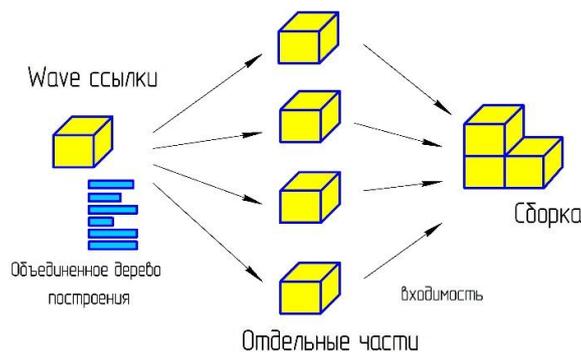


Рис. 1. Методика проектирования «Сверху-вниз»

В качестве примера была рассмотрена 3D модель станочного приспособления (рисунок 2). Родителем макета изделия является сборочная модель, которая объединяет в себе следующие части:

- исходная;
- рабочая;
- результирующая.

В исходной части была создана 3D модель детали, которая будет базироваться в данном приспособлении. Эскизы детали управлялись определенным количеством концептуальных параметров.

Далее были созданы исходные эскизы приспособления, ассоциативно скопируемые в рабочую часть с помощью редактора геометрических связей «Wave». Рабочая часть заимствует в себя через связи с выражениями и через wave ссылки на эскизы информацию, которая содержится в исходной части, таким образом все изменения исходной части автоматически будут отслежены в рабочей части.

При изменении концептуального параметра в исходной части возможно увидеть данную методологию в действии. Изменим параметр «Ungle1» с 30 градусов на 45 градусов. При изменении данного параметра меняется угол наклона патрубка, который зажимается губками, а также угол наклона стойки. Результат изменения представлен на рисунке 3.

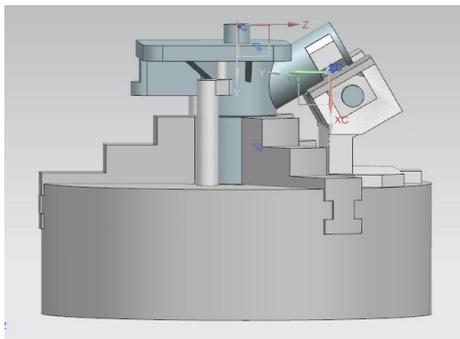


Рис. 2. Приспособление с неизменной стойкой

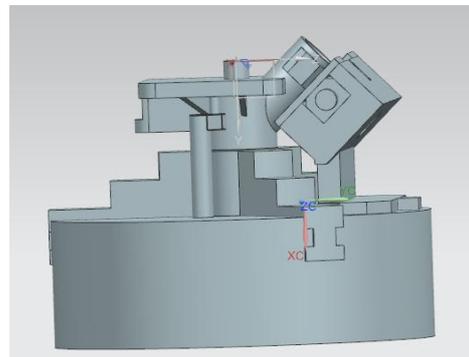


Рис. 3. Приспособление с измененной стойкой

Сравнивая полученные результаты можно сделать вывод, что при правильном построении и жёстком закреплении эскизов, комплектующих приспособления относительно детали, геометрия комплектующих будет изменяться при изменении геометрии детали.

Методология «TOP DOWN» в сочетании с внедрением NX CAE и NX CAM, способна значительно сократить время разработки продукта и снизить число ошибок на стадиях разработки и изготовления.

Библиографический список

1. Melentev, V. S. and Gvozdev, A. S., Methods of building a parametric CAD-model of a piston micromotor with the systems, Int. J. Eng. Technol., 2014, vol. 6, no. 5, pp. 2331–2338.

УДК 621

L'UTILISATION DE LA PERCOLATION EN SYSTEME DE LA TOPOLOGIE EN ESSAIM

Бердников В. А., Мостовой Я. А., Меркулова Л. П.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Les grands réseaux se caractérisent par un grand nombre de nœuds et de voies entre eux et par la topologie de non-uniforme. Il existe plusieurs tâches actuelles de l'étude de ces réseaux.

L'utilisation efficace des ressources limitées est la tâche de la stratégie de la sécurité qui utilise beaucoup de temps et qui est visée sur la réalisation de la sécurité des grands réseaux.

Dans le cas standard [1], la théorie de la percolation considère une matrice carrée de nombre des lignes L , une partie des cellules de laquelle est «noir» transportant un flux, et un autre partie – «blanc» qui ne transporte rien. La croissance de la concentration des cellules noirs crée des clasteurs.

En considérant le grand réseau on voit les chemins entre certains nœuds (les cellules noirs) qui sont protégés. Pour construire tous les parcours sécurisés il n'y a pas de ressources. Mais chaque fois on peut créer quelques chemins sécurisés (les cellules rouges) – c'est la percolation en base stochastique.

Il faut créer le passage de la topologie du réseau à la «matrice de la présence de liens sécurisés de nœuds» (MPLS). MPLS peut permettre d'explorer la sécurité des réseaux et de chercher les parcours de la percolation sur cette matrice.

L'algorithme de remplissage de MPLS:

1. Répéter jusqu'à les nœuds ne s'épuisent pas:

1.1. Si un nœud A ne figure pas dans la table, on met ce nœud de côté horizontal.

1.2. On met des noms du nœud de côté vertical si ces nœuds ont des liens avec le nœud A.

1.3. Dans les cellules de MPLS on appose des communications sécurisées (la cellule se fait noire) entre le nœud A et tous les autres nœuds de la table.

2. À la fin du cycle.

La concentration K est une part relative des nœuds «noirs» ou la probabilité de l'émergence de la cellule «noir». Si $K=0.6$ vient le seuil de la percolation stochastique, si $K=0.25$ on voit le nombre maximum des clusters [2, 3].

La valeur de somme de l'opération de deux phases P est:

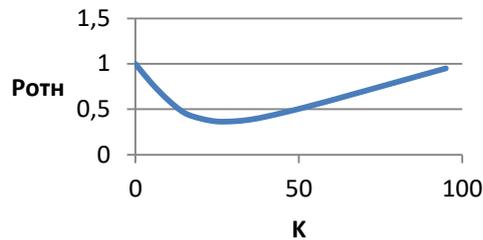
$$P = \alpha * K * L^2 + \theta(K) * \varphi(K) * L$$

α est le coût de la définition de chaque des chemins. $\theta(K)$ est le coût d'un chemin sécurisé supplémentaire. Le premier terme est le coût de la formation de la base stochastique de l'environnement d'exploitation, et $K * L^2$ est le nombre des chemins sécurisés de base dans la base stochastique. Le second terme est le coût des chemins sécurisés qui forme le parcours plus court de la percolation programmable entre les clusters stochastiques. $\varphi(K) * L$ est le nombre moyen des chemins sécurisés ajoutés de MPLS de la taille L .

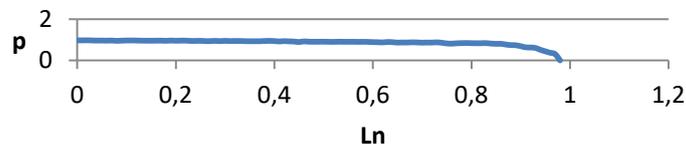
On considère le coût relatif de l'opération des deux phases sur $P_{\Pi} = \alpha * K_{\Pi} * L^2$ – est la valeur de l'opération d'une phase stochastique.

$$P_{\text{отн}} = \frac{P}{P_{\Pi}} = 1.7K + 1.7 * \left(\frac{(\theta_0 * \varphi(K)^2)}{(\alpha * L(K))} \right) = 1.7 \left(K + \frac{R * \varphi(K)^2}{L(K)^2} \right)$$

La dépendance de la valeur relative de l'opération de deux phases de concentration de base stochastique K qu'on obtient le produit de cette expression avec les dépendances $\varphi(K)$ et $L(K)$ de K , est représentée sur cette figure. La concentration optimale de base stochastique $K = 0.25$.

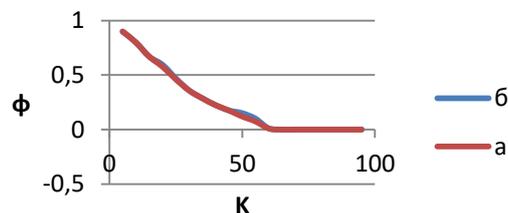


Il y a la cellule-refus. Le nouveau parcours doit la contourner. La probabilité de nouveau parcours de percolation est représenté sur la cette figure, pour une concentration $K = 0.25$.



La percolation orientée est la percolation entre les points A et B. On passe sous un certain angle à la verticale de la matrice, qu'on appelle «un angle rotation». C'est-à-dire le parcours se tient le long d'un certain axe géométrique entre les points A et B.

Le nombre des cellules nouvelles est équivalent au nombre en percolation classiques. Ce fait est représenté sur la cette figure.



Библиографический список

1. Тарасевич, Ю. Ю. Перколяция: теория, приложения, алгоритмы. / Ю. Ю. Тарасевич, – Москва: УРСС, 2002. – 109с.
2. Мостовой Я. А., Статистические феномены больших распределенных кластеров наноспутников/ Я. А. Мостовой – Вестник Самарского Государственного Университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета) № 2 (26), 2011, стр. 80-89
3. Мостовой Я. А., Управляемая перколяция и оптимальные двухфазовые операции в больших сетях наноспутников/ Я. А. Мостовой – Инфокоммуникационные технологии, том11, №1, 2013, стр. 53-62

УДК 621.43.057

**МОДЕЛИРОВАНИЕ КОМБИНИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ РЕЦИРКУЛЯЦИИ
ОТРАБОТАННЫХ ГАЗОВ С РАННИМ И ПОЗДНИМ ЗАКРЫТИЕМ
ВПУСКНОГО КЛАПАНА В ТУРБИРОВАННЫХ ГАЗОВЫХ ДВИГАТЕЛЯХ
ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ ДЛЯ СНИЖЕНИЯ ЗАГАЗОВАННОСТИ РФ**

Березин В. В., Хисматуллин Р. М., Ахметшина Э. Р., Салахов Р. Р.

Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А. Н. Туполева, г. Казань

В 2013 году Федеральная служба государственной статистики (Росстат) опубликовала бюллетень «Основные показатели охраны окружающей среды», где, среди прочего, были представлены данные за 2013 год по 181 городу России по выбросам загрязняющих веществ стационарными источниками и автомобильным транспортом. Цифры показали ужасное положение дел в больших городах. Данная проблема связана с низким классом экологичности двигателей наших транспортных средств. Машины, автобусы окружают нас каждодневно, у нас нет возможности спрятаться от их выбросов. Все больший и больший процент населения республики имеет хронические заболевания [1]. И в этой ситуации транспорт играет не последнюю роль. Необходимо находить и воплощать в жизнь технологические решения по уменьшению выбросов в атмосферу отработанных газов. Исходя из вышеизложенного, целью данного исследования являлось моделирование комбинированной системы рециркуляции отработанных газов в турбированных газовых двигателях внутреннего сгорания для снижения загазованности в России путем сокращения вредных выбросов от грузовых автомобилей общего пользования, а также общественного транспорта [2].

Токсичность отработавших газов двигателей можно уменьшить путем предупреждения образования токсичных компонентов или посредством их нейтрализации.

Уменьшение содержания окиси азота в отработавших газах достигается путем ограничения максимальных температур сгорания и уменьшения количества подаваемого топлива или одновременным использованием двух этих способов. Подобные результаты можно получить установкой более позднего зажигания, обогащения или значительного обеднения смеси, а также посредством направления части отработавших газов обратно в цилиндр двигателя. Выделение токсичных соединений свинца и серы можно уменьшить только путем ограничения их содержания в топливе или полного их исключения из него.

При сгорании топлива в цилиндрах двигателя образуется множество токсичных веществ, наибольшую опасность из которых представляют разнообразные оксиды азота. Один из способов уменьшения количества этих веществ – установка в выпускной системе двигателя каталитического нейтрализатора. Однако есть и иной путь снизить выбросы в атмосферу оксидов азота – изменить режим горения топливовоздушной смеси в камере сгорания.

Оксиды азота образуются в камере сгорания вследствие химической реакции азота и кислорода воздуха при высокой температуре, и чем она выше, тем активнее идет окисление азота. Поэтому самый простой путь решения проблемы оксидов – несколько снизить температуру сгорания топливно-воздушной смеси в цилиндрах двигателя. Достигается данная цель с помощью рециркуляции выхлопных газов, то есть возврата некоторого количества отработанных газов (ОГ) в цилиндры ДВС вместе с новой порцией горючей смеси.

Выхлопные газы двигателя, считаются условно инертными, так как являются продуктами горения, и сами уже не горят. Поэтому их подмешивание к топливовоздушной смеси снижает максимальную температуру ее сгорания, а это снижает активность образования оксидов азота. Такое решение приводит к незначительному снижению мощности двигателя, но оно не существенно.

Таким образом, система рециркуляции выхлопных газов (EGR – Exhaust Gas Recirculation) снижает токсичность выхлопа двигателя, значительно повышая его экологичность.

За счет рециркуляции ОГ увеличивается общее наполнение цилиндра ДВС при неизменном количестве свежей смеси, вследствие чего снижается расход топлива.

Итог исследования можно сформулировать в несколько основных выводов, а также рекомендаций для проведения дальнейших исследований.

Рециркуляция повсеместно применяется на современных двигателях внутреннего сгорания. При исследованиях двигателя КАМАЗ 820.13–400 была выяснена возможность перепуска части отработанных газов. Однако при моделировании внешней рециркуляции с использованием клапана EGR возникал отрицательный перепад давлений, который не позволял выхлопным газам самопроизвольно перетекать из выпускного коллектора во впускной. Для решения данной проблемы инженерами Mercedes-Benz были приняты дополнительные конструкторские решения, значительно усложняющие проектирование данного двигателя.

Дальнейшие исследования двигателя проводились с возможностью управления фазами газораспределения для достижения его улучшенных выходных характеристик. Было выяснено, что запаздывание и опережение закрытия впускного клапана по-своему оказывают влияние на отдельные выходные характеристики данного двигателя. Однако моделирование этих процессов не всегда достаточно точно отражает реальную картину явлений происходящих в двигателе. Вследствие этого можно выдвинуть некоторые рекомендации и предложения для проектировщиков ДВС:

- внешняя рециркуляция не всегда эффективна и должна предварительно моделироваться для каждого конкретного семейства двигателей;
- выбраны наиболее оптимальные значения углов запаздывания закрытия выпускного клапана и опережения открытия впускного клапана;
- необходимо проведение реальных испытаний для более точной оценки влияния изменения фаз газораспределения на выходные характеристики двигателя КАМАЗ 820.13–400.

Результаты исследования в данный момент уже находятся на рассмотрении в НТЦ ПАО «КАМАЗ», а также готовятся к отправке на рецензирование в журнал «Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. «Серия Машиностроение».

Все эти меры не решат все экологические проблемы в нашей республике, но помогут приблизиться к этому. Небольшими шагами мы сможем сделать нашу жизнь безопасной, и окружающую природу здоровой и красивой!

Библиографический список.

1. Загазованность атмосферного воздуха [Электронный ресурс]. – 2016. – Режим доступа: <http://www.ecoloresult.ru/resels-63-1.html>
2. Система рециркуляции выхлопных газов [Электронный ресурс]. – 2016. – Режим доступа: <http://www.autoopt.ru/articles/products/3853576/>.

УДК 629.1

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ГИБКИ V-ОБРАЗНЫХ ДЕТАЛЕЙ

Волгушев А. А., Нестеренко Е. С.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

При проведении гибочных операций необходимо всегда учитывать действие упругих деформаций материала, вследствие которых форма изделия после гибки отличается от формы рабочего инструмента. Поэтому при проектировании и изготовлении оснастки необходимо учитывать величину пружинения металла. Пружинение – явление изменения угловых размеров и радиусов кривизны при снятии деформирующих нагрузок. Упругое пружинение обычно выражается в угловом измерении и является той величиной, на которую следует уменьшить угол гибки, чтобы получить требуемый угол детали.

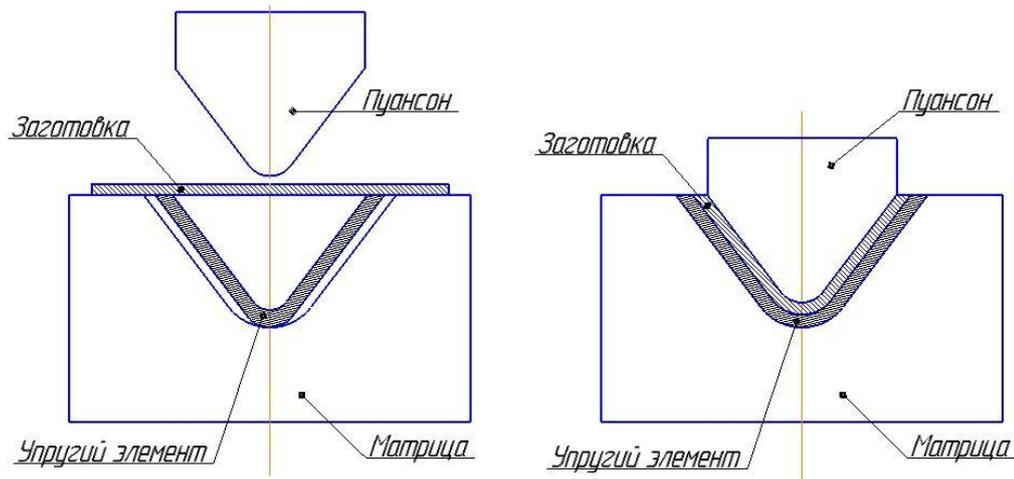
Угол пружинения может быть определен аналитическим расчетом упругой деформации или при помощи испытаний. Так же на угол пружинения оказывает влияние отношение предела текучести и модуля упругости.

Одной из самых применяемых зависимостей для теоретического определения угла пружинения является Упрощенная формула В. П. Романовского

$$\operatorname{tg} \Delta \alpha = 0,375s \cdot \frac{l}{(1-x) \cdot s} \cdot \frac{\delta_T}{E}$$

где: x – коэффициент, определяющий положение нейтрального слоя в зависимости от r/s (расстояние между опорами), s – толщина образца, E – модуль упругости, δ_T – предел текучести.

В работе изучается процесс одноугловой гибки v-образных деталей в штампе с упругим элементом. Использование упругого элемента позволит получить детали наиболее высокого качества с более точными геометрическими размерами.



На кафедре обработки металлов давлением изучается процесс штамповки с использованием упругих свойств штаповой оснастки. На рисунках представлена схема гибки V-образной детали с упругим элементом, который позволит уменьшить значение пружинения.

Библиографический список

1. Романовский, В. П. Справочник по холодной штамповке / В. П. Романовский. – Л. : Машиностроение, 1979.

УДК 621

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЖЕСТКОСТИ КОНИЧЕСКОГО СОЕДИНЕНИЯ ПОДСИСТЕМЫ ШПИНДЕЛЬ-ИНСТРУМЕНТ

Казаков А. А., Казакова О. Ю.

Самарский государственный технический университет, г. Самара

С целью определения контактных деформаций конического соединения подсистемы шпиндель-инструмент был проведен ряд экспериментальных исследований на координатно-расточном станке мод. 24К40СФ4 и специально созданном стенде [1].

На станке исследовались инструментальные оправки 40 с конусом 7:24 (ГОСТ 15945-82). При проведении экспериментов определялись перемещения инструментальной оправки, обусловленные контактными деформациями. Инструментальную оправку, закрепленную усилием затяжки $P_3 = 4,5$ кН, нагружали радиальной силой $P_z = 100, 500, 1000, 1500, 2000$ Н, приложенной к свободному концу оправки на расстоянии $L = 150$ мм от торца шпинделя с помощью специального нагрузочного устройства (динамометра 3) (рис. 1). Разность показаний индикаторов 1 и 2 с ценой деления 0,001 мм (рис. 1) давала значения смещений инструментальной оправки в коническом соединении. Каждый цикл нагружения повторяли по три раза.

В результате исследования упругих деформаций подсистемы шпиндель-инструмент с использованием оправки №1 выявлено, что с увеличением силы резания от 100 до 2000 Н контактные деформации (разность показаний индикаторов 1 и 2) изменяются от 1 до 26 мкм. Для учета влияния погрешности формы конических поверхностей на контактные деформации оправку поворачивали на 180° и снова проводили измерения. Было установлено, что жесткость конического соединения при этом меняется незначительно (3-5%).

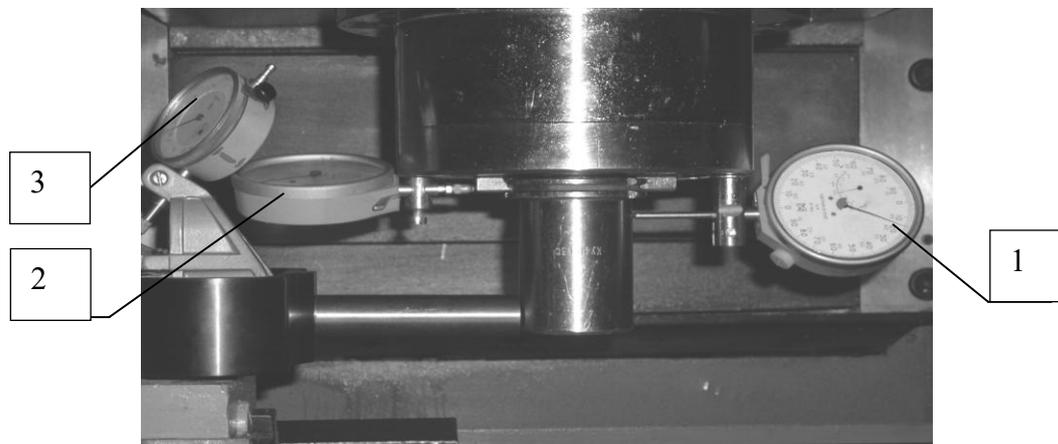


Рис. 1. Схема измерения жесткости подсистемы шпиндель-инструмент на станке мод. 24К40СФ4:

1 – индикатор, учитывающий смещения инструментальной оправки; 2 – индикатор, учитывающий смещения в шпинделе; 3 – нагрузочное устройство

Библиографический список

1. Петрунин, В. И. Исследование точности позиционирования инструмента на станках типа "обрабатывающий центр": дис. канд. техн. наук: 05.03.01 / Петрунин Владимир Иванович. - М., 1982. - 206 с.

УДК 621.9

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ, СТЕПЕНИ И СКОРОСТИ ДЕФОРМАЦИИ НА НАКОПЛЕННУЮ ЭНЕРГИЮ ДЕФОРМАЦИИ ПРИ РАСТЯЖЕНИИ СТАЛИ 45

Калашников А. И., Прокофьев М. А.

Рыбинский государственный авиационный технический университет
имени П. А. Соловьева, г. Рыбинск

Накопленная энергия деформации – это комплексный показатель поверхностного слоя, определяющий энергию, накапливаемую в теле при его пластических деформациях. Накопленная энергия деформации играет значительную роль при оценке прочности конструкций и деталей машин, пребывающих в сложном напряженном состоянии. Так, величина накопленной энергии несет информацию о свойствах и состоянии деформированного (упрочненного) материала, поскольку она почти полностью определяет энергию дефектов кристаллической структуры (вакансий, внедренных атомов, дислокаций и др.), образовавшихся при деформации. Свойства и состояние поверхностного слоя материала определяют показатели качества поверхностного слоя. Они, в свою очередь, характеризуют эксплуатационные характеристики деталей машин. Изучение закономерностей накопления и выделения накопленной энергии деформации в значительной мере способствует развитию представлений как о процессах, происходящих в материале во время деформирования, так и о характере возникающих при этом остаточных искажений решетки.

Расчетные методы определения уровня накопленной энергии деформации в поверхностном слое материала при механической обработке, применительно для жаропрочных сплавов, разработаны В. К. Старковым. В. М. Грешновым разработаны дислокационные представления о пластической деформации при обработке металлов давлением.

При обеспечении требуемых параметров качества поверхностного слоя во время лезвийной обработки, большую роль играет накапливаемая в поверхностном слое материала детали энергия упруго-пластических деформаций. При механической обработке она проявляет себя в виде локального деформационного упрочнения – наклепа поверхности детали.

В экспериментальных работах по изучению деформационного упрочнения ряда металлов отражается зависимость приведенного напряжения сдвига от плотности дислокаций. Но поскольку в этой зависимости не присутствует какое-либо из прочностных свойств, то для расчетов используется зависимость между условным пределом текучести и плотностью дислокаций, которая также учитывает параметр междислокационного взаимодействия.

Данная зависимость может быть представлена в виде формулы (1):

$$\sigma = \sigma_{0,2} + \alpha Gb\sqrt{\Lambda}, \quad (1)$$

где σ – напряжение, необходимое для перемещения подвижных дислокаций, т.е. осуществления пластической деформации;

$\sigma_{0,2}$ – напряжение, имеющее смысл предела текучести материала;

α – параметр междислокационного взаимодействия

В. М. Грешновым получена эмпирическая температурная зависимость коэффициента α для группы сталей 10кп, 20кп, 20Г2Р и 38 ХГНМ

$$\alpha = 0,159 \exp\left(\frac{100}{T}\right), \quad (2)$$

где T – температура, К.

Накопленная энергия деформации рассчитывается по следующей зависимости:

$$W_{уд} = \frac{Q}{\alpha^2 G} (\sigma - \sigma_{0.2})^2, (3)$$

где Q – коэффициент пропорциональности, $Q = 0,5 - 1$;

G – модуль сдвига материала детали, Па;

α – параметр междислокационного взаимодействия;

σ – напряжение, необходимое для движения подвижных дислокаций, Па;

$\sigma_{0.2}$ – напряжение начала пластического течения материала, Па.

Для определения искомой зависимости параметра междислокационного взаимодействия от температуры необходимо провести экспериментальное исследование.

Сущность исследования заключается в следующем: на предварительно подготовленных образцах конструкционной стали марки Сталь 45 создается наклеп поверхностного слоя путем деформирования материала образцов на разрывной машине при различных режимах, включающих в себя степень, скорость и температуру деформации, которые изменяются в следующих пределах: скорость от 1 мм/мин до 500 мм/мин, температура от 20 до 750 °С, относительное удлинение от 2 до 30%.

Из полученных образцов изготавливаются шлифы, которые в дальнейшем исследуются на автоматическом микротвердомере модели DURASCAN 20/20 и анализируются зависимости изменения микротвердости в образцах от степени деформации и температуры деформации.

На основании полученных зависимостей можно будет сделать выводы о влиянии температуры на параметр междислокационного взаимодействия и, как следствие, на параметры наклепа поверхностного слоя детали. В связи с тем, что степень наклепа материала поверхностного слоя определяется количеством накопленной энергии деформации, то можно будет проанализировать влияние температуры деформации на накопленную энергию деформации через температурную зависимость параметра междислокационного взаимодействия.

Библиографический список

1. Старков, В. К. Дислокационные представления о резании металлов [текст] / В. К. Старков. – М.: Машиностроение, 1979. – 160 с.
2. Лебедев В. А. Энергетические аспекты упрочнения деталей динамическими методами поверхностного пластического деформирования: монография / В. А. Лебедев. – Ростов н/Д: Издательский центр ДГТУ, 2007. – 156 с.
3. В.Ф. Безъязычный, М.А. Прокофьев, Н.В. Виноградова. Исследование влияния технологических условий механической обработки на накопленную энергию деформации в поверхностном слое детали [текст] – Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника, 2015. – 14 с.

УДК 621.9.06

ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО УЧАСТКА МЕХОБРАБОТКИ ДЕТАЛЕЙ МАЛОЙ ТРУДОЕМКОСТИ

Мелещук Д. В., Медведев О. А.

Брестский государственный технический университет, г. Брест

Многономенклатурные автоматизированные производственные участки являются эффективным средством повышения производительности труда в условиях мелкосерийного и среднесерийного производства. При большом разнообразии номенклатуры деталей, обрабатываемых на каждом автоматизированном участке, интервалы времени обработки деталей на многоцелевых станках и интервалы времени транспортирования деталей с помощью автоматизированной транспортно-складской системы характеризуются большим рассеянием значений. В этих условиях оценка эффективности работы элементов многономенклатурного автоматизированного участка путем построения циклограмм, характерных для оценки работы автоматических линий, с учетом средних значений указанных интервалов приводит к завышенным результатам. При этом не учитываются потери, связанные с возможностью одновременного простоя нескольких станков в ожидании загрузки новыми заготовками, а также простои, возникающие из-за неравномерного поступления заготовок. Поэтому возникает потребность в других, способах моделирования взаимосвязанной работы элементов многономенклатурного автоматизированного участка на стадии их проектирования, которые будут учитывать стохастический характер времени работы отдельных элементов. В данной работе рассмотрены возможности использования методов имитационного моделирования для оценки эффективности работы многономенклатурного производственного участка.

Основная концепция имитационного моделирования системы в этом случае состоит в отображении изменений ее состояния с течением времени. При этом определяющим является выделение и однозначное описание состояний моделируемой системы.

Имитационные модели позволяют без использования каких-либо аналитических или других функциональных зависимостей отображать сложные объекты, состоящие из разнородных элементов, между которыми существуют разнообразные связи. На стадии проектирования многономенклатурного автоматизированного участка, когда нет точных сведений о распределении интервалов времени, можно провести моделирование с различными законами распределения.

Для моделирования необходимо знать структуру многономенклатурного автоматизированного участка и порядок работы его оборудования. В большинстве случаев основное оборудование на многономенклатурном автоматизированном участке расположено в линию вдоль трассы транспортного робота, который захватывает приспособления-спутники с заготовками с промежуточной позиции центрального накопителя со штабелером.

Штабелер принимает спутники, с установленными вручную заготовками, от участка подготовки спутников. Определение количества различных видов оборудования осуществляется на основе нормированных технологических процессов, разработанных для каждого наименования детали.

Анализ работы автоматизированного участка осуществляется следующим образом.

Первоначально выбирается закон распределения времени подготовки приспособлений-спутников $t_{\text{п}}$ (установка заготовок на спутниках и размещения их в

центральном накопителе), времени транспортирования спутников транспортным роботом $t_{тр}$, времени обработки спутников на многоцелевых станках с ЧПУ $t_{маш}$ и вводятся необходимые параметры для генерации случайных значений $t_{п}$ с помощью генератора псевдослучайных чисел. Затем вводятся значения приращения времени работы участка Δt и длительность моделирования работы участка $T_{макс}$. Далее происходит анализ работы участка на основании имитационной модели. Завершение моделирование осуществляется путем анализа текущего времени работы многономенклатурного автоматизированного участка, если это время T станет равным $T_{макс}$, то дальнейшего приращения текущего времени не происходит. При $T = T_{макс}$ осуществляется расчет коэффициента использования накопителей как частное от деления суммарного времени работы станков на произведение числа станков и $T_{макс}$.

Средний коэффициент загрузки пристаночных накопителей на многономенклатурных автоматизированных участка по времени определяется как отношение среднего числа пристаночных накопителей, имеющих в стационарном режиме не менее одного спутника, к числу промежуточных накопителей (станков). Для реализации описанной имитационной модели выбран табличный редактор Microsoft Excel, который позволяет использовать полученные данные для дальнейших расчетов показателей эффективности участка и для графического представления данных. В разработанной программе предусмотрена форма для упрощенного ввода данных для имитационной модели, таких как выбор закона распределения для времени $t_{п}$, $t_{тр}$, $t_{маш}$, а также ввод параметров необходимых для генерация случайных величин по этому закону. На форме присутствуют текстовые поля для ввода количества станков, вместимости их накопителей, а также для ввода значения приращения времени Δt . Предусмотрена возможность ввода средних значений времени работы элементов участка вместо генерации их случайных значений для того, чтобы была возможность сравнить полученные значения и для случая, когда закон распределения неизвестен.

Разработанная методика моделирования многономенклатурного автоматизированного участка позволяет оценить эффективность работы участка на стадии его проектирования и принять обоснованные решения по количественному составу элементов многономенклатурного автоматизированного участка и по требуемой интенсивности вспомогательных операций (подготовки спутников и их транспортирования). Методика может быть полезна инженерам машиностроительных заводов, занимающимся проектированием многономенклатурных автоматизированных участков.

Библиографический список

1. Вентцель Е. С. Исследование операций: М.: Советское радио. 1972
2. Новиков О. А., Петухов С. М. Прикладные вопросы теории массового обслуживания. -М.: Советское радио. 1969.
3. Гибкие производственные комплексы/ Под. ред. П. И. Белянина. -М.: Машиностроение, 1984
4. Имитационное моделирование производственных систем / под ред. А. А. Вавилова. – М.: Машиностроение, 1983

УДК 629

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КЛАССА ЭНЕРГОЭФФЕКТИВНОСТИ МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОГО ПРЕДПРИЯТИЯ

Мятишкин Г. В., Филинова А. С.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Современные требования к организации производства в части энергетического менеджмента требуют от руководства энергетического планирования, которое должно включать в себя: соблюдение законодательных требований, энергетический анализ и базис, показатели энергетической результативности, планы мероприятий по энергетическому менеджменту. Все вышеуказанные разделы энергетического планирования предприятия должны быть разработаны, утверждены и постоянно актуализированы.

В качестве соблюдения законодательных требований рассмотрим обязанность периодического проведения энергоаудита. Одним из наиболее эффективных методов определения необходимости проведения энергоаудита и внедрения системы энергомеджмента на машиностроительном предприятии является сравнение предприятия с аналогичными предприятиями отрасли. Конкурентное предприятие, выпускающее продукцию соизмеримого качества, но затрачивающее меньшее количество топливно-энергетических ресурсов на единицу продукции, имеет явное преимущество.

Предлагаемая оценка состояния потребления топливно-энергетических ресурсов отдельного предприятия представляет собой сумму индивидуальных показателей по каждому из видов энергии, основанных на их удельном значении в общей сумме расходов предприятия. Основопологающим критерием оценки эффективного использования ресурсов является совокупный стоимостной объем их потребления (в руб.) отнесенный к итоговой стоимости выпущенной продукции, услуг или других единиц производственной, операционной и хозяйственной деятельности. Фактически этот показатель демонстрирует долю затрат на энергоресурсы в составе себестоимости продукции. Дать качественную оценку уровню энергозатрат в себестоимости продукции возможно лишь путем сравнения с аналогами или идентичными видами продукции. Выявление лучших и худших аналогов позволяет дать оценку текущему положению дел в вопросе оценки энергетической эффективности на предприятии-потребителе. Вместе с тем, учитывая рыночную волатильность цен на электроэнергию (мощность), изменчивость объемов производства и метеоусловия (определяющие потребление тепла), специфику штрафных санкций и требований договоров ресурсоснабжения, опирающихся на нормативные акты, регулирующие оборот энергии в РФ и другие особенности потребления, можно утверждать, что удельные энергозатраты не являются единственным и исчерпывающим индикатором качества использования энергии. Уровень энергозатрат является следствием особенностей режимов потребления, внутренних процессов, как технологических, так и операционных (организационных). С полной уверенностью можно утверждать, что при прочих равных условиях, в отсутствие налаженного энергоучета, задокументированных (стандартизированных) механизмов контроля и управления потреблением энергоресурсов, а также надежности их использования и минимизации рисков ограничений, отключений, аварий и поломок ведущих к перерасходу ресурсов или потребности в дорогостоящих резервных видах топлив – не возможно говорить о степени совершенства и дисциплине потребления ресурсов.

УДК 621. 791.7:620.17:620.18

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ТВЕРДОСТИ СВАРНЫХ СОЕДИНЕНИЙ НА ОСНОВЕ ПАРАМЕТРИЗАЦИИ СТРУКТУР

Низамов Р. А., Мухамадеев И. М., Новиков А. В., Беляев А. В.

Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А. Н. Туполева, г. Казань

Важным направлением в машиностроении является совершенствование методов контроля структуры, испытание, прогнозирование и определение механических свойств материалов. В настоящее время оценку изменения структуры металлических материалов осуществляют традиционными металлографическими методами, а механических свойств – соответствующими исследованиями. Однако традиционные методы не дают достаточно точную корреляцию структуры и свойств или требуют трудоемкой подготовки образцов и многочисленных испытаний в соответствии с нормативно-технической документацией. В ряде случаев просто недопустима или невозможна вырезка образцов из действующих объектов машиностроения. Подобные испытания можно не проводить, используя методологию параметризации структур. В связи с этим перспективным направлением является установление взаимосвязи механических свойств металлических материалов с результатами параметризации цифровых изображений их микроструктуры.

Теория мультифрактальной параметризации структур материалов разработана и описана в трудах Б. Мандельброта, Р. Л. Хадсона, А. Г. Колмакова, Г. В. Встовского [1, 2], И. Ж. Бунина, В. С. Ивановой, А. В. Вотнинова, В. В. Герова, А. С. Баланкина, А. А. Оксогоева, А. Д. Анварова и др.

Объектами исследований выступали сварные соединения наружных корпусов камер сгорания приводов компрессоров газоперекачивающих станций, выполненные из жаропрочной аустенитной стали «10X11H20T2P». Основные результаты работы получены с применением методов механических испытаний, спектрального, радиографического и металлографического анализов. Металлографические шлифы были изготовлены на шлифовальной и полировальной машине, для выявления границ аустенитных зерен исследуемой марки стали использовался реактив «Круппа», стационарный микроскоп с увеличением $\times 1000$ с цифровой камерой «AxioCamHR» для захвата изображений, поверенный стационарный твердомер по «Виккерсу», персональный компьютер с программным обеспечением «Adobe Photoshop», «MFRDrom» (разработана Г.В. Встовским в ИМЕТ РАН им. А.А. Байкова), «Excel».

Подготовка сварных соединений к параметризации в программе «MFRDrom» включала вырезку образцов и изготовление микрошлифа сварного соединения, травление, фотографирование, оцифровку изображения, выделение областей необходимого размера из микроструктуры, преобразование изображений. Из всех параметров структуры были выбраны однородность F_{200} и упорядоченность D_1 - D_{200} , как наиболее информативные параметры. Предварительная обработка изучаемых изображений структур заключалась в обработке цифровых изображений с использованием средств компьютерной графики.

Зависимости однородности и упорядоченности от разрешения изображений в пикселях получены на основе анализа программой MFRDrom серии из 220 цифровых снимков различного разрешения стали с баллом зерна от 1-10. Для повышения точности и надежности прогнозирования твердости проведен расчет температурных полей при аргонодуговой сварке. Исследование распределения температуры предельного состояния по сечению сварного соединения позволило провести

моделирование структуры, полученной при охлаждении после сварки, используя диаграммы состояния и сопоставлением изотерм и структур соответствующих участков [3].

Часть исследований была посвящена разработке методики, адаптации известного метода и установление взаимосвязи балла зерна и параметров однородности и упорядоченности. Известные в литературе сведения и данные, полученные авторами, позволяют установить зависимость однородности и упорядоченности структуры при малых и при больших разрешениях изображений микроструктур, которые получены на основной шкале 1 для определения балла зерна (1-10) при увеличении $\times 100$. Анализ зависимостей показывает, что существует достаточно четкая корреляция между баллом зерна (z) и параметрами однородности и упорядоченности для сварного соединения без дефектов, что позволяет определять балл зерна методом параметризации структур в автоматизированном режиме.

Также можно сделать вывод, что на упорядоченность и однородность структуры сварного соединения влияет как количество, так и размер пор или шлаковых включений, а также размер трещин или следов от шлифования и полирования. Это необходимо учитывать при подготовке шлифов и выборе мест исследования сварного соединения, так как участки шлифа с дефектами могут исказить результаты расчета.

Для установления взаимосвязи твердости и фрактальных характеристик может использоваться аппроксимация функций методом нейронных сетей в пакете прикладных программ MATLAB. Общая схема прогнозирования твердости представлена на рисунке.

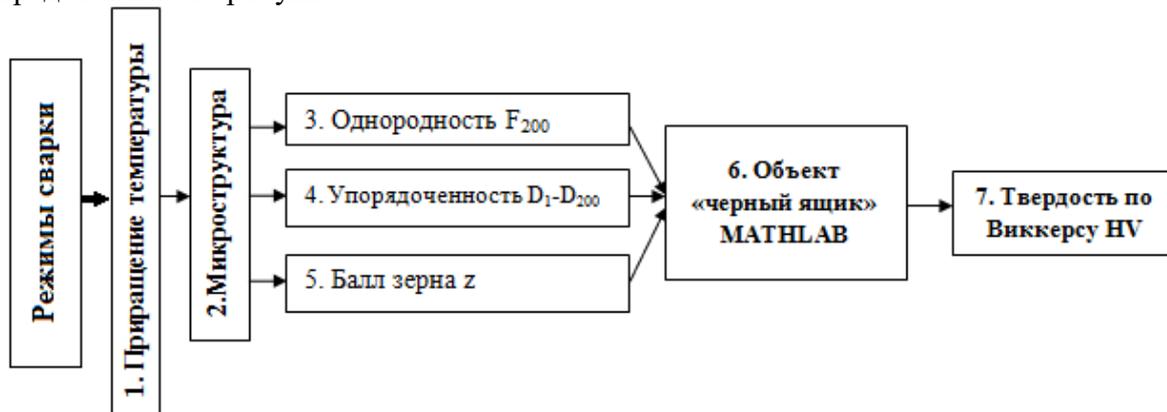


Рисунок. Общая схема прогнозирования твердости

Проведение подобного анализа может быть полезным для прогнозирования твердости на участках металла деталей машин, где по каким-либо причинам невозможно определение твердости методами механических испытаний или необходимо восстановить ее значения на неизмеренных участках.

Библиографический список

1. Встовский, Г.В. Введение в мультифрактальную параметризацию структур материалов [Текст] / Г.В. Встовский, А.Г. Колмаков, И.Ж. Бунин // Ижевск: Научно-издательский центр «Регулярная и хаотическая динамика», 2001. – 116 с.
2. Встовский, Г.В. Элементы информационной физики [Текст] / Г.В. Встовский – М.: МГИУ, 2002. – 260 с.
3. Беляев, А.В. О возможности прогнозирования твердости металлических материалов [Текст] / Э.Р. Галимов, И.А. Абдуллин, А.В. Беляев, Л.В. Сироткина // Вестник Казанского государственного технологического университета. – Казань: Изд-во Казан. гос. технол. ун-та, 2014, Т. 17, №17. – С. 98-99.

УДК 55.49.81

ИССЛЕДОВАНИЕ СОБСТВЕННЫХ ФОРМ И ЧАСТОТ КОЛЕБАНИЙ КРУГЛОЙ ПЛАСТИНЫ

Петряхин Д. А., Урлапкин А. В. Сафин А. И., Иголкин А. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

При проектировании объектов, подвергающихся действию переменных во времени нагрузок, необходимо учитывать, что возможно возникновение такого явления, как резонансные колебания. Поэтому необходимо выявлять резонансные частоты и далее либо исключать их из диапазона рабочих режимов, либо осуществлять мероприятия для минимизации резонансных явлений. Поэтому исследование модальных характеристик объектов, позволяющее определить собственные частоты колебаний, является актуальной задачей. Подробно о проблемах модального анализа расписано в книге В. Хейлена [1]. Методы определения собственных частот и форм колебаний описаны в справочнике «Вибрации в технике» [2].

Целью данной работы является расчётно-экспериментальная оценка собственных частот и форм колебаний круглой пластины диаметром 300 мм с центральным отверстием 20 мм и толщиной 3 мм. Экспериментальное определение форм и частот происходило бесконтактным способом с помощью трёхкомпонентного лазерного виброметра Polytec PSV-400-3D – системы, обеспечивающей быструю обработку и наглядное представление данных вибрации по всей поверхности объекта (рисунок 1).

Колебания возбуждались при помощи электродинамического вибратора. Диск устанавливался на концевик возбудителя, зажимался между двумя шайбами и затягивался гайкой.

Управление лазерным виброметром осуществляется с помощью специализированного программного обеспечения (ПО). Данное ПО выполняет детальный анализ вибрации и представляет результаты в виде графики, анимированных 2-D и 3-D диаграмм, частотных характеристик, а также обеспечивает экспорт данных. Данная программа позволяет полностью настроить все параметры сканирования.

После сканирования была получена усреднённая по всей поверхности амплитудно-частотная характеристика объекта. Она показана на рисунке 2.



Рис. 1. Объект испытаний во время проведения эксперимента

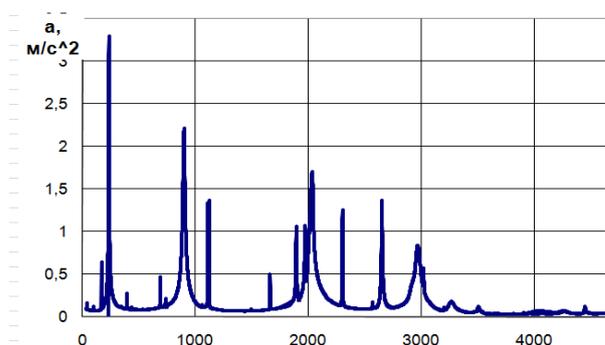


Рис. 2. Амплитудно-частотная характеристика объекта

В результате определены собственные частоты металлического диска. Они представлены в таблице 1.

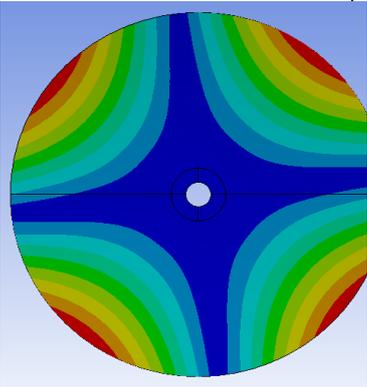
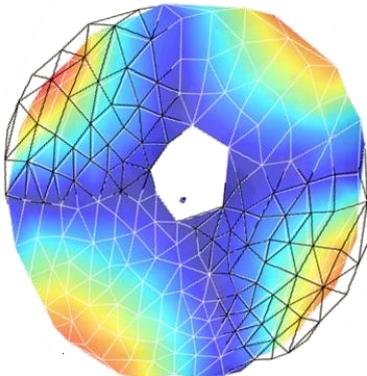
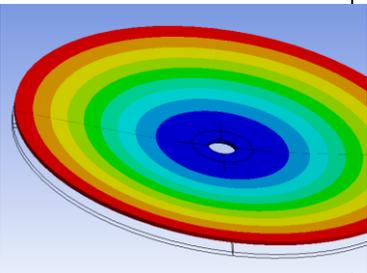
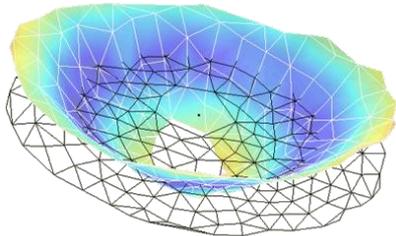
Таблица 1. Значения собственных частот диска

Форма колебаний, m×n	2×0	0×1	0×2	2×1	3×1	0×3
Частота, Гц	168,8	235,2	906,3	1111,7	1662,5	2075,0

Полученные результаты были сравнены с расчётными значениями, посчитанными в программном пакете ANSYS Workbench.

Рассчитывались формы колебаний в диапазоне от 0 до 5000 Гц. Результаты расчёта и их сравнение с результатами, полученными в эксперименте, приведены в таблице 2. Данные приведены для двух форм колебаний.

Таблица 2. Сравнение эксперимента с расчетом

Форма колебаний, расчёт	Форма колебаний, эксперимент	Погрешность, %
 <p>170,9 Гц</p>	 <p>168,8 Гц</p>	1,23
 <p>241,4 Гц</p>	 <p>235,2 Гц</p>	2,56

Из полученных данных видно, что расхождение между результатами расчёта и эксперимента составляет менее 3%, что говорит о хорошем согласовании расчётной модели с моделируемым объектом.

Библиографический список

1. Хейлен В., Модальный анализ: теория и испытания [Текст] / В. Хейлен, С. Ламменс, П. Сас. - М.: ООО "Новатест", 2010.- 319 с.
2. Вибрации в технике: Справочник. В 6-ти т, том 5. – М.: Машиностроение, 1981.

УДК 62-181.1

ОЦЕНКА ПОГРЕШНОСТЕЙ ИЗМЕРЕНИЙ, ВНОСИМЫХ МЕТОДАМИ И АЛГОРИТМАМИ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ

Печенин В. А., Грачев И. А., Болотов М. А., Рузанов Н. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В составе оболочковых форм и прочих сборочных единиц авиационных двигателей и энергетических установок могут присутствовать маложесткие детали. Такие детали могут иметь значительное отклонение формы как в свободном, так и в собранном состоянии. К таким деталям относятся маложесткие кольца. Сопряжение маложестких колец при установке в авиационные двигатели осуществляется по плоским и цилиндрическим поверхностям. В свободном состоянии маложесткие кольца имеют сравнительно высокое допустимое отклонение от круглости, которое составляет величину более 1 мм. Контроль данного вида деталей после изготовления достаточно сложен, так как отклонения от круглости в свободном состоянии вызывает значительные погрешности измерения радиуса и ошибки при прогнозировании сборки их в составе сборочных единиц и агрегатов. На современных производствах детали измеряются на координатно-измерительных машинах, на которых контроль радиусов и отклонений осуществляется с помощью вписывания в массив измеренных точек элемента «окружность» по методу наименьших квадратов. Для снижения влияния отклонения формы можно использовать специальную дорогостоящую оснастку или же снижать погрешность программным методом и с применением специальных методик измерения.

В настоящей работе рассматривается методика оценки погрешности определения геометрических параметра «радиус» изготовленного фигурного кольца для газодинамического демпфера с дросселирующими канавками [1, 2] при измерении на координатно-измерительной машине. Этапы методики представлены в виде блок-схемы на рисунке 1.

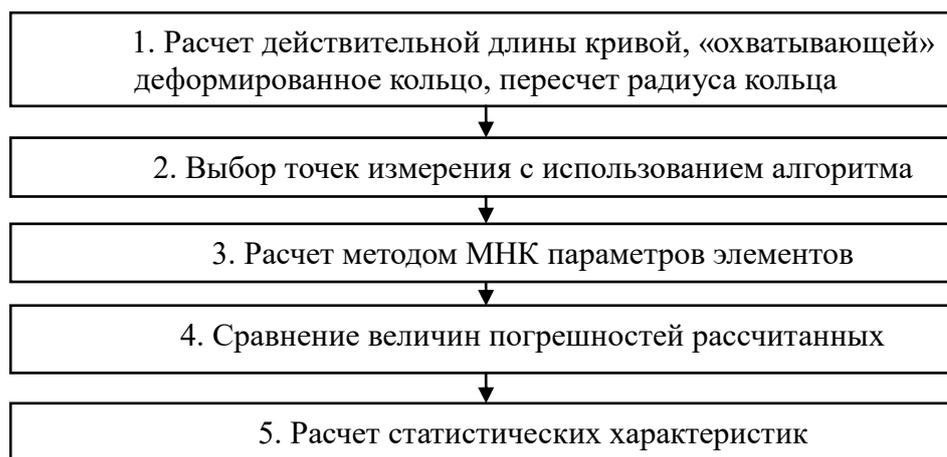


Рис. 1. Блок-схема методики оценки радиуса маложесткого кольца

Контроль кольца производится на координатно-измерительной машине DEA Global Performance 07.10.07 с использованием сканирующего датчика SP600. Отклонение от круглости фигурного кольца [3] в сборке составило 0,056 мм., в свободном состоянии 0,872 мм. При этом в состоянии сборки отклонение формы

представляет собой отклонение от закрепления в трехлапчатом патроне, повторяющее отклонение внешнего кольца, а в свободном состоянии эллипсность.

На рисунке 2 представлены внешнее и фигурное кольца, входящие в сборку гидродинамического демпфера. Соединение деталей производится с натягом.

Для оценки действительного радиуса фигурного кольца использовался подход, основанный на использовании расчета длины окружности при помощи сплайновой интерполяции массива измеренных точек [4]. При этом предварительно производилась фильтрация измеренных данных [5] для снижения случайных погрешностей измерений. Для оценки возникающих погрешностей измерения параметра «радиус» использовался метод Монте Карло. Были проведены численные эксперименты, в которых изменялось количество точек контроля: 6, 8, 15 и 30. Имитация выборок точек основана на алгоритмах, приведенных в работе [6] и производилась на точках сплайна. Моделирование каждого эксперимента проводилось 10000 раз. Оценка радиуса осуществлялась с использованием заменяющего элемента «окружность» и «эллипс». Найденные значения сравнивались с принятой за эталон величиной, рассчитанной с использованием сплайнов.



Рис. 2. Измерение геометрии деталей для экспериментов а – сборка внешнего и фигурного кольца; б – фигурное кольцо в свободном состоянии

Для полученных значений погрешностей расчета радиуса рассчитывались математические ожидания μ и среднеквадратические отклонения σ . Результаты расчетов приведены в таблице 1.

Таблица 1. Математическое ожидание и среднеквадратические отклонения погрешностей измерения радиуса в экспериментах

Количество точек	6 точек измерения		8 точек измерения		15 точек измерения		30 точек измерения	
	μ	σ	μ	σ	μ	σ	μ	σ
Статистическая характеристика								
Эллипс	-0,0004	0,0068	0,0003	0,0024	0,0003	0,0008	0,0002	0,0003
Окружность	-0,0016	0,0223	-0,0012	0,0141	-0,0010	0,0056	-0,0012	0,0020

Полученные результаты позволяют сделать вывод о том, что использование заменяющего элемента «Эллипс», по сравнению с элементом «Окружность» при измерении радиуса позволяет снизить погрешность измерения при контроле по

равному количеству точек. Использование заменяющего элемента «Эллипс» предпочтительно при количестве измеряемых точек менее 30.

Таким образом, использование подходящего заменяющего элемента позволяет более достоверно рассчитывать радиус кольца с меньшей трудоемкостью, а так же прогнозировать качество сборки в соединении с внешним кольцом.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках реализации федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014 – 2020 годы». Уникальный идентификатор ПНИЭР RFMEFI57815X0131.

Библиографический список

1. Дилигенский, Д. С. Расчёт коэффициента демпфирования упругих колец с рабочей жидкостью [Текст]/ Д. С. Дилигенский, Д.К. Новиков // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). – 2015. – Т. 14. – № 3, ч. 2. – С. 327-335.
2. Пат. № 860566 Российская Федерация, МПК7 F16F 15/04. Гидродинамический демпфер / Эскин И.Д., Белоусов А.И., Новиков Д.К. [и др.]; заявл. 09.07.1979; опубл. 20.03.2001.
4. Захаров, О. В. Анализ методов оценки круглости деталей подшипников [Текст] / О. В. Захаров, А. А. Королев, А. И. Склярова // Измерение, контроль, информатизация: материалы междунар. науч.-техн. конф. Барнаул: Изд-во АлтГТУ, 2016. – С. 51-55.
3. Чевелева, А. О. Повышение эффективности контроля маложестких колец газотурбинных двигателей по их информационным моделям [Текст] / А. О. Чевелева, Н. Д. Проничев // Известия Самарского научного центра РАН. 2013. – Т. 15. – №6 (4). – С. 1004-1008.
4. Pechenin, V.A. Determination of the bilateral filter's parameters for the analysis of surface geometry deviations [Text]/ V. A. Pechenin, M. A. Bolotov, E. R. Stepanova // CEUR Workshop Proceedings, 2016. – V. 1638. – P. 386-392.
5. Чевелева, А.О. Имитационные алгоритмы генерации разреженных выборок контролируемых точек при координатных измерениях [Текст] /А.О. Чевелева, М.А. Болотов//Региональная научно-практическая конференция, посвящённая 50-летию первого полёта человека в космос. Самара, 14-15 апреля 2011г.: тезисы докладов. – Самара: Издательство Самар, гос. аэрокосм. ун-та, 2011. – 298 с.

УДК 62-133.42

АНАЛИЗ МЕТОДОВ БОРЬБЫ С ВИБРАЦИЕЙ В СИСТЕМАХ С ЗУБЧАТЫМИ КОЛЕСАМИ

Рекадзе П. Д., Родионов Л. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Цель исследования – определение наиболее актуальных и эффективных методов борьбы с вибрацией в зубчатой передаче.

Борьба с вибрацией в упругих системах с зубчатыми колесами подробно описаны в работе М.И. Курушина др. [1]. По мнению авторов при заданном постоянном режиме работы зубчатых колес вибрация возникает только за счет периодического изменения жесткости в зацеплениях. Интенсивность возбуждения при этом пропорциональна разности жесткостей в зонах двухпарного и однопарного зацеплений, а также усилию в зацеплении зубчатых передач.

Авторы утверждают, что эффективная борьба с вибрацией в упругих системах с зубчатыми колесами возможна при введении разношаговости (рисунок 1) на одном из зубчатых колес, равной номинальному значению параметрического смещения зубьев за счет разности жесткостей в зацеплении зубьев. В этом случае вибрации в упругой системе не происходит. Для того чтобы не было вибрации в упругой системе разношаговость на одном из зубчатых колес можно заменить фланкированием в области двухпарного зацепления такой же величины.

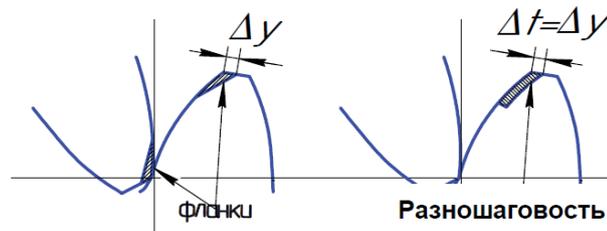


Рис. 1. Схема замены фланкирования на разношаговость

В работе [2] также отмечается эффективность фланкирования как отношение нагрузок в передаче до и после фланкирования:

- 1,7...2,7 для прямолинейной формы фланка;
- 2,2...2,7 для криволинейной формы фланка.

Также один из перспективных методов борьбы с вибрацией и пульсациями давления на выходе из насоса по мнению Девендрана Р. и Вакка А. [3] является оптимизация профиля зуба с симметричного на ассиметричный (рисунок 2).

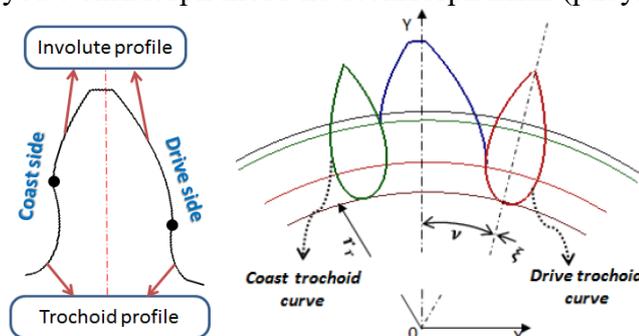


Рис. 2. Ассиметричный профиль зуба, процесс его генерации и точки контакта зубчатой пары

Исследования проводились на шестеренном насосе по параметрам пульсации давления и расхода, пиковому давлению, кавитации и объемному КПД на режимах до 280 бар и 3600 об/мин.

В зависимости от режима испытания преимущества использования оптимизированного (асимметричного) профиля зубьев таковы:

- пульсации давления снижены в 5...8 раз;
- пульсации расхода снижены в 4 раза;
- пиковые значения давлений снижены в 2,5...4 раза;
- объемный КПД увеличен на 2,5%.

Подобные результаты получены в работе [4]. Автор также исследовал шестеренный насос с роторами с асимметричным профилем зуба на пониженных оборотах (до 300 об/мин).

В зависимости от режима испытания преимущества использования асимметричного профиля зубьев таковы:

- снижение вибрации было получено на 200 об/мин и достигало 45%;
- пульсации расхода жидкости на выходе из насоса были снижены на 13...88% в диапазоне оборотов вала привода 100...300 об/мин;
- уровень звука ниже на 8,10 и 6 % на 100, 200 и 300 об/мин соответственно;
- снижение потребляемой мощности составляет 13...16% в диапазоне 100...300 об/мин;
- наибольшие преимущества нового профиля зуба наблюдались на 200 об/мин.

Таким образом, одними из наиболее эффективных методов борьбы с вибрацией в зубчатых передачах являются введение разношаговости (или фланкирования) и оптимизация профиля зуба с симметричного на асимметричный.

Результаты работы были получены с использованием средств гранта Президента Российской Федерации для государственной поддержки молодых российских ученых (номер гранта МК-1098.2017.8).

Библиографический список

1. Курушин, М. И. Методы борьбы с вибрацией в упругих системах с зубчатыми колесами [Текст]/ М. И. Курушин, В. Б. Балякин, С.А. Курушин// Труды второй Международной научно-технической конференции «Динамика и виброакустика машин». – Самара: СГАУ, 2014. - 746с.
2. Челомей, В.Н., Вибрация в технике: Колебания машин, конструкций и их элементов [Текст]/ Справочник в 6-ти т./ В.Н. Челомей. – М.: Машиностроение, 1980.-544 с.
3. Devendran, R. Design of potentials of external gear machines with asymmetric tooth profile [Текст]/ R. Devendran, A. Vacca // Proceedings of the ASME/Bath 2013 Symposium on Fluid Power and Motion Control (FPVC2013). - 2013. pp. 1 - 13.
4. Olguner, S. Experimental analysis of external gear pumps with symmetric and asymmetric spur gears [Текст]/ S. Olguner, E. Evyapan, H. Filiz// Proceedings of the 17th International Conference on Machine Design and Production. -2016. pp. 1 - 15.

УДК 004.942

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ЗВУКОВОЙ ВОЛНЫ В ГАСИТЕЛЕ КОЛЕБАНИЙ С ПОМОЩЬЮ URANS-МОДЕЛИ

Романов К. А., Макарьянц Г. М.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Изучение колебаний в трубопроводах является важным аспектом проектирования систем водоснабжения. Особый интерес представляют акустические волны, вызываемые пульсациями давления жидкости, которые обусловлены наличием неустановившегося потока за насосом, а также вихреобразованием. Пульсации давления рабочей жидкости могут привести к неприемлемому уровню вибрации трубопровода [1,2], а также к высокому уровню акустического шума [3-5]. Одним из способов решения проблемы является использование гасителей пульсаций давления в трубопроводах [6,7].

На рисунке 1 представлена геометрия расчётной области.

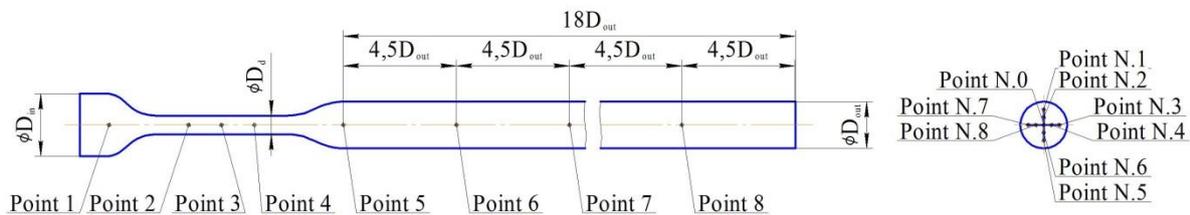


Рис. 1. Геометрия расчётной области

Оценка акустических колебаний была проведена с использованием модели URANS. Колебания давления жидкости, задаваемые в виде гармонической функции, задавались как граничное условие на входе. Скорость потока была принята равной нулю на выходе, таким образом, обеспечивая распространение только акустических волн.

Как видно из графиков на рисунке 2, временной шаг $\Delta t = 10^{-5}$ с обеспечивает необходимую точность, но не требует большого времени вычисления, как для $\Delta t = 5 \cdot 10^{-6}$ с. С другой стороны, временной шаг $\Delta t = 2 \cdot 10^{-5}$ с не обеспечивает адекватной картины процессов, происходящих в трубопроводе.

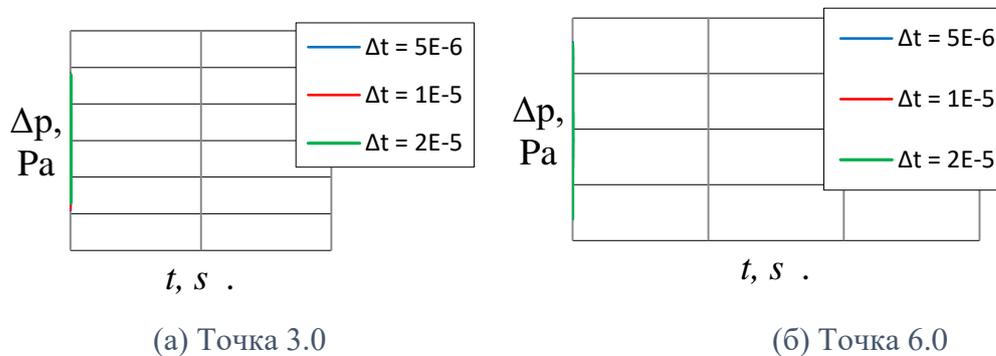


Рис. 2. Пульсации давления для различных значений шага по времени

На рисунке 3 показано поле распределения статического давления для случая $\Delta t = 10^{-5}$ с и $t = 0,0075$ с, на котором видно распространение волны.

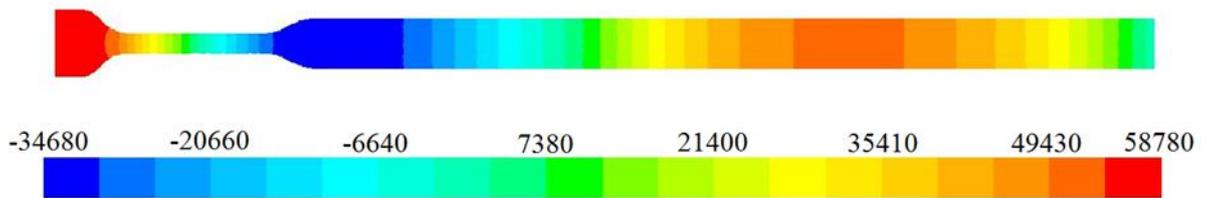


Рисунок 3 – Поле распределения статического давления

График на рисунке 4, который показывает общий уровень колебаний давления для временного шага $\Delta t = 10^{-5}$ с, также демонстрирует, что предложенная численная модель позволяет адекватно рассчитать акустику. Данные были получены из центральных точек каждого поперечного сечения.

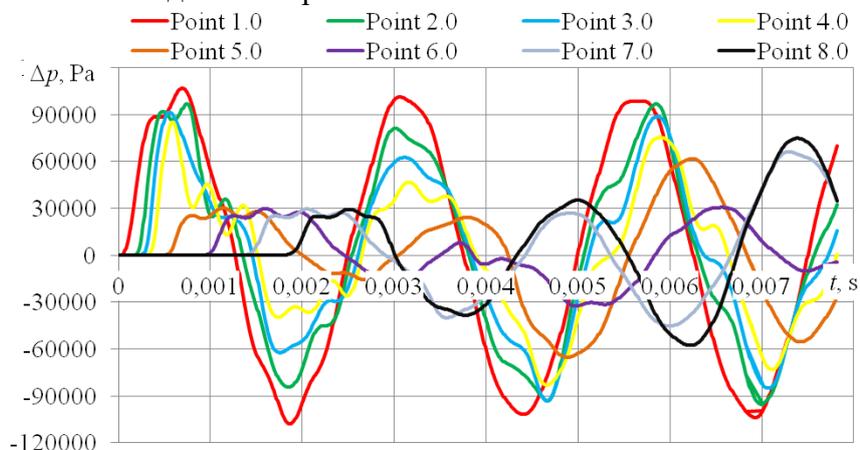


Рис. 4. Общий уровень пульсаций давления

Библиографический список

1. Tian J. The vibration analysis model of pipeline under the action of gas pressure pulsation coupling [Текст]/ Tian J., Yuan Ch., Yang L., Wu Ch., Liu G., Videz Zh. – Eng. Failure Analysis, №66, 2016. – С. 328–340.
2. Dequand S. Aeroacoustic response of diffusers and bends: comparison of experiments with quasi-steady incompressible flow models [Текст]/ Dequand S., van Lier L., Hirschberg A., Huijnen J. – J. Fluids and Structures, №16, 2002. – С. 957–969.
3. Musaakhunova L.F. The vibroacoustic characteristics research of the gas pipeline [Текст]/ Musaakhunova L.F., Igolkin A.A., Shabanov K.Y. – Proc. Eng., №106, 2015. – С. 316–324.
4. Igolkin A.A. Method development of the vibroacoustic characteristics calculation of the gas distribution stations elements [Текст]/ Igolkin A.A., Musaakhunova L.F., Shabanov K.Y. – Proc. Eng., №106, 2015. – С. 309–315.
5. Kårekull O. Prediction model of flow duct constriction noise [Текст]/ Kårekull O., Efraimsson G., Åbom M. – Appl. Acoustics, №82, 2014. – С. 45–52.
6. Shorin V.P. On estimating the operating efficiency of suppressors of liquid pulsations, which contain resonant loops in their structure [Текст]/ Shorin V.P., Sanchugov V.I. – Power Eng. (New York), №16, 1978. – С. 113–120.
7. Ermilov M.A. Development of a pressure pulsation damper for gas pressure regulators with account of operation parameters [Текст]/ Ermilov M.A., Kryuchkov A.N., Balyaba M.V., Shabanov K.Y. – Proc. Eng., №106, 2015. – С. 277–283.

УДК 621.9.01

ИССЛЕДОВАНИЕ АНИЗОТРОПИИ ЖЁСТКОСТИ ЗАКРЕПЛЕНИЯ ПРУТКА В ПАТРОНЕ ТОКАРНО-ВИНТОРЕЗНОГО СТАНКА

Фролов А. И., Бейлин А. Б.

Самарский государственный технический университет, г. Самара

Многочисленными исследованиями установлено, что на точность обработки детали на станке влияют все составляющие системы СПИД – станок, приспособление, инструмент, деталь [1]. Процесс достижения точности обработки на токарном станке можно разделить на три этапа: установку и закрепление детали; установку режущего инструмента и перемещение его в требуемое положение; выполнение обработки. На первых двух этапах на точность влияют статические погрешности, связанные с геометрической точностью станка, приспособления, инструмента, а также с контактными деформациями стыков при установке приспособления и инструмента на станок, а детали в приспособление (патрон).

На третьем этапе (в процессе обработки) действуют силы резания, приводящие к изменению пространственного положения обрабатываемой поверхности вследствие упругих перемещений систем станка, элементов приспособления, а также собственно обрабатываемой заготовки.

Способность узла сопротивляться появлению упругих перемещений (δ) от действия нагружающей силы (P) характеризуется жесткостью $-j = P/\delta$.

Отсюда при известных величинах жесткости систем станка и действующих усилиях резания можно определить перемещения, влияющие на точность обработки.

В данной работе исследована жесткость закрепления прутка в трёхкулачковом патроне токарно-винторезного станка.

Экспериментальное исследование проводилось следующим образом.

На стальной прутке, закреплённый в трёхкулачковом патроне типа СТ-200ПФ токарно-винторезного станка 16Б16КП, с помощью нагрузочного устройства ТЖ-1000 воздействовали усилием, имитирующим радиальную силу резания.

Упругое перемещение прутка измеряли индикатором часового типа, закреплённым с помощью стойки на станине станка. Упругое перемещение патрона под действием указанной выше силы контролировали вторым индикатором. После разгрузки от действия силы патрон с прутком поворачивали на фиксированный угол и повторяли эксперимент.

В результате экспериментов установлено, что жесткость закрепления прутка в испытуемом патроне переменна в окружном направлении. Например, при воздействии усилием 4000 Н, жесткость в направлении «от кулачка» уменьшалась на величину от 11 до 34% по сравнению с направлением «к кулачку». Максимальное изменение жесткости составило 45%. Разность упругих перемещений патрона в сечениях «по кулачкам» не превысила 0,01 мм, что свидетельствует о стабильности показателей жесткости шпинделя станка.

Таким образом, поскольку жесткость закрепления прутка в испытуемом патроне переменна в окружном направлении, на обработанной детали будет наблюдаться отклонение формы.

Библиографический список

1. Балакшин, Б. С. Основы технологии машиностроения [Текст]/Б. С. Балакшин.- М.:Машиностроение, 1969, - 370 с.

УДК 620.424.1

ПРОВЕДЕНИЕ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОТЫ МОДИФИЦИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ АВИАЦИОННОГО ПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ

Хисматуллин Р. М., Березин В. В., Ахметшина Э. Р., Салахов Р. Р.

Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А. Н. Туполева, г. Казань

В настоящее время в боевой и большой коммерческой авиации поршневые двигатели уступили реактивным, однако остаются актуальными в областях, где скорость не является решающим фактором. Развитие малой авиации дало второе рождение поршневым авиадвигателям. Одно из перспективных направлений – беспилотные летательные аппараты, так же вполне может использовать поршневые двигатели. Основные преимущества авиационных поршневых двигателей над газотурбинными двигателями – низкая стоимость и экономичный расход топлива.

В наиболее распространенных поршневых авиадвигателях используется воздушное охлаждение, однако в последнее время появились разработки современных высокоэффективных дизельных двигателей с жидкостной системой охлаждения. От эффективности подобной системы охлаждения напрямую зависит эффективность рабочих процессов в цилиндре. Кроме того, для исключения опасных температурных напряжений в цилиндро-поршневой группе необходимо обеспечить оптимальную работу системы охлаждения [1].

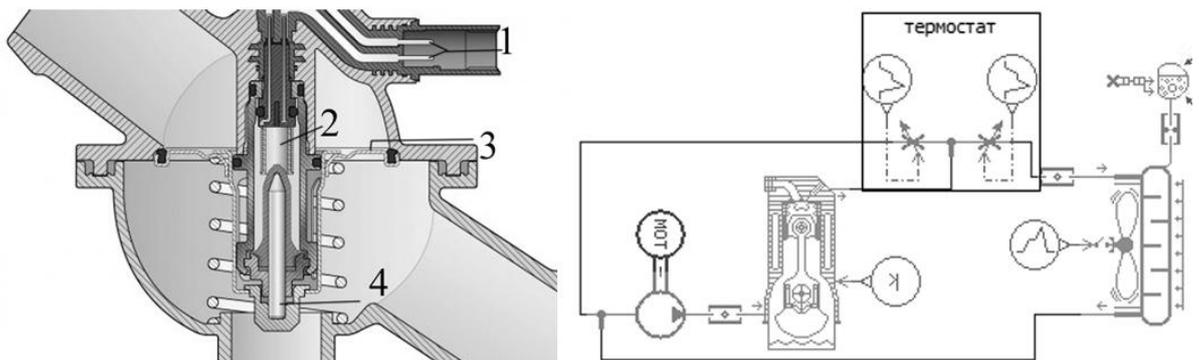


Рис. 1. Управляемый термостат.

а) Управляемый термостат; б) модель системы охлаждения с управляемым термостатом. 1 – штекерное соединение; 2 – нагревательное сопротивление; 3 – тарелка клапана; 4 – рабочий поршень.

Для увеличения эффективности системы охлаждения в программном комплексе LMS AMESim были построены модели стандартной системы охлаждения, а так же улучшенной, включающей в себя наличие управляемого термостата [2]. Данный термостат регулирует открытие каналов не только от температуры охлаждающей жидкости, но и от дополнительных сигналов, которые дополнительно позволяют увеличить либо уменьшить расход охлаждающей жидкости. Целью является заблаговременное установление наиболее подходящего температурного режима, для увеличения эффективности и срока службы системы [3].

В результате симуляции работы двигателя в течение 300 секунд при увеличенном расходе на большой круг охлаждения, и, соответственно, уменьшенном на малый, удалось в целом понизить температурный режим системы охлаждения и время прогрева двигателя.

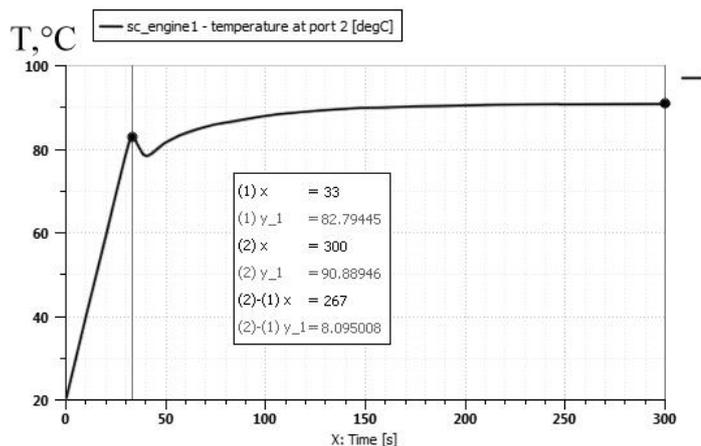


Рис. 2. Температура охлаждающей жидкости на выходе из рубашки охлаждения

На данный момент продолжается работа по настройке модели для приведения её к реальному образцу. Также идет работа по моделированию режимов повышенной нагрузки, где можно узнать эффект модификации на критических режимах работы. Уже на текущем этапе можно выявить эффективность применения управляемого термостата для улучшения работы системы охлаждения.

Работа выполнена в рамках договора Минобрнауки РФ № 14.577.21.0195 от 27 октября 2015 г.

Библиографический список.

1. Комплексные расчеты элементов ГТД с учетом пластичности и ползучести с применением методов конечно-элементного и структурного анализа. Учебно-методическое пособие к лабораторным работам. Р.Ш. Мисбахов, В.М. Гуреев, Н.И. Москаленко, А.М. Ермаков, П.В. Бондарчук, Д.П. Давыдов, А.С. Котов, И.З. Багаутдинов. Казань: Центр инновационных технологий, 2014. – 248 с.
2. Моделирование процессов теплообмена и гидродинамики в кожухотрубном теплообменном аппарате. Известия ВУЗов. Проблемы энергетики. №11-12, 2015, 75-80 с. Р.Ш. Мисбахов, В.М. Гуреев, Н.И. Москаленко, А.М. Ермаков 126-127 с.
3. Гимадиев, А.Г. LMS Imagine.lab AMESim как эффективное средство моделирования динамических процессов в мехатронных системах: учебное пособие // А.Г. Гимадиев, П.И. Грешняков, А.Ф. Синяков – Самара, 2014. – 136 с.

УДК 629.78

PUMPSPEICHERWERKE

Ходов К. А., Мартынова О. Н.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Die Zeit von fossilen Brennstoffen kommt zu Ende. Mit jedem Tag haben wir weniger Öl, weniger Kohle, deshalb erkunden die Menschen verschiedene erneubare Energien. Es erscheinen sich Solar-, Wind- und Wasserkraftwerke. Aber es ist ganz wichtig, die Energie effizient zu benutzen. Was kann man unternehmen? Weniger konsumieren oder mehr produzieren? Aber es gibt noch eine Lösung, Energie zu speichern. Pumpspeicherwerke (PSW) machen das möglich.

Ein Pumpspeicherwerk ist eine besondere Form eines Speicherwerkes und dient der Speicherung von elektrischer Energie durch die Hinaufpumpen von Wasser. Dieses Wasser lässt man später wieder bergab fließen und erzeugt dabei mittels Turbinen und Generatoren wieder elektrischen Strom.

Also, Pumpspeicherwerke dienen primär dazu, um in nachfrageschwachen Zeiten wie in der Nacht oder am Wochenende ein Überangebot von elektrischer Leistung im Stromnetz durch den Pumpbetrieb aufnehmen zu können. Zu Zeiten mit hoher Stromnachfrage wird die gespeicherte Energie zur Deckung der Spitzenlast an das Stromnetz abgegeben.

In kleinem Maßstab wurden moderne Pumpspeicherwerke in Deutschland erstmals in den 1920er realisiert. Es gibt heute auf dem Territorium der BRD mehr als 30 Pumpspeicherwerke. In Russland gibt es nicht so viele. Eines davon befindet sich in der Nähe der Stadt Sergijew Possad und 67 km von Moskau entfernt.

PSW haben sowohl positive, als auch negative Seiten.

- Einerseits stellen die Pumpspeicherwerke gegenwärtig die Möglichkeit dar, großtechnische elektrische Energie unter wirtschaftlichen Rahmenbedingungen zu speichern.
- Pumpspeicherwerk kann innerhalb weniger Minuten auf seine volle Leistung kommen.
- Im Gegensatz zu manchen anderen Kraftwerken diese Art von Kraftwerken auch schwarzstartfähig (das heißt, wenn ein Kraftwerk unabhängig vom Stromnetz starten kann).
- Pumpspeicherwerken erzeugen nur in Ausnahmefällen „sauberen Strom“.
- PSW benötigt mehr Strom zum Hochpumpen, als beim Herunterfließen wieder zurückgewonnen werden kann.
- Ein erheblicher Eingriff ist in die Ökologie und ins Landschaftsbild erforderlich.
- Es besteht die Belastung für die betroffenen Ortschaften während der Bauzeit.

Es gibt manche Befürworter und Gegner der Pumpspeicherwerke.

Für viele ist es eine Lösung, die Pumpspeicherwerke an geeigneten Orten zu bauen. Wie zum Beispiel in Hechingen. Der Hechinger CDU-Stadtrat Manfred König ist für solche Initiative. Er sagt darüber, dass heutige elektrische „Energienetze“ im physikalischen Sinn eigentlich keine Energienetze, sondern Leistungsnetze sind. Die Elektroversorgungsunternehmen wie die EnBW(Energie Baden-Württemberg) garantieren ihren Kunden eine bestimmte Menge an Energienetze zu liefern.

Manche Politiker sind aber gegen. So wie viele Leute aus der Fraktion der Grünen oder der Südthüringer Bundestagsabgeordnete Mark Hauptmann.

Im Vorfeld der Protestwanderung der Bürgerinitiative zu dem Pumpspeicherwerk am Rennsteig erklärte Hauptmann: „Es darf kein Pumpspeicherwerk am Rennsteig geben. Das Vorhaben ist aus ökologischer, wirtschaftlicher und technologiescher Sicht nicht vertretbar. Der Bau zerstört das größte zusammenhängende Waldgebiet des Thüringer Waldes“.

Also, einerseits sind PSWs effizient, denn sie ermöglichen, den Strom immer zur Verfügung zu bekommen. Das heißt, unabhängig, ob die Sonne scheint oder der Wind weht, ist eine bestimmte Kilowatt-Stundenmenge in jeder Stunde des 24-Stunden-Tages gewährleistet. Andererseits ist es nötig zu bemerken, dass riesengroße Landschaften zerstört werden. Zusammenfassend kann man sagen, dass die Pumpspeicherwerke als Alternative zur Energiegewinnung wahrgenommen werden können. Aber die sollen nur an geeigneten Orten gebaut werden.

УДК 621.57

ОЦЕНКА ПОТЕРЬ НИЗКОТЕМПЕРАТУРНОЙ ЭНЕРГИИ КРИОПРОДУКТОВ В СИСТЕМАХ ИХ ТРАНСПОРТИРОВКИ

Цапкова А. Б., Шиманов А. А., Сармин Д. В., Бурдина Я., Угланов Д. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Вопросы подачи и транспортировки криогенных продуктов хорошо исследованы в трудах А. М. Архарова, И. Д. Куниса [1], Н. В. Филина [2], М. П. Малкова. На основании трудов можно кратко описать особенности их работы.

Целью теплового расчета системы транспортировки и подачи криопродукта является определение величины его подогрева. Необходимость такого расчета вызвана двумя причинами:

- обеспечением заданной температуры криопродукта, необходимой потребителю;
- однофазное состояние криопродукта.

При расчетах принимается, что система полностью предварительно захлаждена до температуры жидкого продукта [3].

Увеличение температуры криопродукта за счет теплопритоков из окружающей среды и трения можно определить по соотношению:

$$\Delta T = \frac{\Sigma Q}{C_p \cdot G},$$

где ΣQ – суммарные теплопритоки к системе из окружающей среды, Вт; C_p – теплоемкость продукта, Дж/(кг·К); G – расход компонента топлива, кг/с.

Удельный суммарный теплоприток к криопродукту на 1 м определяют по формуле:

$$q_{\Sigma} = q_l + q_{mp},$$

где q_l – теплопритоки через слой изоляции и трубопроводов (рукавов), Вт/м; q_{mp} – гидравлические потери в трубопроводах, Вт/м.

Для удобства расчета заправочную систему разбивают на отдельные участки. Теплопритоки к каждому участку и каждому элементу системы определяют отдельно, а затем суммируют. Формулы для расчета теплопритоков через некоторые элементы систем заправки приведены ниже.

Теплопритоки через слой изоляции трубопроводов и рукавов будут определяться как

$$q_l = K_l \cdot (T_{o.c.} - T_K) = \frac{T_{o.c.} - T_K}{\frac{1}{\alpha_1} + \frac{d_1}{2\lambda} \ln \frac{d_2}{d_1} + \frac{d_1}{2\lambda_{из}} \ln \frac{d_{из}}{d_2} + \frac{d_1}{\alpha_2 d_{из}}},$$

где $T_{o.c.}$ – температура окружающей среды, К; T_K – температура компонента, К; α_1 – коэффициент теплоотдачи от стенки к криопродукту, Вт/(м²·К); α_2 – коэффициент теплоотдачи от окружающей среды к стенке, Вт/(м²·К), который равен в соответствии с работой [1] 10 Вт/м²·К; d_1 и d_2 – внутренний и наружный диаметр трубы, м; $d_{из}$ – наружный диаметр изоляции, м; $\lambda_{из}$ – коэффициент теплопроводности изоляционного слоя, Вт/(м·К).

В общем случае потери низкопотенциальной энергии за счет трения будут определяться зависимостью:

$$q_{mp} = f(G_m, \nu, d, \rho).$$

Критическая длина трубопровода, при которой криопродукт переходит в газообразное состояние определяется по следующему соотношению, исходя из теплоты парообразования криопродукта, зависящей от давления $r = r(p)$:

$$l_{кр} = \frac{r \cdot G_m}{q_{\Sigma}}.$$

На основании приведенных соотношений проведены расчеты тепловых потоков и критической длины криогенных трубопроводов (рисунок 1).

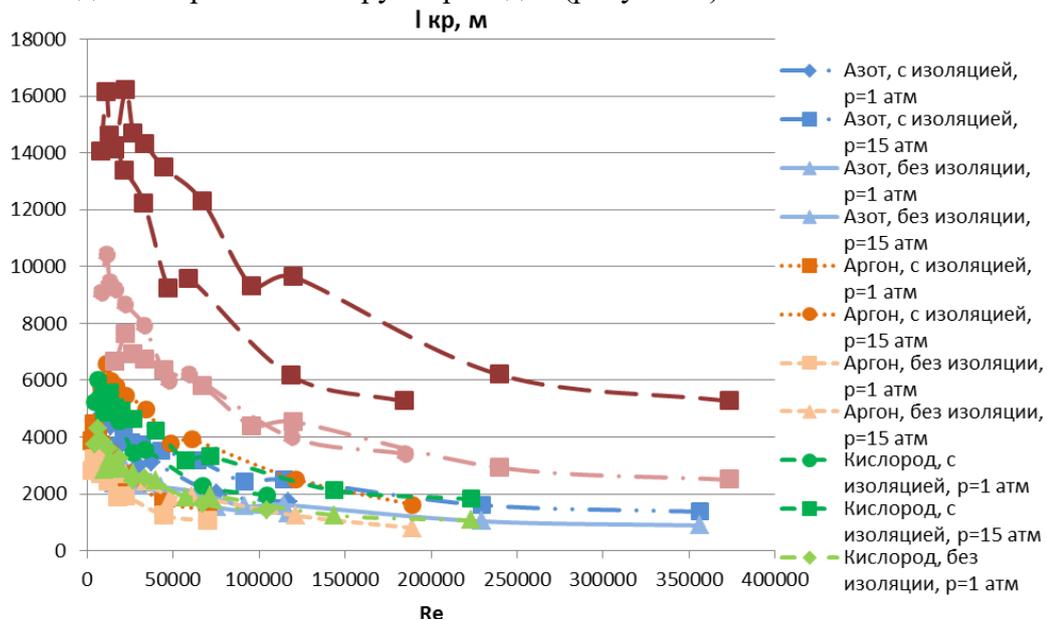


Рис. 1. Критическая длина трубопроводов для различных криопродуктов

В результате выполнения данной работы были получены следующие результаты:

- Определены величины подогрева криопродукта за счет теплопритоков при его передаче по системам транспортировки для этана, метана, кислорода и азота.
- Рассчитаны теплопритоки за счет гидравлических потерь.
- Определены удельные потери низкопотенциальной энергии потока криогенного продукта для ламинарного и турбулентного течений.
- Определены зависимости увеличения температуры и критической длины трубопровода от числа Рейнольдса для азота, аргона, метана и кислорода.

Библиографический список

1. Архаров А. М, Кунис И. Д. Криогенные системы стартовых ракетно-космических комплексов [Текст]/ Под ред. Бармина. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2006. – 252 с.
 2. Филин Н. В., Буланов А.Б. Жидкостные криогенные системы. - Л.: Машиностроение, Ленингр. отд-ние, 1985.—247 с, ил.
- Малков М.П., Данилов И.Б., Зельдович А.Г., Фрадков А.Б. Справочник по физико-техническим основам криогеники. — Москва: Энергоатомиздат, 1985. — 432 с.

УДК 621.431

АНАЛИЗ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ДВС С РЕГЕНЕРАЦИЕЙ ТЕПЛА В ЦИКЛЕ

Шестакова Д. А., Довгялло А. И.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Двигатель внутреннего сгорания (ДВС) – одно из главных устройств в конструкции автомобиля, служащее для преобразования энергии топлива в механическую энергию, которая, в свою очередь, выполняет полезную работу. Отделение процесса сгорания, усовершенствование конструкций двигателя и его деталей, применение новых материалов, снижение веса отдельных частей [1] – все это позволяет повысить КПД иногда всего на несколько процентов, и на столько же улучшить экономичность. Однако базовый цикл остаётся прежним – цикл Отто.

Для значительного повышения КПД необходимо вернуть тепло выхлопных газов в рабочий процесс, то есть осуществить внутреннюю регенерацию тепла в цикле.

Суть способа работы предложенного двигателя ДВС-Р, обеспечивающего повышение КПД характеризуется тем, что воздух сжимается в компрессорном цилиндре, перепускается через теплообменник, где осуществляется регенерация тепла от продуктов сгорания, в рабочий цилиндр, в котором осуществляется впрыск топлива, его сгорание с совершением работы расширения. Новым для осуществления термодинамического цикла и обеспечения работоспособности двигателя является наличие системы контроля и поддержания давления в воздушном контуре теплообменника.

Рассмотрим термодинамический цикл ДВС-Р 1-2*-2**~3*-4*-1 (рис. 1). Цикл образован следующими процессами: (1-2*) – адиабатное сжатие воздуха в компрессорном цилиндре; (2*-2**) – изобарный подвод тепла к воздуху в теплообменнике; (2**-3*) – изохорный подвод теплоты при сгорании топлива (до достижения T_{max}); (3*-4*) – адиабатное расширение продуктов сгорания; (4*-1) – вытеснение продуктов сгорания в теплообменник (отвод тепла от продуктов сгорания в условном изохорном процессе).

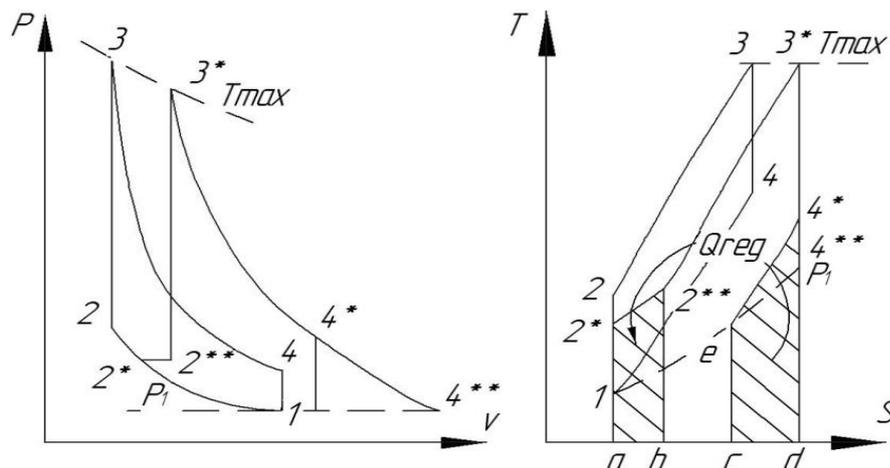


Рис. 1. Цикл ДВС с внутренней регенерацией тепла

Для предлагаемого цикла справедливы следующие соотношения:

- степень сжатия ε_c в компрессорном цилиндре $\varepsilon_c = \frac{v_1}{v_{2^*}}$; (1)

- степень расширения ε_p в рабочем цилиндре $\varepsilon_p = \frac{V_{4^*}}{V_{3^*}}$; (2)

- степень регенерации $\sigma = \frac{q_{p2^*-2^{**}}^{номр}}{q_{v4^*-2^*}^{расп}} = \frac{c_{pв} (T_{2^{**}} - T_{2^*})}{c_{vг} (T_{4^*} - T_{2^*})}$, (3)

где $q_{p2^*-2^{**}}^{номр}$ и $q_{v4^*-2^*}^{расп}$, соответственно, потребное и распределяемое количество теплоты регенерации. Здесь следует отметить, что потребное $q_{p2^*-2^{**}}^{номр}$ объективно является теплом изобарного процесса, а располагаемое $q_{v4^*-2^*}^{расп}$ – это тепло условного изохорного процесса (в действительности процесса опорожнения цилиндра с переменной массой рабочего тела); $c_{pв}$ – средняя изобарная молярная теплоемкость воздуха в рассматриваемом интервале температур процесса (1-2*), $c_{vг}$ – средняя изохорная молярная теплоемкость продуктов сгорания в соответствующем интервале температур в процессах (2** - 3*) и (4* - 1).

Термический коэффициент полезного действия теоретического цикла предлагаемого двигателя выразится следующей формулой [2]:

$$\eta_t = 1 - \frac{T_{3^*} \cdot \varepsilon_p^{1-n_p} (1 - \sigma) - T_1 (1 - \sigma \cdot \varepsilon_c^{n_c-1})}{T_{3^*} \cdot \left(1 - \frac{\sigma \cdot c_{vг}}{c_{pв}} \varepsilon_p^{1-n_p} \right) + T_1 \cdot \varepsilon_c^{n_c-1} \cdot \left(\frac{\sigma \cdot c_{vг}}{c_{pв}} - 1 \right)} \quad (4)$$

Сравним термические КПД циклов ДВС-Р и идеального цикла Отто (рис. 2).

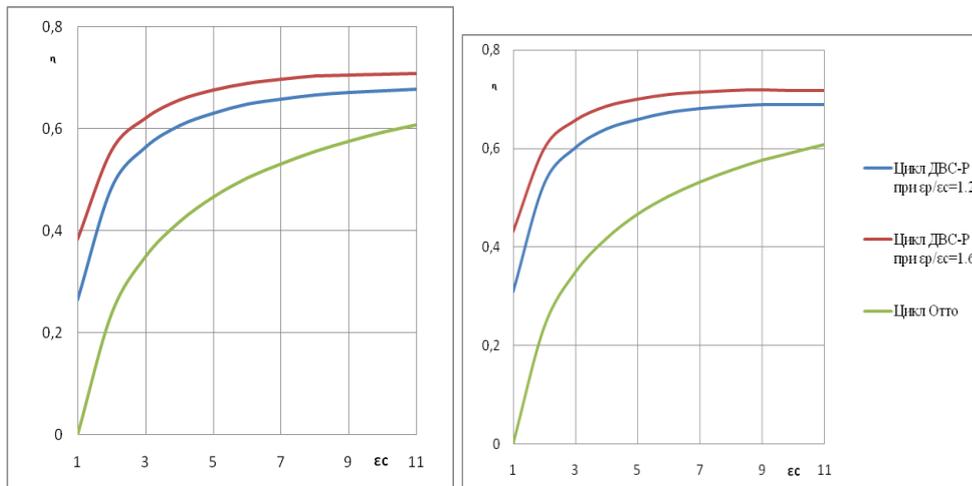


Рис. 2. Зависимость термического КПД циклов от степени сжатия и расширения при различных значениях степени регенерации: а) $\sigma=0,6$ б) $\sigma=0,7$

Таким образом, КПД предлагаемого цикла, как следует из графика, выше, что является доказательством более высокой эффективности двигателя. Создание такого двигателя позволяет значительно повысить экономичность ДВС

Библиографический список

1. Реферативный журнал "Двигатели внутреннего сгорания", 1976 - 2016 годы.
2. Кириллин В.А., Сычев В.В., Шейндлин Е.А. Техническая термодинамика. - Второе издание. - М. Издательство Наука, 1979. - 502 с.

Секция 7
Электроника и приборостроение

УДК 621.3.045.56

РАЗРАБОТКА СПОСОБОВ ВЫЯВЛЕНИЯ ПОВРЕЖДЕНИЙ РОТОРНОЙ ЦЕПИ АСИНХРОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Баннов Д. М., Полищук В. И.

Самарский государственный технический университет, г. Самара

Большинство вырабатываемой энергии всего мира потребляется именно асинхронным двигателем (АД) с короткозамкнутой обмоткой ротора (КОР), по сравнению с другими типами электропривода, конструкция АД относительно проста, надежна. Одним из основных особенностей работы АД является скольжение, что делает его незаменимой частью большинства ответственных узлов и механизмов. Тем не менее, случаи остановок различных систем по причине аварии АД довольно часты. Повреждения электрической части, которые возможно выявлять при помощи специальных диагностических приборов можно разделить на две группы: межвитковое замыкание обмотки статора и обрыв обмотки ротора. Данные дефекты выявляются методом спектрального анализа потребляемых токов (токов статора), при котором диагностирование проблемы возможно только при работающем АД [1].

Поврежденная обмотка ротора при вращении наводит искажения в магнитном поле АД, что в значительной степени влияет на статорные токи двигателя. При наличии проблемы, форма потребляемых токов АД изменяется в зависимости от причины повреждения и вида дефекта. На практике наиболее часто встречающейся проблемой является обрыв стержня, возникающий по ряду конструктивных особенностей «беличьей клетки» ротора (рис. 1)

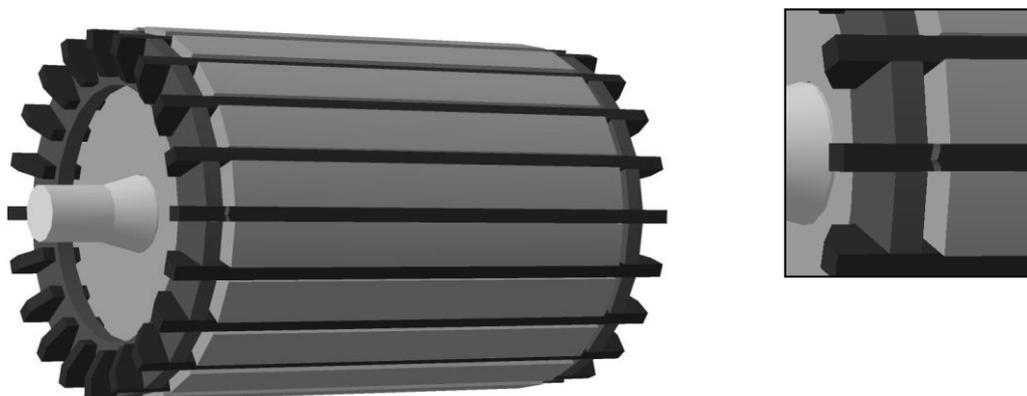


Рис. 1. Ротор АД с повреждением обмотки

Одним из основных методов, применяемых для построения функциональных диагностических систем АД, основан на спектральном анализе токов статора, полученном Фурье-преобразованием. Такой метод имеет значительную погрешность диагностического признака, поскольку достоверное воспроизведение нестационарных сигналов требует бесконечного числа гармоник. Для диагностирования повреждений такого рода, по мнению авторов, наиболее перспективным направлением будет метод, основанный на непрерывном прямом вейвлет-преобразовании [2]:

$$C(a,b) = \int_{-\infty}^{\infty} s(t) a^{-1/2} \psi\left(\frac{t-a}{b}\right) dt,$$

где, $C(a,b)$ – вейвлет-коэффициенты; a – параметр масштаба; b – параметр времени; $\psi_{a,b}$ – базисная функция.

Данный способ был реализован на экспериментальной установке (рис. 2) состоящей из электропривода на базе АД с возможностью повреждения КОР; генератора постоянного тока соединенного с валом АД для возможности симуляции режимов увеличения нагрузки; силовой и пускорегулирующей аппаратуры.

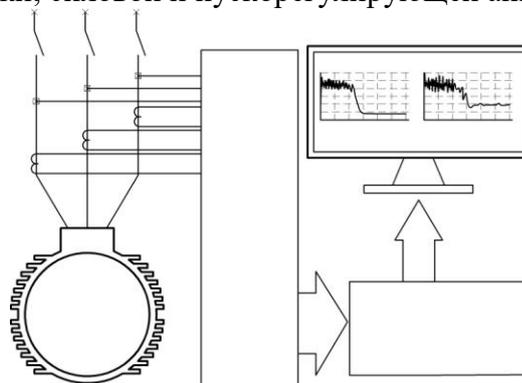


Рис. 2. Схема экспериментальной установки

Сигналы фазных токов были сняты с помощью датчиков LEM HY 05...25 P и сигналы напряжения LEM LV 25-P/SP3, которые через коннектор ввода CB-68LP обработаны в аналого-цифровом преобразователе NI PCI 6042E (12 разрядов, частота дискретизации 20 МГц, 16 аналоговых входов). Далее были подвержены вейвлет-преобразованию и были выявлены на персональном компьютере средствами программного пакета LABView. Повреждение КОР выполнялось путем высверливания стержня ротора. Поскольку, анализируя каждую фазу отдельно не удалось выявить видимых признаков наличия повреждения КОР, то авторами было принято решение подвергнуть вейвлет-преобразованию результирующий модуль вектора потребляемых токов (рис. 3).

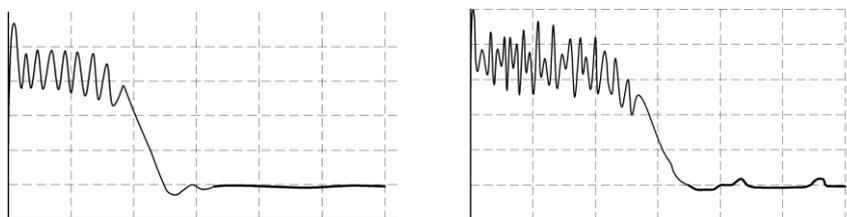


Рис. 3. Результирующий модуль вектора токов статора, а) – без повреждений КОР; б) – с повреждением КОР

Полученный сигнал результирующего модуля вектора был разложен на компоненты и восстановлен обратным вейвлет-преобразованием из коэффициентов декомпозиции. При этом был выявлен самый информативный коэффициент – D5, с помощью которого можно выявить диагностический признак наличия проблемы КОР.

Использование вейвлет-преобразование в качестве метода получения информации о наличии повреждений в роторе АД более предпочтителен, чем спектральный анализ токов статора.

Библиографический список

1. Скоробогатов А.А. Разработка методов контроля состояния короткозамкнутых обмоток роторов электродвигателей собственных нужд электростанций: дисс. канд. техн. наук. Ивановский государственный энергетический университет имени В.И. Ленина, Иваново, 2006.
2. Zhengyou, H. Wavelet Analysis and Transient Signal Processing Application for Power Systems / H. Zhengyou. – Southwest Jiaotong University.: China Electronic Power Press. – 2016. 250 p.

УДК 621.31

ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАРЯДНЫХ ПРОЦЕССОВ ЕМКОСТНОГО НАКОПИТЕЛЯ НА БАЗЕ ИНДУКТИВНО-ЕМКОСТНОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ

Бочкарева Т. А., Конесев С. Г.

Уфимский государственный нефтяной технический университет, г. Уфа

Емкостные накопители (ЕН) электрической энергии широко применяются в нефтяной промышленности, в частности для электрогидроимпульсной очистки насосно-компрессорных труб от различных отложений (соли, минералы, парафины) [1]. Основной задачей является определение наиболее эффективного с энергетической точки зрения схмотехнического решения устройства заряда емкостного накопителя (УЗЕН) для реализации данной технологии [2]. Для этого необходимо исследовать зарядные процессы устройства.

Наибольшее значение КПД (98 %) достигается при заряде ЕН током неизменной формы [3, 4]. В качестве параметрического источника тока при стабилизации тока выступает индуктивно-емкостный преобразователь (ИЕП). Большинство ИЕП изготавливаются на основе дискретных электромагнитных элементов (катушки индуктивности, конденсаторы). Недостатками таких систем являются большие масса и габариты, а также низкие надежность и энергетические показатели. Применение многофункционального интегрированного электромагнитного компонента (МИЭК) в ИЕП позволяет устранить эти недостатки [5].

В [6] проведено математическое моделирование УЗЕН с использованием ИЕП на основе МИЭК в программной среде MathCad, получены временные диаграммы напряжения и тока при заряде емкостного накопителя. Применение ИЕП позволяет обеспечить рост напряжения на конденсаторе по линейному закону и постоянство значения тока в цепи нагрузки независимо от состояния ЕН. Это позволяет исключить броски тока при включении емкости на заряд и создать условия линейного нарастания напряжения на заряженной емкости, что обеспечивает максимальный КПД.

Целесообразно в дальнейшем исследовать процессы циклического заряда и разряда ЕН, входящего в состав устройства электрогидроимпульсной очистки.

Библиографический список

1. Конесев С.Г., Хазиева Р.Т. Моделирование устройства заряда емкостного накопителя электрогидравлического импульсного генератора // Инновационные направления развития электроприводов, электротехнологий и электрооборудования: межвуз. сб. науч. тр. с междунар. уч.- Уфа: Изд-во УГНТУ, 2012.- С. 184-188.
2. Конесев С.Г., Хазиева Р.Т., Кириллов Р.В., Конев А.А. The research of stabilization properties of inductive-capacitive converters which are based on hybrid electromagnetic elements // Journal of Physics: Conference Series» (JPCS), 2017. Volume 803. Number 1. Doi: 10.1088/1742-6596/803/1/012076.
3. Конесев С.Г., Хазиева Р.Т. Анализ стабилизационных свойств индуктивно-емкостных преобразователей при различных способах подключения гибридного электромагнитного элемента // Электротехнические системы и комплексы, 2017. №1(34). С. 49-55. DOI: 10.18503/2311-8318-2017-1(34)-49-55. <http://esik.magtu.ru/ru/29-russian/%E2%84%96-1-34-%D0%BC%D0%B0%D1%80%D1%82-2017-%D0%B3/251-49.html>.
4. Конесев С.Г., Хазиева Р.Т. Анализ режимов стабилизации индуктивно-емкостного преобразователя на основе гибридного электромагнитного элемента // Повышение

надежности и энергоэффективности электротехнических систем и комплексов: межвуз. сб. науч. тр. с междунар. уч. Уфа: Изд-во УГНТУ, 2016. С. 461-467.

5. Конесев, С.Г. Многофункциональный интегрированный электромагнитный компонент [Текст]/ С.Г. Конесев // Патент РФ № 2585248. Опубл. 27.05.2016.

6. Конесев, С.Г., Хазиева, Р.Т., Бочкарева Т.А. Математическая модель устройства заряда емкостного накопителя на базе индуктивно-емкостного преобразователя // Электропривод, электротехнологии и электрооборудование предприятий: сб. науч. тр. III Междунар. (VI Всерос.) науч.-техн. конф. Уфа: изд-во УГНТУ, 20 – 21 апреля 2017. Т. 1. С. 381-387.

УДК 629.11

ТЕХНИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ АДАПТИВНОЙ АВТОМОБИЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ГОЛОВНОГО ОСВЕЩЕНИЯ

Ванина Н. А., Лофицкий И. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

По статистике, значительная часть ДТП случается в тёмное время суток. Связано это с тем, что дорога недостаточно освещена, поэтому первостепенной задачей в автомобилестроении становится усовершенствование системы активной и пассивной безопасности, а конкретно, головного освещения. Транспорт, оснащённый обычной системой освещения, лишает водителя возможности получать полную визуальную информацию о состоянии дорожного полотна. Дальнейшие улучшения в этой области возможны за счёт модернизации конструкции фар и разработки новых источников света.

Решением этой проблемы является адаптивное освещение. Адаптивные фары жестко не привязаны к кузову автомобиля, и луч света направлен в сторону поворота. Такая конструкция называется AFS (Adaptive Front lighting System), что означает система адаптивного освещения поворотов. Существует ещё система AFL (Adaptive Forward Lighting), в которой световой пучок изменяется под действием внешних условий и сменой типа движения. То есть, кроме положения рулевого колеса учитывается информация, приходящая с различных датчиков на бортовой компьютер. Уже сейчас такие фары можно увидеть на автомобилях марок Audi, Opel, Volkswagen, BMW, Ford, Mazda, Mercedes и ещё на некоторых европейских и японских моделях.

Вопрос адаптивной системы освещения рассмотрен в патентах компании Ford Global Technologies LLC. В частности, была предложена разработка шаблонов поведения адаптивных фар в зависимости от различных условий. В работах профессора Анамария Харитон (Anamaria Hariton) управление системой адаптивного переднего освещения происходит за счёт моделирования и обмена информацией по сообщениям, идущим через сеть бортовых контроллеров [2].

Электронная система управления фарами состоит из: блоков управления, исполнительных механизмов и датчиков. Ситуацию на дороге можно оценивать благодаря различным датчикам. Стоит определиться с наиболее значимыми параметрами, влияющими на изменение положения адаптивных фар.

Во-первых, это направление и скорость движения. Световой поток изменяет своё направление в сторону разворота автомобиля. Правильно подобранный угол поворота фары даёт равномерное световое пятно, без тени. На больший угол поворачивается та фара, которая ближе к стороне поворота. В случае, когда на пути встречается длинный спуск, луч света приподнимается, освещая следующий подъём. А во время крутого подъёма – опускается, чтобы встречные водители не были ослеплены.

Эти параметры определяются при поступлении информации со следующих датчиков:

- Датчик частоты вращения колеса (датчик скорости вращения колеса) фиксирует скорости вращения (числа оборотов) колеса автомобиля.
- Датчик ускорения (акселерометр). Используется совместно с датчиком угловой скорости.
- Датчик угла поворота определяет угловую скорость рулевого колеса, направление поворота и угол поворота.

Во-вторых, погодные условия. В ситуации, когда на улице туман, дождь, снегопад, фары могут работать как противотуманные. Они опускаются так, что поток света не поднимается выше полуметра и не отражается от капель, асфальта, частиц пыли и микрокапель (водно-воздушной взвеси из которой состоит туман). Переход фар в такой режим происходит за счёт реагирования датчика дождя и во время длительной работы стеклоочистителей.

В-третьих, общий уровень освещённости. Уберечь встречных водителей от ослепления мощным потоком света можно заставив фары повернуться по вертикали вниз. Когда же автомобили разъедутся, блок-фара вернётся в исходную позицию. Уровень яркости излучения, в некоторых автомобилях премиум класса, можно зафиксировать при помощи датчиков освещённости и видеокамер.

Правильно подобранный отражатель и рассеиватель улучшают характеристики источника света. Выделяют три основных типа отражателей: параболическая схема, FF («Free Form» – свободная форма) схема, DE («Dreiecks Ellipsoid» – трехосный эллипсоид) схема. Установлено, что подходящим конструкторским решением для адаптивной фары является DE система.

Для внешнего основного освещения, а именно передних фар, применяются следующие виды ламп: галогенные, ксеноновые (газоразрядные), светодиодные и лампы накаливания.

На основе сравнительного анализа характеристик источников света, выбор сделан в пользу светодиодов, как наиболее перспективных. В ближайшем будущем у них есть все шансы стать основным источником освещения в автотранспорте.

Библиографический список

1. Ютт, В. Е. Электрооборудование автомобилей [Текст]/ В. Е. Ютт - М: Горячая линия-Телеком, 2006. - 440 с.
2. Пахомова, Е. Э. Конструктивные особенности автомобильных фар головного освещения на светодиодах [Текст]/ Е. Э. Пахомова, В. П. Горкин, Д. М. Якунов // Известия МГТУ. №2 (20) 2014 - 51-54 с.
3. Банников, С. П. Электрооборудование автомобилей [Текст]/ С. П. Банников - М.: Транспорт, 1977. - 288с.

УДК 681.785.542

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ЛАЗЕРНОГО ДИАГНОСТИЧЕСКОГО ФЛУОРИМЕТРА

Галиева А. М., Гришанов В. Н.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Наиболее доступный объект диагностики *in vivo* у человека – кожа. Она накапливает в себе вещества, отражающие процессы, происходящие в организме. По содержанию конечных продуктов гликирования (КПГ) прогнозируются осложнения при диабете, ишемической болезни сердца. Для оценки этих веществ необходим флуориметр, который фиксирует автофлуоресценцию кожи (АФК).

На рис. 1 приведена структурная схема флуориметра. Оптико-механическая часть флуориметра заключена в непрозрачный кожух *б* с входным окном *7* и содержит лазерный модуль *1* с регулируемым коллиматором *2*, отсекающий светофильтр *5* и два фотодиода: *4* – канал измерения АФК, который интегрирует участок спектра, выделенный фильтром и отсекающим излучение возбуждения; *3* – опорного канала (без отсекающего фильтра). Опорный канал необходим для нормировки сигнала АФК на индивидуальные свойства кожи.

Количественно оценить влияние различных параметров на уровень сигнала помогает построение фотометрической модели флуориметра. Если в неё заложить конструктивные параметры прибора (рис. 1: расстояние от биообъекта до центра фотодиода *h*, расстояние между центрами фотодиодов *b*, вектор, по которому направлена ось индикатрисы чувствительности фотодиода, размер стороны квадратного окна *a*, радиус пучка лазерного излучения *w*, угол наклона фотодиода θ), то она ускоряет и упрощает разработку его конструкции. Влияние угла наклона фотодиода θ подробно рассматривается в работе.

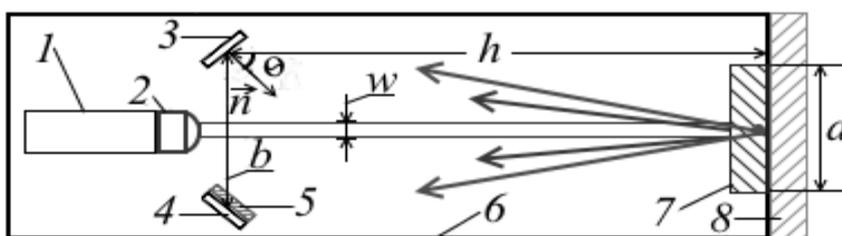


Рис. 1. Структурная схема флуориметра: 1 – лазерный диод, 2 – коллиматор, 3 – фотодиод опорного канала, 4 – фотодиод канала измерения автофлуоресценции, 5 – отсекающий светофильтр, 6 – корпус, 7 – защитное стекло, 8 – исследуемый биообъект

Подробно математическая модель диагностического флуориметра описана в статье [1]. В ней описаны формулы, рассчитывающие выходные сигналы на фотодиодах при $\theta = 0$. Если дополнить их выражениями для произвольного θ , то можно оценить его влияние на сигнал:

$$OD = b - h \cdot \operatorname{tg} \theta, \quad (1)$$

OD – расстояние между центрами фотодиодов и окна, где b – расстояние между фотодиодами, θ – угол, который образует ось индикатрисы чувствительности с

нормалью к исследуемой поверхности. Расстояние между элементарной площадкой и центром фоточувствительной площадки DC :

$$DC = \sqrt{y^2 + (x - OD)^2}, \quad (2)$$

Если β – это угол между направлением распространения излучения от элементарной площадки в сторону фотодиода и осью его индикатрисы чувствительности \vec{n} , то по теореме косинусов:

$$\cos \beta = \frac{r^2 + \left(\frac{h}{\cos \theta}\right)^2 - DC^2}{2 \cdot r \cdot \frac{h}{\cos \theta}}, \quad (3)$$

$$U = \frac{k \int_{-\frac{a}{2}}^{\frac{a}{2}} \int \frac{\cos \varphi \cdot \cos \beta}{r^2} dx dy}{a^2}, \quad (4)$$

Когда θ варьирует от 0° до 90° , а r – расстояние от элементарной площадки до фотодиода, тогда U – это сигнал на фотодиоде

При $a=10$ мм, $b=10$ мм, $h=15$ мм результаты моделирования выглядят следующим образом: рис. 2. При $\theta=32^\circ$ наблюдается наибольший уровень сигнала.

$$Q = \frac{U_{32^\circ}}{U_{0^\circ}} = 1,168, \quad (5)$$

где Q – энергетический выигрыш от наклона фотодиода.

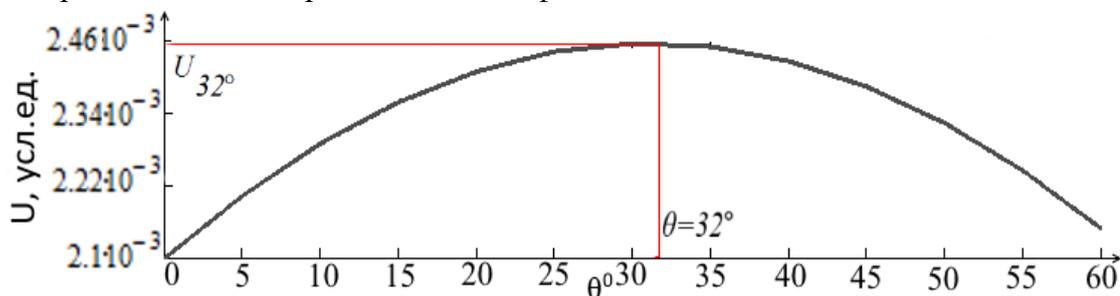


Рис. 2. Зависимость сигнала от угла θ

В допустимых конструктивных рамках наклоном фотодиода можно получить почти 17% приращение выходного сигнала. Модель выполнена в пакете компьютерной математики Mathcad, в который закладываются фотометрические модели компонент оптической системы, описанные выше. Заданные явно математические функции обеспечивают открытость модели в целом и доступность её модификации пользователем.

Библиографический список

1. Галиева, А.М. Фотометрическая модель лазерного диагностического флуориметра с точечными фотоприёмниками. [Электронный ресурс] / А.М. Галиева, К.В. Черепанов, В.Н. Гришанов - Перспективные информационные технологии (ПИТ 2017): труды Международной научно-технической конференции / под ред. С.А. Прохорова. – Самара: Издательство Самарского научного центра РАН, 2017. – С. 873 – 876.

УДК 620.3

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ НА БАЗЕ ПОРИСТОГО КРЕМНИЯ, УЧАСТВУЮЩИХ В ЛЕТНОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ НА МКА «АИСТ-2Д»Гуртов А. С.¹, Ивков С. В.¹, Лизункова Д. А.², Шишкин И. А.², Латухина Н. В.²¹АО «РКЦ «Прогресс»²Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Высокоэффективные ФЭП как источники энергии для летательных аппаратов вызывают большой интерес со стороны разработчиков космической техники, так как для большинства космических аппаратов солнечные батареи являются практически безальтернативными источниками энергии.

Кремниевые ФЭП уступают по такому важному показателю, как КПД, наиболее эффективным на сегодняшний день гетероструктурным ФЭП на основе материалов $A_{III}B_V$ – арсенидов и фосфидов индия и галлия на подложке германия. Однако кремний продолжает оставаться главным материалом фотовольтаической солнечной энергетики. Это обусловлено широкой распространенностью исходного сырья и развитой технологией изготовления самого материала и приборов на его основе, что обеспечивает существенно меньшую стоимость кремниевых ФЭП по сравнению с аналогичными устройствами на основе материалов $A_{III}B_V$. Поэтому актуальной проблемой кремниевых ФЭП является повышение их КПД.

Существенного повышения КПД кремниевых ФЭП до 30–40 % можно добиться применением многослойных гетероструктур, где чередуются слои материалов с различной шириной запрещенной зоны и применяются специальные покрытия [1]. Специалистами Самарского университета показано, что перспективным в этом направлении является использование в качестве рабочего чувствительного слоя пористого нанокристаллического кремния с покрытием из соединений редкоземельных элементов, а также наноразмерных гетероструктур карбида кремния на кремнии [2,3,4]. Проведенные исследования показали, что использование разработанных методик изготовления многослойных структур с пористым слоем позволяет создать фоточувствительные структуры с достаточно высокими фотоэлектрическими параметрами. Для структур с площадью рабочей поверхности 6 см^2 величина тока короткого замыкания составляла от 70 до 220 мА, напряжение холостого хода 0,4–0,6 В при освещенности лампой – имитатором солнечного излучения АМ0 мощностью 1380 Вт.

Для определения стойкости кремниевых ФЭП новой конструкции к воздействию факторам космического пространства, механическим и климатическим воздействиям на этапе выведения и орбитального полёта КА специалисты самарского ракетно-космического центра «Прогресс» провели эксперимент в составе ОТ МКА «Аист-2Д». Для проведения исследования использовано 14 шт. экспериментальных ФЭП с различными покрытиями на рабочей поверхности и различной структурой как с пористым слоем, так и без него. Все образцы ФЭП были изготовлены в процессе технологического цикла, который проходят кремниевые ФЭП традиционной конструкции. Основные операции цикла, кроме операций наноструктурирования, карбидизации и нанесения покрытий с ионами РЗЭ, проводились на стандартном технологическом оборудовании. Для измерения температуры ФЭП были использованы датчики pt100 (100 Ом) – DIN EN 60751, установленные непосредственно под панелью с исследуемыми ФЭП.

По командам управления, выдаваемым с наземного комплекса управления, с каждой пластины во время проведения эксперимента были определены телеметрические данные: температура, напряжение и сила тока. По телеметрическим данным построены вольт-амперные характеристики (ВАХ) каждой из 14-ти экспериментальных пластин для различных температур и рассчитаны их фотоэлектрические параметры.

Сравнительный анализ параметров, рассчитанных из телеметрических данных, полученных с орбиты в июне 2016 г., ноябре 2016 г. и в апреле 2017 г., показал, что для большинства образцов за исследуемый период времени заметной деградации фотоэлектрических параметров не наблюдается. Более того, для образцов, содержащих пористый слой в своей структуре, наблюдается заметное (от 5 до 50%) увеличение таких фотоэлектрических параметров, как ток короткого замыкания и удельная отдаваемая мощность. Такой результат согласуется с результатами наземных исследований радиационной стойкости пористого кремния [5], которые были получены при облучении материала жестким рентгеновским излучением и объяснялись возможным радиационным подлегированием пористого слоя.

Библиографический список

1. Conebeer, G., Green, M., Corkish, R., Cho, Y., Cho, E.-C., Jiang, C.-W., Fangsuwannarak, T., Pink, E., Huang, Y., Puzzer, T., Trupke, T., Richards, B., Shalav, A., Lin, K.-L. Silicon nanostructures for third generation photovoltaic solar cells.[Текст] / G. Conebeer, M. Green, R. Corkish, Y. Cho, E.-C. Cho, C.-W. Jiang, T. Fangsuwannarak, E. Pink, Y. Huang, T. Puzzer, T. Trupke, B. Richards, A. Shalav, K.-L. Lin. Thin Solid Films – 2006.–V.511-512.–P.654-662
2. Яровой, Г. П., Латухина, Н. В., Рогожин, А. С., Гуртов, А. С., Ивков, С. В. Кремниевые фотоэлектрические преобразователи для космической и авиационной отрасли [Текст] / Г. П. Яровой, Н. В. Латухина, А. С. Рогожин, А. С. Гуртов, С. В. Ивков, С. И. Миненко. Известия СНЦ РАН. –2012. – Т.14. – №1(2).– С. 521 – 524
3. Латухина, Н. В., Рогожин, А. С., Саед, С. Чепурнов, В. И., Фоточувствительные гетероструктуры на основе пористого нанокристаллического кремния [Текст] / Н. В. Латухина, А. С. Рогожин, С. Саед, В. И. Чепурнов. Изв. ВУЗов. Материалы электронной техники.–2014 – В.4–С.284 – 289
4. Latukhina, N., Rogozin, A., Puzyrnaya, G., Lizunkova, D., Gurtov, A., Ivkov, S. Efficient Silicon Solar Cells for Space and Ground-Based Aircraft [Текст]./ Natalya Latukhina, Anton Rogozin, Galina Puzyrnaya, Darya Lizunkova, Aleksandr Gurtov, Sergey Ivkov. Procedia Engineering 12/2015; V.104, 31. P. 157-16
5. Лизункова, Д. А., Латухина, Н. В., Анисимов, В. В. Влияние жесткого рентгеновского излучения на оптические и электрические свойства полупроводниковых фотоэлектрических преобразователей на основе пористого кремния [Текст]/ Д. А. Лизункова, Н. В. Латухина, В. В. Анисимов. Сборник материалов XIII Всероссийской молодежной Самарской конкурс-конференции научных работ по оптике и лазерной физике, 2015г., с.221-227.

УДК 620.179.18, 621.396.962.21

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ФАЗОВОГО ДАЛЬНОМЕРА В СИСТЕМЕ КОНТРОЛЯ ДЕФОРМАЦИОННОГО СОСТОЯНИЯ ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА

Жуков С. В., Данилин А. И.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Несущий винт – важнейший узел вертолета, от исправности которого зависит сохранность вертолета, поэтому контроль состояния лопастей является актуальной проблемой, решение которой позволит существенно сократить риски крушения вертолета. Проанализировав существующие методы контроля целостности лопастей вертолёта, был предложен бесконтактный способ контроля целостности лопастей вертолёта [1], основанный на облучении гармоническим СВЧ сигналом объекта исследования. Суть метода заключается в приеме и обработке отраженного информационного потока излучения, модулирующим элементом для которого служат сами лопасти несущего винта. Анализ, принятого отраженного от лопасти СВЧ сигнала, позволяет судить о целостности лопасти и ее крепления, также позволяет контролировать скручивание, изгиб лопасти и частоту вращения несущего винта вертолета.

Целью настоящей работы является увеличение точности измерения амплитуды махового колебания лопасти за счет использования одночастотного фазового метода с модуляцией несущей для определения расстояния от приемо-передающего модуля до контролируемой лопасти (рис. 1).



Рис. 1. Схема расположения приемо-передающего модуля на хвостовой балке вертолёта

Предложенный ранее амплитудный метод [1] определения амплитуды махового колебания лопасти имеет низкую точность, поэтому для повышения точности измерений был предложен одночастотный фазовый метод. Принцип его работы заключается в модулировании по амплитуде несущей гармоническими колебаниями низкой частоты и сравнении фаз (рис. 2), излученного и принятого сигналов низкой частоты [2].

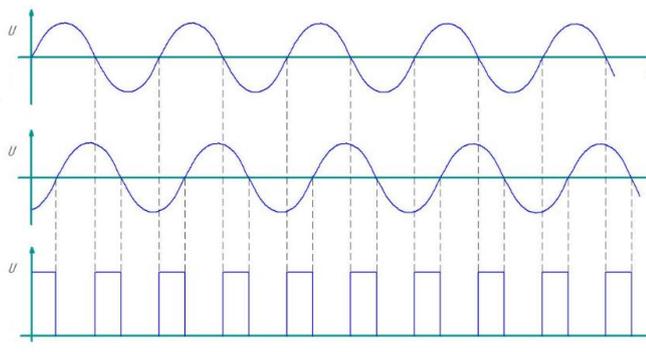


Рис. 2. Сравнение фаз излученного и принятого сигналов

Данный метод обладает некоторыми недостатками, а именно – отсутствие разрешающей способности по дальности. Фазовые радиодальномеры могут измерять дальность только до одного объекта и не способны измерять дальность до двух и более объектов. Однако в данном случае в поле диаграммы направленности попадает только одна лопасть поэтому данный недостаток можно не учитывать. Также при реализации фазового дальномера возникает неопределенность фазового сдвига зондирующего сигнала при отражении от объекта [3]. В данном случае, поскольку лопасти вертолета полностью идентичны и фазовый сдвиг возникающий в результате отражения от лопасти, также, как и фазовый сдвиг в цепях измерителя можно рассчитать и учесть при измерениях.

В то же время фазовый метод обладает высокой точностью и достаточно простой схемой реализации, что очень важно поскольку устройство, установленное на авиационной технике должно обладать малой массой и небольшими габаритами.

Библиографический список

1. Жуков, С.В. Бесконтактный контроль целостности лопастей вертолѐта [Текст]/ С.В. Жуков, А.А. Ефименко – Самара: Сборник трудов «Международная молодежная научная конференция «XII Королевские чтения»», Том 2. 2013. – 124 с.
2. Белоцерковский, Г.Б. Основы радиолокации и радиолокационные устройства [Текст]/ Г.Б. Белоцерковский - М.: Советское Радио, 1975 - 79-81 с.
3. Сосулин, Ю.Г. Теоретические основы радиолокации радионавигации [Текст]/ Ю.Г. Сосулин - М.: Радио и Связь, 1992 - 128-129 с.

УДК 621.396

ОЦЕНКА ПОМЕХОУСТОЙЧИВОСТИ АСИНХРОННО-ИМПУЛЬСНЫХ СИСТЕМ СВЯЗИ С ШУМОПОДОБНЫМИ СИГНАЛАМИ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ПОМЕХ СО СТРУКТУРОЙ СИГНАЛОВ

Зуев М. Ю., Яруллин Р. Р., Логинов С. С.

Казанский национальный исследовательский технический университет имени А. Н. Туполева, г. Казань

Системы связи с шумоподобными сигналами используются в радиотехнике и телекоммуникациях [1]. Они обладают высокой помехоустойчивостью, скрытностью, менее чувствительны к эффектам многолучевого распространения радиоволн. Поэтому такие системы привлекательны для организации каналов связи между роботизированными комплексами широкого применения. При взаимодействии группы роботов в подобной системе связи возникают взаимные помехи со структурой сигналов от соседних средств. С целью упрощения схмотехнического построения и ввиду ограничений на доступный частотный ресурс актуальным является сопоставление помехоустойчивости по отношению к взаимным помехам систем с разделением частотных каналов для нисходящих и восходящих сигналов и их передачи по одному частотному каналу.

В данной работе рассмотрен вариант построения системы связи с различными базами широкополосных сигналов в нисходящем $B=128$ и восходящем $B=512$ каналах. При взаимодействии двух объектов соседние объекты создают взаимные помехи со структурой сигнала, которые накладываются на полезные сигналы с вероятностью, зависящей от плотности потока сигналов. При этом сложность оценки вероятности связи в данной ситуации заключается в том, что в асинхронно-импульсных системах сигналы накладываются в случайные моменты времени со случайными амплитудами и фазами. Общая методика оценки вероятности связи может быть получена только с учетом допущений, изложенных в [2]. В работе получены аналитические выражения для общей вероятности связи для двухчастотного и одночастотного вариантов построения системы.

Общий алгоритм нахождения вероятности связи может быть представлен в следующем виде:

- определение общего выражения для вероятности связи для нисходящего, восходящего и общего каналов,
- нахождение вероятности наложения сигналов с различными базами и их сочетаний,
- нахождение вероятности различения наложившихся сигналов в каналах исходя из количества наложившихся сигналов,
- определение вероятности прохождения для случая неналожившихся сигналов,
- общая оценка вероятности связи исходя из найденных частных вероятностей.

Получены зависимости вероятности связи (правильной передачи 100 бит информации) для двухканального и одноканального вариантов построения системы от отношения энергии на бит к спектральной плотности мощности шума, которые приведены на рис. 1.

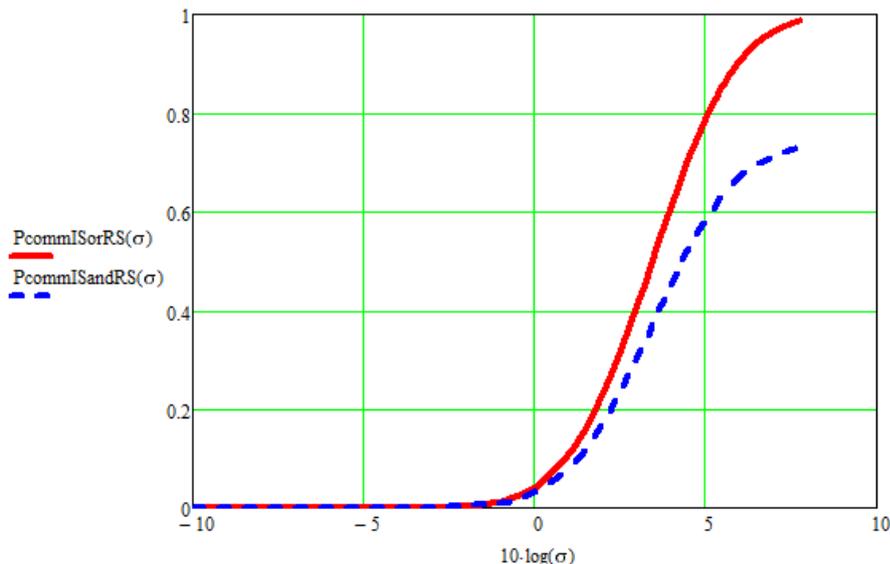


Рис.1 Зависимость вероятности связи от отношения энергии на бит к спектральной плотности мощности шума при воздействии помех со структурой сигналов: сплошная – для разнесенных по частоте каналов, пунктирная – для совмещенных каналов

Из рис.1 видно, что вероятность связи уменьшается при снижении отношения энергии на бит к спектральной плотности мощности шума. При этом в двухчастотном варианте при $E_b / N_0 = 5$ дБ, $P_{ce} = 0.79$, а в одночастотном $P_{ce} = 0.57$ при плотности потока нисходящих сигналов 2000 сигналов в секунду и восходящих сигналов – 500 сигналов в секунду. С увеличением плотности потока до 2500 и 750 сигналов в секунду вероятность связи снижается до величин $P_{ce} = 0.75$ при двухчастотном варианте и $P_{ce} = 0.52$ при одночастотном варианте соответственно.

Таким образом, проведено сопоставление двух вариантов построения системы связи между роботизированными комплексами с использованием шумоподобных сигналов. Получены оценки вероятности связи для разнесенных по частоте и совмещенных каналов взаимодействия.

Библиографический список

1. Дж. Прокис Цифровая связь. Пер. с англ. /Под ред. Д.Д. Кловского – М.: Радио и связь. 2000. – 800с.: ил.
2. В.И. Борисов, В.М. Зинчук, А.Е. Лимарев, Н.П. Мухин, Г.С. Нахмансон. Помехозащищенность систем радиосвязи с расширением спектра сигналов модуляцией несущей псевдослучайной последовательностью. Под редакцией В.И. Борисова – М.: Радио и связь, 2003. – 640с.

УДК 629.7

ТЕХНОЛОГИЯ ВНУТРИСХЕМНОГО КОНТРОЛЯ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ НАНОСПУТНИКОВ

Кудрявцев И. А., Федоренко А. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Для подтверждения правильности функционирования электронных схем, поиска и диагностики неисправностей современной электронике давно применяется традиционная контрольно-измерительная аппаратура (КИА), использование которой усложняется в связи с возрастанием сложности схем, сокращением размеров интегральных схем (ИС) и уплотнением монтажа многослойных ПП. Возможность наблюдения сигналов в самом функциональном ядре ИС, когда средства тестирования встраиваются в это ядро или размещаются между ним и контактами ввода/вывода на самом кристалле ИС является сегодня новой и весьма востребованной тенденцией электронной промышленности.

Темой данной работы является внутрисхемный контроль узла бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) наноспутника (НС). Обеспечение эффективного контроля работоспособности особенно важно для выявления отказов элементов узла печатной платы, когда нет прямого физического доступа к устройству. Например, при функционировании устройства на орбите. В данном устройстве микроконтроллер MCU1 управляет работой, а MCU2 выполняет мониторинг работоспособности прибора в реальном времени и передает данные на Землю для дальнейшего анализа. На рисунке 1 а) приведена структурная схема БЦВМ НС без указания цепей питания.

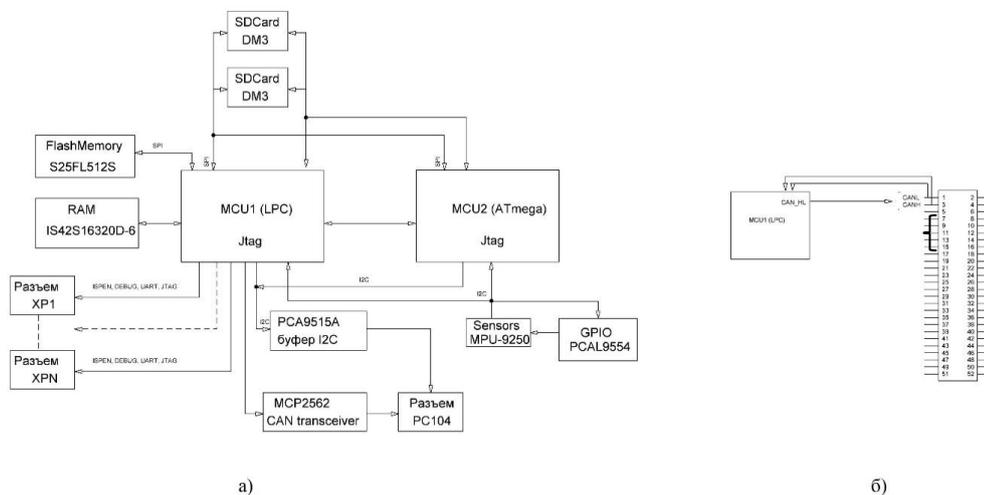


Рис. 1. а) структурная схема БЦВМ НС, б) способ увеличения тестового покрытия для выводов CAN интерфейса

Как можно видеть из рисунка 1 а), в схеме присутствуют два элемента, имеющие встроенную поддержку JTAG, которые позволяют организовать полноценную цепочку граничного сканирования, и ИС, не имеющие такой поддержки. Аналоговые элементы, являющиеся «прозрачными» при тестировании, не показаны. Стандарт JTAG позволяет контролировать неисправности в цепях разнообразных запоминающих устройств (ЗУ), управляемых интегральной схемой, поддерживающей JTAG. Тестирование заключается в выборочной записи в ячейки памяти ЗУ и последующем чтении из них. Желательным результатом тестирования является получение 100% тестового покрытия неисправностей монтажа контактов ЗУ. В данной схеме некоторые ИС являются

прозрачными элементами при JTAG тестировании, так как известен их принцип работы. Однако, для увеличения эффективности диагностики целесообразно внести в схему некоторые изменения. Например, тестирование связей MCU1 с внешним разъемом для цепей интерфейса станет возможным при введении пассивной обратной связи в виде проводной петли, как показано на рисунке 1 б.

Предлагается так же модифицировать электрическую схему подключения ИС, не имеющих JTAG интерфейса в своем составе, но с известным принципом работы (рисунок 2). Необходимо добавить дополнительные электрические связи от контактов ИС и замкнуть их в JTAG цепь (показаны жирными линиями).

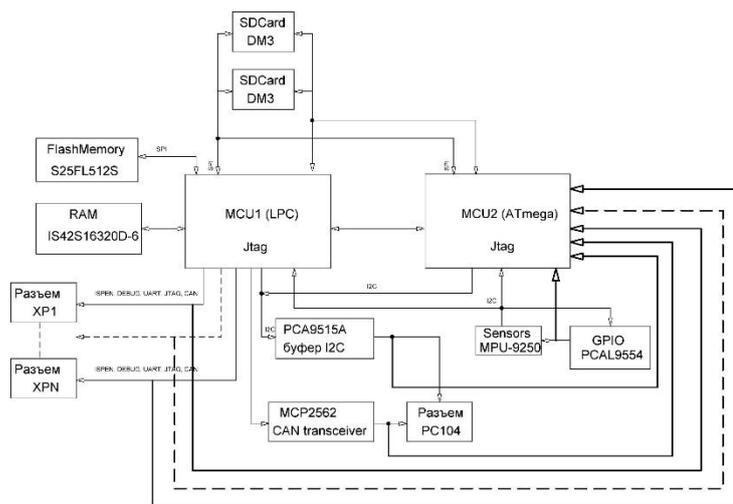


Рис. 2. Увеличение тестового покрытия для ИС

Предлагаемые меры ненамного усложняют топологию, зато существенно повышают эффективность диагностики с применением JTAG, а, следовательно, значительно удешевляют изготовление.

УДК 681.785

ОПТИМИЗАЦИЯ СПЕКТРАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ДИАГНОСТИЧЕСКОГО ФЛУОРИМЕТРА

Куликов В. С., Гришанов В. Н.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

При эксплуатации диагностического флуориметра была визуально обнаружена слабая флуоресценция отрезающего светофильтра из стекла FGL 435. Для изучения флуоресценции стекла FGL 435 были проведены эксперименты с ультрафиолетовым (УФ) светодиодом и комбинацией светофильтров следующих марок: УФС6, ЖЗС6, FGL 435 Longpass. Расположения светофильтров приведены на рисунке 1, причем FGL 435 располагался в двух положениях: перед и за ЖЗС6.

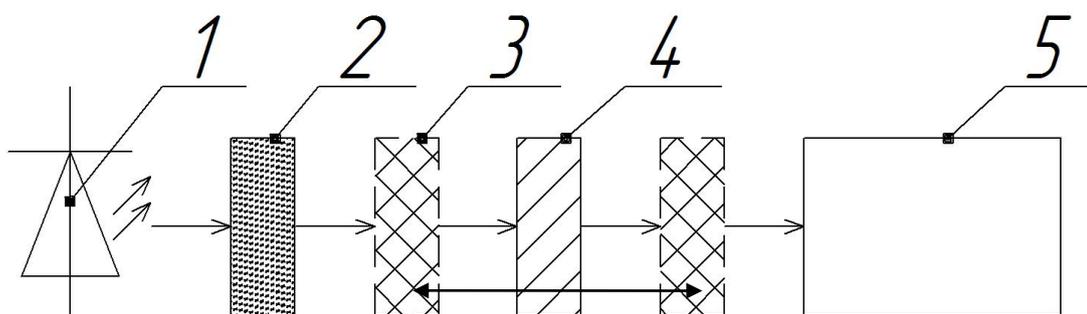


Рис. 1. Схема экспериментальной установки: 1 – УФ-светодиод EOLD-365-525, 2 – Светофильтр УФС6, 3 – Светофильтр FGL 435 Longpass, 4 – Светофильтр ЖЗС6, 5 – Спектрометр

В результате проведенных экспериментов визуальные наблюдения флуоресценции светофильтра FGL 435 Longpass были подтверждены с использованием объективной её регистрации. Графики спектров, полученные при помощи спектрометра, приведены на рисунке 2. При расположении FGL 435 перед ЖЗС6 наблюдается флуоресценция данной марки светофильтра под воздействием УФ-излучения. Однако, при расположении за ЖЗС6 флуоресценция не наблюдается, что является убедительным подтверждением двух гипотез: а) светофильтр FGL 435 флуоресцирует; б) флуоресценция светофильтра ЖЗС6 ничтожна.

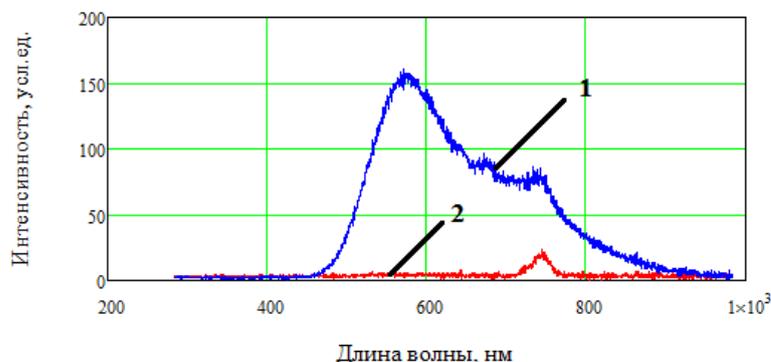


Рис. 2. Спектры полученные на спектрографе, 1 – FGL 435 стоит впереди ЖЗС6, 2 – FGL435 стоит за ЖЗС6

Сравнение влияния коэффициентов пропускания светофильтров на сигнал аутофлуоресценции проведено на математической модели спектральных характеристик флуориметра [2]. Результаты проведенных расчетов показаны на рисунке 3.

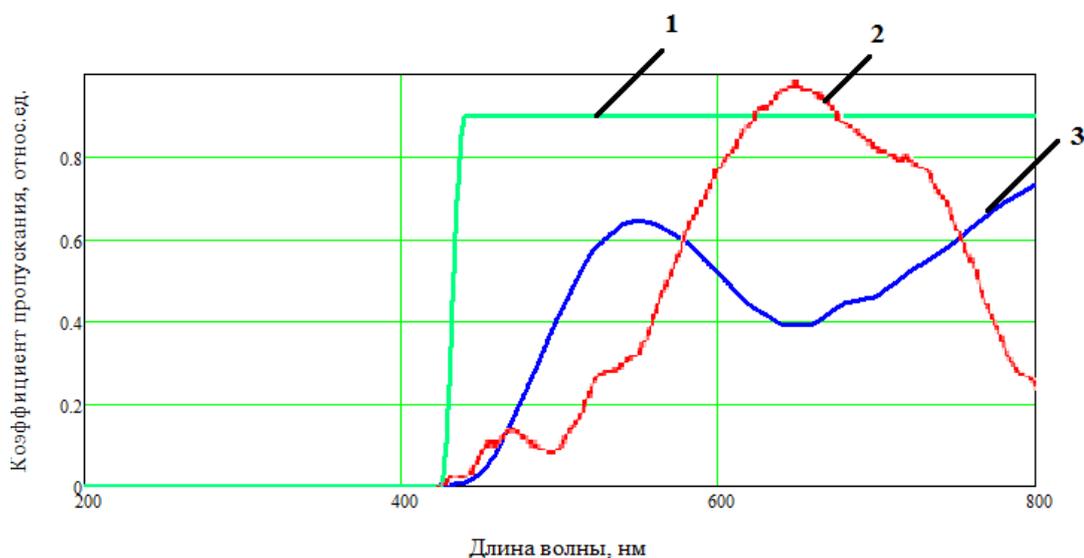


Рис. 3. Сравнение коэффициентов пропускания светофильтров: 1 – FGL 435 Longpass, 2- ЖЗС6 толщиной 3 мм, 3 – аутофлуоресценция кожи [3]

Исходя из выше приведенных графиков, можно сказать, что часть полезного сигнала аутофлуоресценции будет подавлена при использовании ЖЗС6 в качестве отрезающего светофильтра, так как у ЖЗС6 коэффициент пропускания меньше, чем у FGL 435 в интересующей длинноволновой зоне. Но из-за того, что ЖЗС6 не флуоресцирует под воздействием УФ-излучения прогнозируется повышение отношения сигнала к шуму. Поэтому в последующих модификация флуориметра оптимален светофильтр из цветного стекла данной марки.

Библиографический список

1. Куликов В. С. Портативный флуориметр для оценки концентрации продуктов гликирования в коже [Электронный ресурс]/ В. С. Куликов, В. Н. Гришанов, XIV Всероссийский молодежный Самарский конкурс-конференция научных работ по оптике и лазерной физике сборник трудов конференции 8–12 ноября 2016 г. ФИАН им. П.Н. Лебедева - Москва – 2016. – 299-305 с.
2. Галиева А.М. Моделирование спектральных характеристик оптического канала диагностического флуориметра [Электронный ресурс]/ А.М. Галиева, В.Н. Гришанов, В.С. Куликов, XIII Всероссийский молодежный Самарский конкурс-конференция научных работ по оптике и лазерной физике: Сборник конкурсных докладов 11–14 ноября 2015 г. - ФИАН им. П.Н. Лебедева – Москва – 2015. - 444 – 450 с.
3. Yikun, W. A trifurcated fiber-optic probe based optical system designed for AGEs measurement [Электронный ресурс]/ Y. Wang, Z. Long, Z. Ling, L. Yong, Z. Gong, W. An // Proc. SPIE 8329, Tenth International Conference on Photonics and Imaging in Biology and Medicine (PIBM 2011), 832908 (March 14, 2012); doi: 10.1117/12.918562

УДК 621.316

СИСТЕМА ПИТАНИЯ БЛОКА МАНЕВРИРОВАНИЯ НАНОСПУТНИКА

Кумарин А. А., Кудрявцев И. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Бортовая аппаратура современных наноспутников становится все более разнообразной. Ставятся задачи, реализация которых включает подсистемы с большим потреблением энергии, изначально применявшиеся только на более тяжелых классах аппаратов. В то же время, габариты и масса современных наноспутников обычно ограничены несколькими модулями стандарта CubeSat. Поэтому создание подходящей системы электропитания (СЭП) становится серьезной задачей. Типичная СЭП включает в себя солнечную батарею, аккумуляторную батарею (АКБ) и систему управления.

В данной работе разрабатывалась СЭП для блока маневрирования наноспутника. Он представляет собой бак с жидким рабочим телом, которое подается в одно из сопел. Для увеличения тяги жидкость проходит через испаритель, где она переходит в газообразное состояние. Проблемой разработки СЭП в данном случае является ограничение на отдаваемый ток основных АКБ (обычно порядка $2C$, где C – емкость в $A \times ч$). Данное ограничение преодолено за счет применения буферного накопителя энергии. В качестве накопителя использована батарея суперконденсаторов (СК). СК подобно обычным конденсаторам может импульсно отдавать большую мощность, однако имеет существенно большую плотность энергии.

Для получения нужного количества запасаемой энергии требуется объединение нескольких СК в батарею. В работе использовались СК ВСАР350, емкость которых составляет 350 Ф, максимальное напряжение 2,7 В. Это соответствует 1,28 кДж энергии. Для штатной работы испарителя требуется пять штук для полной мощности и два – для малой мощности.

Для заряда используется импульсный источник тока на основе микросхемы LM46000. Обратная связь подается с датчика тока (рис. 1а). Также в обратную связь добавляется сигнал с ЦАП для возможности изменения величины зарядного тока (на рисунке EXT). Для исключения превышения допустимого напряжения на отдельных СК в батарее производится балансировка активного типа: при повышении напряжения одного из СК по сравнению с другими зарядный ток пропускается в обход него. Вариант схемы для батареи из 2-х СК изображен на рис. 1б. При необходимости отключить один из СК открывается ключ (SW1 или SW3). Для предотвращения разряда СК через ключ, производится блокирование тока в обратном направлении с помощью ключа SW2 или диода D1. В качестве ключей используются МДП транзисторы с n каналом.

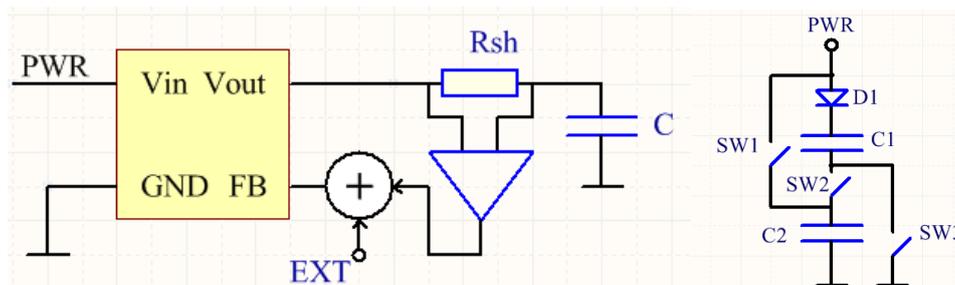


Рис. 1. Схемы узлов СЭП: а) обратная связь, б) балансировка батареи

УДК 537

КАТУШКА ТЕСЛА И МАГНЕТРОН

Мамчур М. И., Казакевич П. В.

Самарский Региональный Центр для Одаренных Детей, г. Самара

В ходе работы были изготовлены различные конструкции катушек Тесла, SSTC (Solid State Tesla Coil) и SGTC (Spark Gap Tesla Coil). Были изготовлены и сравнены различные схемы питания SGTC, на основе преобразователя (4,5 В в 5 кВ); десятикратного умножителя сетевого напряжения; трансформатора из микроволновой печи (220 В в 2 кВ, 800 Вт). Был проведён эксперимент для выявления зависимости мощности свечения люминесцентной лампы от расстояния между лампой и катушкой Тесла.

Так же были проведены эксперименты с импульсным магнетроном мощностью 7,5 кВт в импульсе; частота импульсов регулируемая, от 1 до 2 кГц; длина волны 3,2 см [1]

Помимо этого в работе рассмотрена краткая биография Николая Тесла, великого физика, инженера и мечтателя, изобретателя резонансного трансформатора (катушки Тесла), пытавшегося безуспешно создать всемирную систему беспроводной передачи электроэнергии, началом которой должна была стать башня Ворденклиф.[2]

Башня Ворденклиф не была завершена, но это не помешало возникновению мифа о свечении газа на колоссальной территории во время работы башни. Поэтому в работе произведён расчёт примерного энергопотребления башни, и высказаны обоснованные сомнения о возможности существования данного исторического факта. [3]

Проделанная работа может использоваться в качестве дополнительного материала при изучении вопросов связанных с мощными электромагнитными излучениями, а так же на уроках физики в старших классах.

Библиографический список

1. Дробов С. А., Бычков С. И. «Радиопередающие устройства», издание четвёртое. М., «Советское радио», 1969, 720 стр. Тираж 40 000 экз. Ц. 2 р. 41 к.
2. Наука. Величайшие теории: выпуск 36: Двустороннее движение электричества. Тесла. Переменный ток./Пер. с исп.-М.:Де Агостини, 2015.- 176с.
3. Элементарный учебник физики: Учебное пособие. В 3-х т./Под ред. Г. С. Ландсберга. Т. III. Колебания и волны. Оптика. Атомная и ядерная физика.- 10-е изд., перераб.- м.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1986.-656 с., ил.

УДК 621.369

**АЛГОРИТМ ОБРАБОТКИ ПУЛЬСОВОЙ ВОЛНЫ
ДЛЯ ОЦЕНКИ СОСТОЯНИЯ АРТЕРИАЛЬНЫХ СОСУДОВ ЧЕЛОВЕКА**

Маркина А. Н., Федотов А. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Основной причиной сердечно-сосудистых заболеваний является деформация стенок кровеносных сосудов – атеросклероз, возникающий вследствие нарушения липидного и белкового обмена и сопровождающийся отложением холестерина. Увеличение ригидности сосудов из-за образования атеросклеротических бляшек приводит к нарушению кровообращения. При этом изменяется форма пульсовой волны, образованная ударным объемом крови. Типичные формы пульсовой волны представлены на рисунке 1, где *a* – пульсовая волна здорового человека, *б* – при развитии заболевания, *в* – при наличии сердечной патологии. В настоящее время применяются методы обработки контура пульсовой волны, основанные на индексе жесткости и индексе отражения [1]. Данные параметры основаны на определении ключевых точек сигнала – систолического максимума и диастолического минимума. Определение последнего затруднено при развитии сосудистой патологии, что не позволяет получить достоверные диагностические данные. Данная работа была посвящена разработке новой методики контурной обработки пульсовой волны, основанной на спектральном анализе и исключающей необходимость определения диастолического максимума.

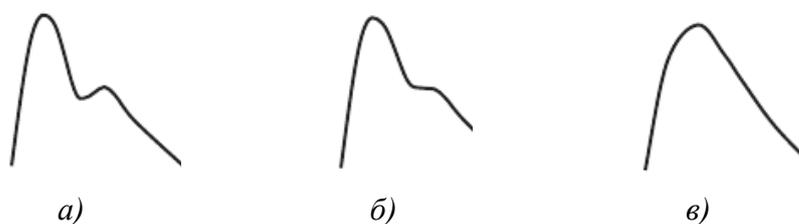


Рис. 1. Изменение формы пульсовой волны с возрастом и при наличии сосудистых заболеваний

Алгоритм обработки пульсовой волны представлен на рисунке 2. После считывания сигнала пульсовой волны отбрасываются начальные и заключительные фрагменты сигнала для исключения влияния подготовительных процедур к исследованию. Далее проводится цифровая фильтрация биосигнала от низкочастотных шумов и дрейфа изолинии, возникающих в результате смещений датчика и дыхания. Выделение одиночных фрагментов пульсовой волны производится разбиением сигнала на составляющие, лежащие между соседними минимумами. При этом исключаются длительные фрагменты сигнала и короткие, а также фрагменты с наибольшими перепадами минимумов в начале и конце фрагмента.

После предобработки сигнала проводятся операции по вычислению диагностических показателей:

- 1) Индекс жесткости и индекс отражения определяется путем усреднения показателей, рассчитанных для каждого фрагмента сигнала [1,2].
- 2) Коэффициент формы и коэффициент стенозирования сонной артерии b/a определяются на основе вычисления первой и второй производных сигнала [2,3].

- 3) Для получения спектральных оценок контура пульсовой волны выполняется операция быстрого преобразования Фурье от сигнала, сформированного с помощью последовательной репликации модельных фрагментов пульсовой волны.



Рис. 2. Алгоритм обработки пульсовой волны

Данный алгоритм позволяет провести сравнительный анализ между применяемыми и предложенным методами анализа пульсовой волны. Проведенные результаты исследований показали, что индексы жесткости и отражения не позволяют получить достоверную диагностическую информацию для пульсовой волны третьего типа. Среди оставшихся трех диагностических показателей, спектральный коэффициент гармоник дает наибольшие различия в своих значениях для трех типов волн.

Библиографический список

1. Sandrine C. Contour analysis of the photoplethysmographic pulse measured at the finger [Текст] // Journal of Hypertension 2006, 24:1449-1456.
2. Elgendi M. On the Analysis of Fingertip Photoplethysmogram Signals [Текст] // Current cardiology reviews 2012, 8:14-25.
3. Рангайян, Р.М. Анализ биомедицинских сигналов. Практический подход [Текст] / Р.М. Рангайян - М.: Физматлит, 2007. – 440 с.

УДК 621

РАЗРАБОТКА МОБИЛЬНОЙ ПЛАТФОРМЫ ДЛЯ ПЕРЕДВИЖЕНИЯ ПО ПЕРЕСЕЧЕННОЙ МЕСТНОСТИ НА БАЗЕ ARDUINO

Мезенцев Д. А., Дубовицких В. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В работе описывается методология разработки, реализации и отладки, а также технические решения при создании мобильной платформы для передвижения по пересеченной местности полигона соревнования “Кубок РТК - Экстремал” на базе ARDUINO. В робототехническом клубе Самарского университета, в котором авторы занимаются научной деятельностью, особенно актуальной является проблема отсутствия универсальной, многофункциональной и «живучей» конструкции робота. С целью решения данной проблемы была спроектирована и разработана мобильная платформа, способная выдерживать перевороты, падения с небольшой высоты и преодолевать большинство препятствий, встречающихся на полигонах соревнований.

В качестве программируемой платформы было решено использовать Arduino Pro Mini, на базе микроконтроллера ATmega328P. В процессе разработки были созданы: структурная схема, печатная плата в среде разводки печатных плат Sprint-Layout 6.0, код программы для робота в программе Arduino IDE, клиентская часть на языке C# в Visual Studio 2015, конструкция робота – на основе которых далее был реализован и запрограммирован первый прототип. Движение робота осуществляется за счет двух двигателей постоянного тока и резиновых гусеничных лент, для управления направлением и скоростью вращения установлен драйвер двигателя на основе микросхемы L298N. Управляющий сигнал передается по радиосвязи, а расположенная на борту FPV-камеры с отдельным передатчиком позволяет удаленно управлять роботом от первого лица. В качестве источника питания используется Li-Po аккумулятор. В дальнейшем планируется реализовать зубчатые колеса способные обхватывать гусеницы с внешней и внутренней стороны, датчики освещенности для автономного передвижения по линии, а также манипулятор, способный взаимодействовать с объектами в ходе соревнования.

Результатом данного проекта является действующий прототип, построенный на базе программируемого контроллера Arduino Pro Mini, движение осуществляется с помощью двигателей постоянного тока и гусеничной ленты. Видеотрансляция помогает оператору удаленно управлять роботом. Конструкция была протестирована на местности, на которой разбросаны камни, металлические препятствия различной формы высотой до 14 см. Прототип способен перемещаться в высокой траве, на песке и взбираться на ступень до 10 см, удерживаться на площадке под углом до 60 градусов. Данный проект может оказаться полезным для людей, занимающихся практической реализацией различных проектов по робототехнике и электронике, активно участвующих в соревновательной деятельности.

Библиографический список

1. Работа драйвера двигателей постоянного тока L298N и Arduino <http://arduino-diy.com/arduino-drayver-shagovogo-dvigatelya-i-dvigatelya-postoyannogo-toka-L298N>
2. Datasheet // Atmel Corporation [Electronic resource]. – 2015. – Mode of access: http://www.atmel.com/images/atmel-8271-8-bit-AtMega328p-microcontroller-atmega48a-48pa-88a-88pa-168a-168pa-328-328p_datasheet_complete.pdf. – Date of access: 15.08.2016.

УДК 629.127

ПОДВОДНЫЙ РОБОТ ПОВЫШЕННОЙ МАНЕВРЕННОСТИ

Михайлова О. М., Мухаметзянов А. В., Гафуров С. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

На нашей планете площадь, занимаемая водой, в 2,5 раза превышает территорию суши. Океаны и моря, реки и озера имеют очень важное значение в жизни людей. На данный момент исследовано лишь 5% мирового океана, поскольку человек не способен исследовать подводные глубины без специальной техники [1].

Для решения этой проблемы необходимо развитие такого направления науки, как подводная робототехника, благодаря которой и создаются исследовательские аппараты для изучения водной среды. Существуют 2 основных типа создаваемых аппаратов. Один из них – это автономный необитаемый подводный аппарат (АНПА), который по внешнему виду напоминает торпеду и используется для сбора информации автономно, без управления человеком. Также существуют телеуправляемые подводные аппараты (ТНПА), главное отличие которого в том, что управление им происходит через кабель оператором с борта судна. Благодаря наличию обратной связи, такие роботы часто используются для осмотровых работ.

Разработки в области подводной робототехники существуют в США у компании Fathom Drone, которая занимается проектированием и созданием глубоководных погружных дронов [2]. Одной из последних разработок является подводный дрон Fathom One. Он представляет собой модульную сборку. Центральным узлом в конструкции является система крепления подруливающего устройства с направляющими на нижней стороне аппарата, чтобы обеспечить место для крепления видеокамеры или дополнительных прожекторов. Перемещение дрона под водой осуществляется с помощью пары двигателей и двух пар крыльев. Известной разработкой российского происхождения является телеуправляемый необитаемый подводный аппарат "Моби Дик" от лаборатории подводной робототехники «The Whale» [3]. "Моби Дик" – это небольшой робот, способный погружаться на большие глубины в составе подъемно-спускового механизма. Для перемещения по дну данный робот использует горизонтальные, вертикальные и боковые двигатели. Благодаря своей конструкции, робот способен противостоять значительному течению.

В Самарском университете на базе лаборатории бионических систем был разработан подводный погружной робот (рисунок 1).



Рис. 1. Подводный погружной робот

Его корпус имеет цилиндрическую форму, который состоит из двух камер, закрытых двумя полусферическими акриловыми обтекателями. Над первой камерой расположены пара шаговых двигателей и плата управления роботом, которые изолируются от внешней среды сферической металлической формой. Внутри первой камеры находится комплекс аккумуляторных батарей для обеспечения робота энергией. Во второй камере располагаются два гидравлических цилиндра с приводами шаговых электродвигателей и регулируют глубину погружения аппарата. Ко дну второго отсека прикреплена защищенная прозрачной полусферой камера для фото- и видеосъемки.

Данный робот необходим для съемки в подводной среде, что может помочь при исследовании водоемов и наблюдении за ними, а также при поисковых работах на глубине.

Существуют большие перспективы развития для данного робота [4]. Одна из них – это сконструировать для него полетную часть, которая преобразует его в двухсредный аппарат. Другим направлением развития и разработки может служить возможность создания для данного робота подводных крыльев, за счет которых он сможет перемещаться не только в вертикальной плоскости, но и в горизонтальной. Для этого варианта также нужно настроить систему регулировки глубины таким образом, чтобы аппарат мог разворачиваться на 90 градусов и продолжать движение в горизонтальной плоскости. Помимо всего вышеперечисленного, на такие типы аппаратов возможна установка дополнительной исследовательской аппаратуры для сбора такой информации, как, например, температура, уровень шума, электропроводность, направление течения и т.д. Ближайшей перспективой развития данного робота является улучшение уже существующих характеристик таких, как увеличение глубины погружения и автономность работы без подзарядки.

Библиографический список:

1. Радионовская Т.И. Морская техника и технологии для исследования мирового океана [Текст]/ Т.И. Радионовская, С.Н. Лета – Международный научный журнал «Символ науки» №5/2016 – Уфа: Издательство: ООО «Омега сайнс» - сс. 92-94;
2. Официальный сайт производителя Fathom Drone [Электронный ресурс] - <https://fathomdrone.com>;
3. Лаборатория подводной робототехники «The Whale» [Электронный ресурс] - <http://www.rov-underwater.com>;
4. Матвиенко Ю.В. Перспективы повышения эффективности автономных подводных роботов [Текст]/ Ю.В. Матвиенко, А.В. Инзарцев, Л.В. Киселев, А.Ф. Щербатюк - Известия Южного федерального университета. Технические науки - Россия, Таганрог: Издательство: Технологический институт Федерального государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования Южный федеральный университет в г. Таганроге, 2016 - сс. 123-138.

УДК 681.784.7

УПРАВЛЕНИЕ ТЕРАПЕВТИЧЕСКИМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ПОСРЕДСТВОМ ОПТИЧЕСКОЙ ОБРАТНОЙ СВЯЗИ

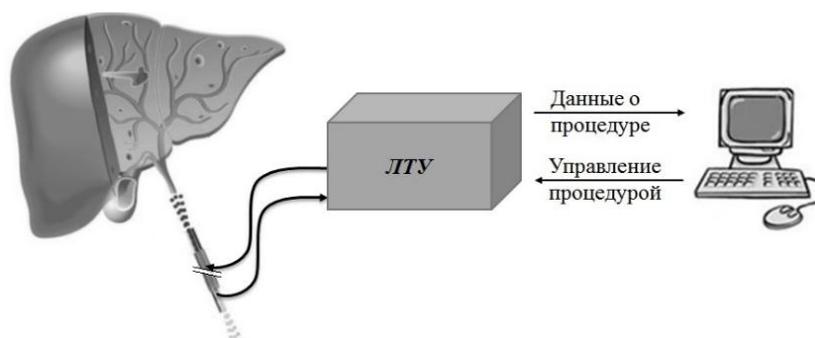
Нагаев Д. А., Гришанов В. Н.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Терапия низкоинтенсивным лазерным излучением (НИЛИ) основывается на фотохимическом и фотофизическом воздействии, при котором свет, поглощенный биотканями, возбуждает в них атомы и молекулы и вызывает различные фотофизические и фотохимические реакции. Терапевтические эффекты, а также их механизмы реализации описаны в статье [1].

Перспективными для лазерной терапии с оптической обратной связью представляются 3 направления: 1) поиск места облучения НИЛИ, особенно при облучении внутренних органов через различного рода катетеры; 2) оценка процесса накопления изменений в биотканях во время терапевтической процедуры; 3) оценка длительных по времени изменений в биотканях, которые происходят между процедурами.

Схема терапевтической процедуры с использованием оптической обратной связи представлена на рис. 1.



← – терапевтическое лазерное воздействие; → – отраженное лазерное излучение

Рис. 1. Схема терапевтической процедуры с использованием оптической обратной связи

Облучение биообъекта производится через оптическое волокно красным лазерным излучением с длиной волны близкой к 635 нм. Отраженное от биообъекта излучение через другое оптическое волокно доставляется на специальный фотодатчик обратного рассеяния. Сигнал оптической обратной связи подвергается синхронному детектированию, что позволяет избавиться от шумов внешней засветки и сетевой наводки. Сама лазерная терапевтическая установка соединяется с персональным компьютером, на котором через специальное программное обеспечение собираются данные и осуществляется управление установкой и терапевтической процедурой в целом.

В установке используется лазерный модуль KLM-G635-6-5. Это одномодовый лазерный модуль видимого красного диапазона с мощностью непрерывного излучения 6 мВт в спектральном диапазоне 635 нм. Напряжение питания равно 5 В. Имеется возможность регулировки фокусного расстояния.

Была разработана структурная схема лазерной терапевтической установки. Схема представлена на рис. 2.

АЦП – аналогово-цифровой преобразователь; ПЛ – полупроводниковый лазер с облучающим оптоволоконным каналом; ФДОС – фотодиод обратной связи с приёмным оптоволоконным каналом; ФДКМ – фотодиод контроля мощности излучения на дистальном конце облучающего оптоволоконка; СТ – стабилизатор тока; ПТН – преобразователь ток-напряжение.

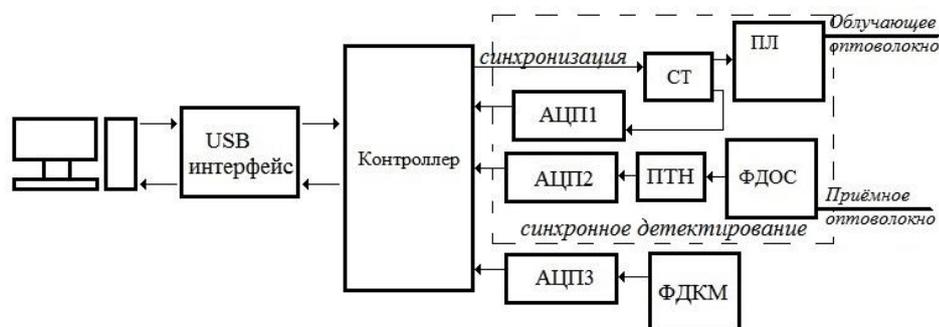


Рис. 2. Структурная схема лазерной терапевтической установки

Функции синхронного детектирования выполняются путем запоминания значения амплитуды сигнала за время его работы при установившемся значении мощности лазерного модуля и вычитании из неё значения амплитуды сигнала за время отсутствия лазерного излучения. Переходные процессы, которые наблюдаются во время включения и выключения лазерного модуля, программно игнорируются. В ходе проведенных экспериментов было установлено, что время переходных процессов включения и выключения модуля составляет по 100 микросекунд.

Синхронное детектирование происходит следующим образом: включается АЦП (процесс детектирования синхронизируется отсчётами АЦП), затем включается лазерный модуль. В течение 100 мкс происходит переходной процесс, затем, когда лазерный модуль переходит в установившейся режим, суммируются значения, пришедшие с фотодатчика обратного рассеивания на АЦП. Количество отсчётов задаётся программой. Затем лазерный модуль выключается. Значения во время переходного процесса выключения не запоминаются. Когда переходной процесс заканчивается, суммируются значения шумов, приходящих на АЦП по тому же количеству отсчётов. После этого из первой суммы вычитается вторая – на этом этапе и происходит вычитание шумов. Эффективность предложенной цифровой реализации синхронного детектирования подтверждена на его математической модели [2]. Кроме того, в работе с портами ПК могут возникать случайные временные задержки, что является недопустимым при выполнении синхронного детектирования. Во избежание этого, для выполнения вычислительных операций низкочастотного преобразования сигнала оптимально использовать микроконтроллер.

Библиографический список

1. Нагаев, Д.А. Лазерная терапия с оптической обратной связью [Текст]: материалы всероссийской научно – технической конференции «Актуальные проблемы радиоэлектроники и телекоммуникаций» / Д.А. Нагаев, В.Н. Гришанов; Самара: ООО «Офорт», 2017. – С. 210 - 212.
2. Ечин, П.А. Реализация программно-аппаратного метода в модуляционных РМС [Электронный ресурс]: II Всероссийские Армандовские чтения: Радиофизические методы в дистанционном зондировании сред / Материалы V Всероссийской научной конференции (Муром, 26-28 июня 2012 г.) / – Муром: Изд.-полиграфический центр МИ ВлГУ, 2012. – с. 402 - 406.

УДК 531.7.08

**АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ РАССТОЯНИЯ МЕЖДУ ДАТЧИКОМ И ОБЪЕКТОМ
КОНТРОЛЯ НА ИНФОРМАЦИОННЫЙ СИГНАЛ**

Неверов В. В., Данилин А. И.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Зубчатые передачи широко используют в механическом оборудовании для преобразования параметров вращательного движения. Срок их службы определяет показатель безотказности работы механизма и является одним из критических звеньев дерева отказов. Отказы механического оборудования из-за износа или разрушения зубчатых колес приводят к наиболее длительным простоям и требуют больших затрат для восстановления работоспособности.

В настоящее время разрабатывается бесконтактный радиоволновой способ определения технического состояния зубчатых колес, основанный на обработке, отражённого от зубцов колеса зондирующего электрического СВЧ сигнала, в реальном времени путём его сравнения с параметрами эталонных сигналов, полученных аналогичным образом в начале эксплуатации колеса [1].

Суть способа определения состояния зубчатого колеса заключается в том, что износ зубца изменяет его геометрические параметры, которые в свою очередь влияют на ту часть, отражённого от исследуемого объекта зондирующего СВЧ сигнала, который попадет на приемо-передающий торец волновода. Изменяющиеся в процессе износа геометрические параметры исследуемого объекта влияют также и на форму информационного сигнала, выделяемого из отражённого зондирующего потока, принятого волноводным датчиком [2].

Целью данной работы является экспериментальная проверка бесконтактного радиоволнового способа определения технического состояния зубчатых колес. Для реализации поставленной цели используется экспериментальная установка, внешний вид которой изображен на рисунке 1.

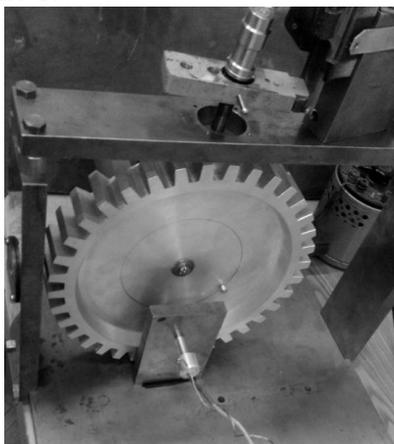


Рис. 1. Внешний вид экспериментальной установки

Для проведения экспериментов были разработаны и изготовлены образцовые шестерни с заранее заданной геометрией зубца. При проведении экспериментов было установлено, что на форму информационного сигнала и его амплитуду сильное влияние оказывает величина зазора между приемо-передающим торцом волновода и контролируемым объектом.

На рисунках 2 и 3 изображены осциллограммы при разных величинах зазоров между датчиком и зубцом шестерни. Масштаб по оси абсцисс для графиков, изображенных на рисунках 2 и 3, составляет 500 мкс/деление. Для графиков 1 масштаб

по оси ординат 200 мВ/деление, для графиков 2 масштаб по оси ординат – 100 мВ/деление.

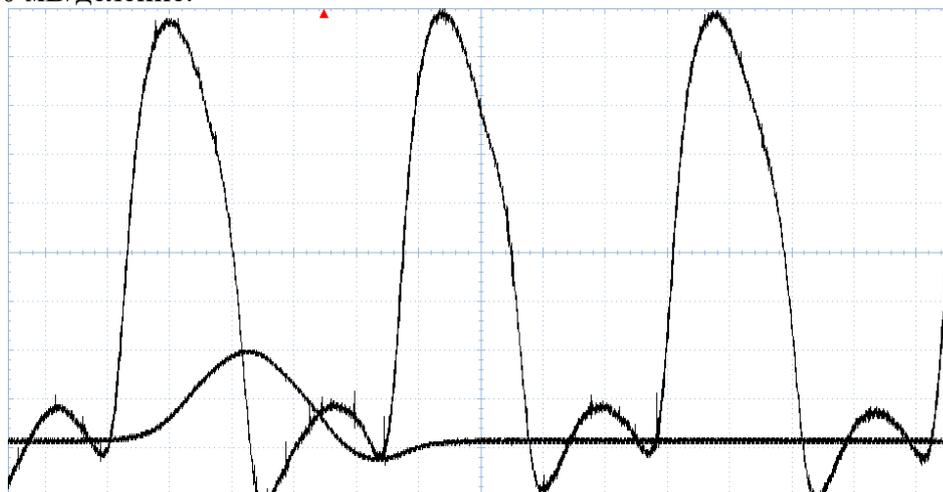


Рис. 2. Информационный сигнал и сигнал оборотной метки при величине зазора между первичным преобразователем и контролируемым объектом 1,3 мм

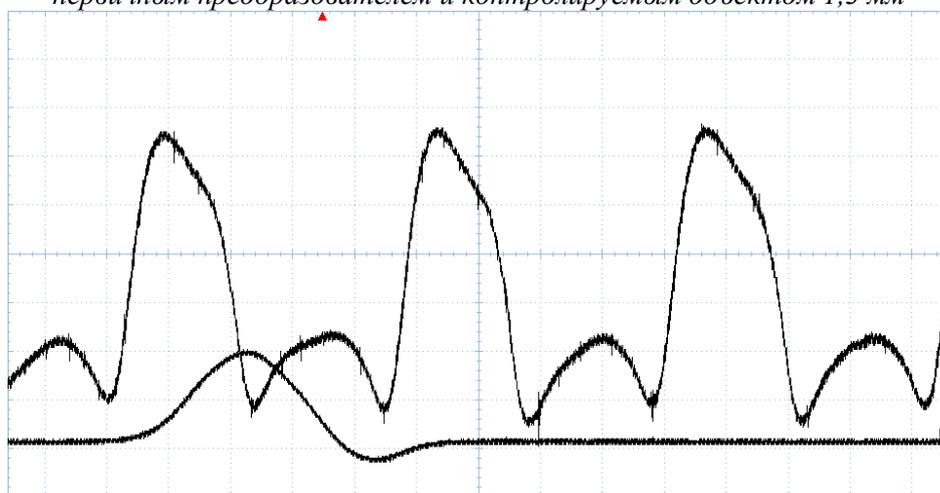


Рис. 3. Информационный сигнал и сигнал оборотной метки при величине зазора между первичным преобразователем и контролируемым объектом 1,8 мм

Библиографический список

1. Данилин, А.И. Способы оценки рабочего состояния зубчатых колес энергонагруженных редукторных систем [Текст]/ А.И. Данилин, В.В. Неверов// Актуальные проблемы радиоэлектроники и телекоммуникаций: материалы Всероссийской научно-технической конференции – СГАУ. – Самара, 2014. с. 138.
2. Данилин, А.И. оценка граничных возможностей применения бесконтактного способа определения технического состояния зубчатых колес [Текст]/ А.И. Данилин, В.В. Неверов// Актуальные проблемы радиоэлектроники и телекоммуникаций: материалы Всероссийской научно-технической конференции – Самарский университет. – Самара, 2016. с. 172.

УДК 681.785

ПАНОРАМНЫЙ ДИАГНОСТИЧЕСКИЙ ФЛУОРИМЕТР

Нигматулин И. Р., Гришанов В. Н.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Последние достижения в области оптоэлектроники, в частности развитие приборов на основе CMOS-структур, дают возможность получать изображения с высоким разрешением и точной цветопередачей. В данной работе рассматривается возможность регистрации полей аутофлуоресценции (АФ) кожи, как биомаркера различных заболеваний [1].

С другой стороны, известно [2], что при возбуждении в ультрафиолетовом (УФ) диапазоне спектра, родинка и родимое пятно почти не флуоресцируют по сравнению со здоровой кожей. Таким образом, если они присутствуют на исследуемом участке, то сигнал АФ будет занижен. Присутствие очагов воспаления может привести к противоположному эффекту. На величину сигнала АФ могут влиять и другие дефекты кожи: поверхностные чешуйки, морщины и волосяной покров [3]. Поэтому повышения достоверности результатов диагностики возможно путём дооснащения простейших флуориметров камерой для фиксации изображений диагностируемого участка. Кроме того, постулируется улучшение воспроизводимости при усреднении показаний по возможно большей площади.

Дополнительной задачей является исследование возможности регистрации камерой АФ кожи.

Конструкция прибора для диагностики исследуемого участка может быть обеспечена схемой, представленной на рисунке 1.

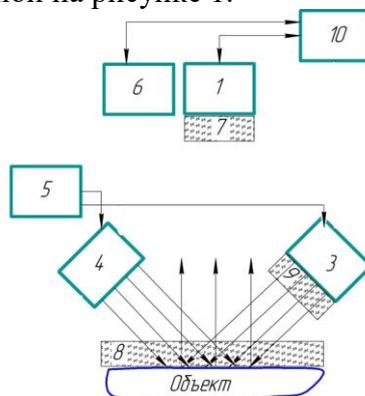


Рис. 1. Схема прибора для измерения аутофлуоресценции диагностируемого участка: 1 – цветная камера; 2 – объектив; 3 – светодиод УФ; 4 – светодиод белый; 5 – источник питания; 6 – измеритель АФ; 7 – отсекающий светофильтр FGL 435; 8 – защитное стекло; 9 – очищающий светофильтр УФС-6; 10 – ПЭВМ

В первом варианте прибора использовалась веб-камера Defender – С110. Эксперименты с ним позволили убедиться в том, что прибор способен регистрировать как изображения исследуемого участка в белом свете, так и флуоресцентные изображения. Однако выяснилось, что серийные цветные веб-камеры имеют жёсткие встроенные алгоритмы формирования изображений, в частности, невозможность отключения авторегулировки баланса белого, авторегулировки экспозиции и они не способны формировать изображения без сжатия информации формата bmp, что является недостатком для измерения АФ кожи.

Поэтому были внесены изменения в конструкцию флуориметра с камерой:

1. Веб-камера Defender C-110 заменена на специализированную измерительную камеру, предназначенную для работы в составе микроскопов серии TourCam.

2. Измерительная камера TourCam SCMOS00350KPA переделана согласно техническим требованиям диагностического флуориметра: демонтирована родная оптика, подобран объектив с фокусным расстоянием 3.85 мм.

3. Разработан и изготовлен переходник, предназначенный для крепления нового объектива к измерительной камере.

4. Приняты меры по минимизации фоновых засветок.

Таким образом, основными компонентами данного прибора являются измерительная камера модели TourCam, мощный ультрафиолетовый светодиод LEUVA77V20RV00 с пиковой длиной волны 365 нм для возбуждения аутофлуоресценции и белый светодиод HB3b-449AWF для освещения диагностируемого участка кожи.

В ходе эксперимента было выявлено, что камера TourCam SCMOS00350KPA проигрывает по чувствительности используемой ранее камере Defender C-110, поэтому был апробирован с позитивным эффектом импульсный режим работы светодиодов по схеме, приведенной на рисунке 2.

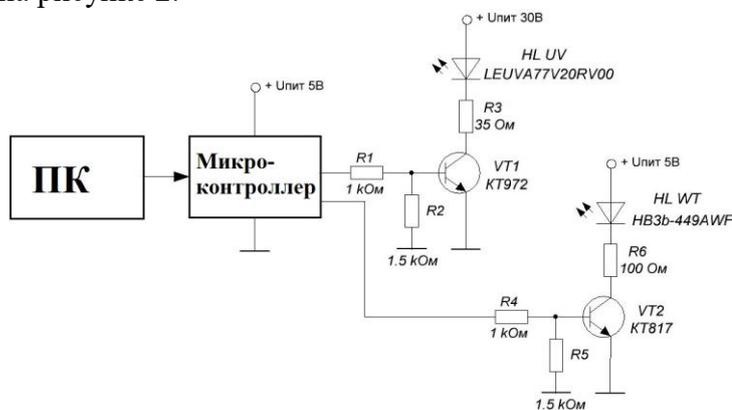


Рис. 2. Схема импульсно-периодического режима генерации сигнала

Данный способ позволил поднять пиковую мощность УФ светодиода, осуществить переключение светодиодов осветителя и регулировать их параметры, таких как интенсивность излучения и длительность светового импульса.

Разработан и апробирован опытный образец диагностического флуориметра с каналом визуализации для экспресс-диагностики *in vivo* состояния кожи, а по ней и всего организма, с регистрацией изображения исследуемого участка в белом свете, что важно при последующей интерпретации результатов.

Показано, что с помощью камеры опытного образца флуориметра можно не только фиксировать диагностируемые участки кожи с достаточным разрешением, но и получать количественные оценки интенсивности флуоресценции.

Библиографический список

1. Kang Uk, Папаян Г.В., Березин В.Б. и др. Спектрометр для флуоресцентно-отражательных биомедицинских исследований. // Оптический журнал, 2013. – Т. 80. - № 1. – С. 56 – 67.
2. Дрёмин В.В. Оценка возможности исследования эндогенной флуоресценции пигментных невусов методом лазерной флуоресцентной диагностики // Межвузовский сборник научных трудов «Медицинские приборы и технологии». – Тула: ТулГУ, 2013. – С. 123-125.
3. Оптическая биомедицинская диагностика. В 2 т. Т. 2 / Пер. с англ. под ред. В.В.Тучина. – М., Физматлит, 2007. – 368 с.

УДК 621.389

СИСТЕМА ТАКТИЛЬНЫХ СЕНСОРОВ ИНТЕРАКТИВНОЙ ИГРУШКИ ДЛЯ ДЕТЕЙ-АУТИСТОВ

Никольская А. Д., Кудрявцев И. А

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Аутизм — это заболевание, при котором нарушается контакт человека с внешним миром. Если аутизм диагностировать в раннем детстве, то его зачастую удается скорректировать.

Проведение специально организованных сенсорных игр с аутичным ребенком может дать новые возможности для установления контакта с ним [1]. Примером может служить игра с интерактивной игрушкой, которая будет обеспечивать решение основных задач социальной и бытовой адаптации ребенка.

Интерактивная игрушка представляет собой игрушку-кошку, снабженную тактильными сенсорами, которые регистрируют действия ребенка по отношению к игрушке. Для регистрации воздействий используются сенсорные кнопки, принцип действия которых основан на изменении емкости при касании поверхности (шкуры игрушки) над токопроводящим покрытием.

Для реализации такой сенсорной системы, используется метод измерения емкости с помощью емкостного делителя напряжения [2]. Метод основан на уравнивании зарядов двух емкостей. Этапы измерения емкости с помощью данного метода, представлены на рисунке 1.

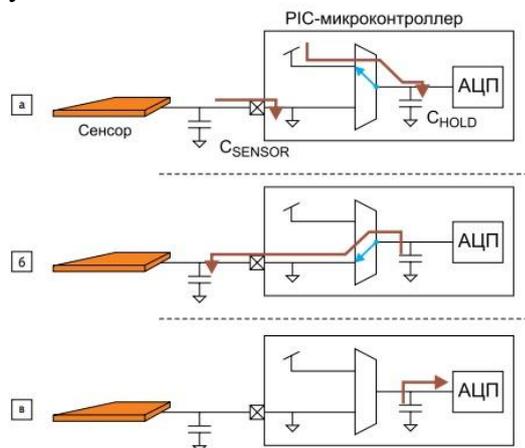


Рис. 1. а) предварительный заряд емкостей;
б) уравнивание напряжений; в) измерение напряжения

Использование этого метода позволяет реализовать до 64 кнопок, что является одним из важных параметров для данной разработки. Чем больше кнопок, тем больше чувствительность игрушки и возможность зарегистрировать прикосновение в различных ее частях. В докладе обсуждаются варианты размещения кнопок на поверхности игрушки и возможности реализации гибкой чувствительной поверхности с использованием указанного метода.

Для реализации использовалась следующая структурная схема, представленная на рисунке 2.

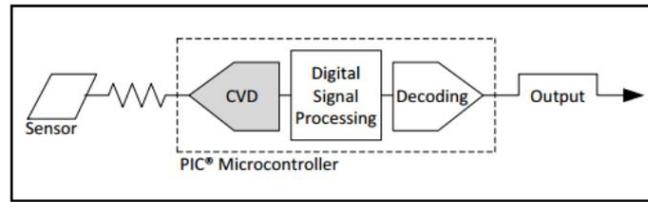


Рис. 2. Структурная схема

В докладе рассматриваются структура системы и алгоритм определения нажатия, а также механизм автокалибровки при изменении емкости в силу внешних факторов.

Библиографический список

1. Янушко, Е.А. Игровая деятельность аутичного ребенка [Текст]/ Е.А. Янушко. – Москва, Тервинф, 2016.-128с.
2. Афанасьев, И. Технология mTouch. Создание емкостных клавиатур и сенсоров. [Текст]/ И. Никифоров//Компоненты и технологии. – 2013. – №2. – С.17-22.

УДК 621.315.615.2

УСТРОЙСТВО ОПЕРАТИВНОГО КОНТРОЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ ЖИДКИХ НЕФТЯНЫХ МАСЕЛ

Пирогова А. А., Паршина А. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Для обеспечения безопасной работы силовых трансформаторов необходимо, чтобы свойства циркулирующего в баке нефтяного масла удовлетворяли установленным требованиям. Они включают в себя ряд показателей, значения которых для различных марок масел приведены в [1]. Определение показателей качества осуществляется при помощи комплекса специальных приборов, предназначенных для измерения отдельных параметров масел. Проведение испытаний предполагает осуществление отбора проб трансформаторного масла, что возможно лишь при выводе электрооборудования из эксплуатации и сливе масла, ввиду чего возникает необходимость замены трансформатора на время проведения испытаний. Значительные затраты также связаны с необходимостью обустройства лабораторий и покупки дорогостоящих приборов для определения параметров нефтяных масел. Следовательно, организация непрерывного контроля качества трансформаторных масел является актуальной проблемой.

Для решения имеющейся проблемы необходима разработка нового метода и устройства измерения показателей качества трансформаторного масла. Так как электроизоляционные свойства трансформаторных масел в первую очередь определяются их чистотой [2], требуется определение таких параметров, как пробивное напряжение, массовое влагосодержание и содержание механических примесей. Осуществлять измерения предлагается с помощью установки, структурная схема которой представлена на рисунке 1.

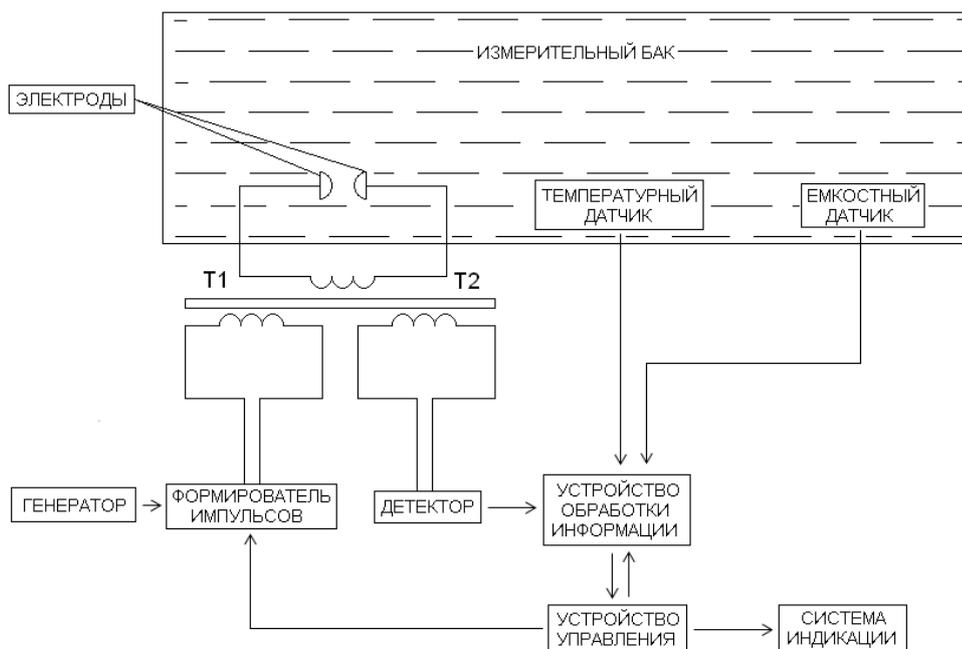


Рис. 1. Структурная схема устройства оперативного контроля эксплуатационных параметров жидких нефтяных масел

В полости бака установлены два электрода для измерения пробивного напряжения, температурный датчик в непосредственной близости к электродам, а

также емкостный датчик. Для измерения пробивного напряжения по сигналу устройства управления посредством генератора и формирователя импульсов на первичную обмотку трансформатора Т1 поступают электрические импульсы с заданными параметрами формы, амплитуды, длительности и частоты. Параметры масла, находящегося между электродами, определяют эквивалентное сопротивление нагрузки, подключенной к вторичной обмотке Т1. Поскольку Т1 и Т2 имеют общий магнитопровод, изменение параметров сигналов на первичной обмотке Т1 приведет к изменению сигнала на обмотке Т2. Выходные параметры будут зафиксированы детектором и переданы в устройство обработки информации. Устройство управления будет за счет формирователя импульсов постепенно изменять параметры сигналов, поступающих на первичную обмотку трансформатора Т1 до того момента, пока не наступит короткое замыкание – пробой между электродами. После наступления пробоя в устройстве обработки информации будет рассчитана величина пробивного напряжения используемого масла, а также произведено сравнение полученного значения с критическим, результаты будут выведены на систему индикации. В случае если полученное значение будет находиться в зоне критических величин, устройство выдаст сообщение пользователю о необходимости вывести трансформатор из работы и произвести замену используемого масла.

Температурный и емкостный датчик будут непрерывно производить измерения и передавать данные в устройство обработки информации, где происходит расчет значения температуры в месте расположения электродов, диэлектрической проницаемости трансформаторного масла, массовой доли влаги и подсчет твердых частиц. Результаты произведенных расчетов будут выведены на систему индикации.

Описанное устройство позволяет непрерывно контролировать значение пробивного напряжения трансформаторного масла, температуры в баке трансформатора; производить расчет массового влагосодержания и анализ содержания механических примесей непосредственно в процессе эксплуатации трансформатора. Это значительно снижает затраты, связанные с временным прекращением работы трансформатора и необходимостью приобретения и обслуживания нескольких приборов, каждый из которых позволяет измерять лишь один параметр масел, а также повышает безопасность эксплуатации трансформатора за счет возможности своевременного выявления его дефектов и ухудшения качеств масла.

Библиографический список:

1. Объем и нормы испытаний электрооборудования [Текст] : РД 34.45-51.300-97: утв. начальником Департамента науки и техники РАО "ЕЭС России" А.П. Берсеневым 08.05.97. – М. : ЭНАС, 2004. – 256 с.
2. Энергетика. Оборудование. Документация. [Сайт]. URL: <http://forca.ru/stati/podstancii/metody-kontrolya-kachestva-transformatornyh-masel.html> (дата обращения 10.12.2016).

УДК 681.2

ДАТЧИК КОНТРОЛЯ ДАВЛЕНИЯ В ШИНАХ

Романов В. В., Шебалов Д. И., Гимадеева Л. А.

Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А. Н. Туполева, г. Казань

Системы связи с шумоподобными сигналами используются в радиотехнике и телекоммуникациях [1]. Они обладают высокой помехоустойчивостью, скрытностью, менее чувствительны к эффектам многолучевого распространения радиоволн. Поэтому такие системы привлекательны для организации каналов связи между роботизированными. Перечень действий, которые необходимо произвести с автомобилем перед поездкой, известен каждому водителю. Его можно прочитать практически в любой книге, посвященной ремонту или эксплуатации автомобиля: это контроль уровня масла, тормозной жидкости и т.д. И конечно, контроль уровня давления в шинах.

По данным статистики 84,78% автовладельцев не проверяют давление в шинах. Почему так важно проверять давление? Определить разницу в давлении в шинах на несколько десятых бар на глаз невозможно. А ведь по результатам исследований разница в 0,3 - 0,4 бар для ведущих передних колес или 0,5 - 0,7 бар для задних колес является критической! Нерегулярный контроль давления в шинах может привести к трагическим последствиям.

Основой в работе данного устройства лежит автогенераторный метод измерения неэлектрических величин, который основан на использовании емкостных, индуктивных, антенных, резистивных, полупроводниковых и других датчиков [1]. Датчики включают в колебательный контур измерительного автогенератора. Они могут реагировать на изменение модуля комплексного сопротивления, изменения активной составляющей сопротивления, изменения реактивной составляющей, изменения температуры, изменения одновременно нескольких параметров. Полезная информация может быть заложена в амплитуде, частоте или фазе колебаний. Автогенераторные методы измерений по сравнению с другими резонансными методами позволяют упростить структурную схему устройства, что повышает разрешающую способность измерительного прибора. Это связано с отсутствием в автогенераторном измерительном приборе усилителей напряжения, модулятора, детектора. В разрабатываемом устройстве измеряется установившаяся частота, величина которой зависит от электропроводности объекта измерения (состояния бензина) или от температуры двигателя. Автогенератор работает в режиме почти постоянной, относительно большой амплитуды выходного сигнала, что обеспечивает увеличения соотношения сигнал/шум, увеличивает разрешающую способность и точность измерения.

Диапазон частот $f_{max} \dots f_{min}$ без срыва колебаний, соответствующих полезной информации можно определить из соотношения:

$$\frac{f_{max}}{f_{min}} = 1.2$$

$$\frac{f_{max} - f_{min}}{f_{max}} \leq 16.7 \cdot 10^{-2}$$

т.е. относительные изменения параметров измеряемого объекта не должны превышать полученной величины [2].

Структурная схема состоит из последовательно соединенных аналогового блока датчика давления и блока обработки данных датчика.

Датчик давления включает в себя:

- резонатор кварцевый манометрический;
- автогенератор;
- эмиттерный повторитель;
- 2 умножителя частоты.

Блок обработки данных состоит из аналогово частотного преобразователя и однокристалльного датчика давления.

Библиографический список

1. Арш Э. И. Автогенераторные методы и средства измерений. М.: Машиностроение, 1979г. 256 с.
2. Аш Ж. Датчики измерительных систем. М.: Мир, 1992. - 480с.

УДК 681.2

ПРИБОР ОПЕРАТИВНОЙ ДИАГНОСТИКИ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ПУЛЬСА, ДЫХАНИЯ

Романов В. В., Шебалов Д. И., Гимадеева Л. А.

Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А. Н. Туполева, г. Казань

На основе анализа использован частотный метод измерения. Данный метод позволяет обеспечить высокую точность измерения. В процессе проектирования осуществляется выбор и обоснование структурной схемы прибора, выбор частот измерительного канала.

Метод съема параметров пульса и дыхания основан на лазерной локации движения грудной клетки пациента. Колебания грудной клетки складываются из трех компонент: колебания, обусловленные дыхательными движениями (0,1...0,5 Гц); колебания, обусловленные сердечными сокращениями (0,6...2,0 Гц), и колебания за счет перемещения всего тела человека.

Удобство применения лазерно-локационного метода измерения колебаний грудной клетки обусловлено спецификой магнитотерапевтической аппаратуры общего воздействия класса «Мультимаг»:

- пациент в течение магнитотерапевтического сеанса находится в расслабленном лежачем положении, при этом компонента от перемещения тела практически отсутствует. Он закрыт сверху полусферой с излучающими элементами, поэтому поверхность грудной клетки частично прикрыта от посторонней засветки, и над грудной клеткой находится жесткая конструкция, к которой можно крепить датчик;

- обеспечивается бесконтактность съема параметров дыхания и кардиоинтервалов, в результате чего не причиняются неудобства пациенту и снижаются требования электробезопасности на магнитотерапевтический комплекс, за счет отсутствия непосредственного контакта с телом пациента.

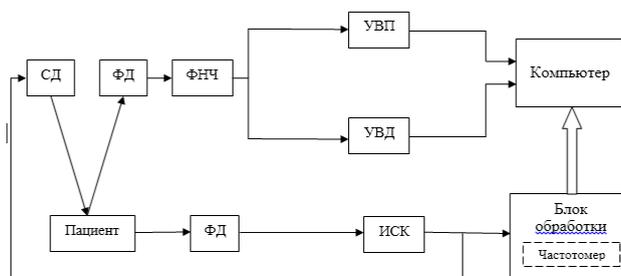


Рис.1. Структурная схема прибора

На грудной клетке закреплен датчик, состоящий из светодиодов и фотодиодов СД, ФД инфракрасного диапазона. Отраженный от грудной клетки свет принимается фотоприемником, сигнал с него усиливается, проходит через фильтр нижних частот ФНЧ1, с частотой среза 10 Гц, и далее разделяется на два. Один из них, проходя через дополнительный ФНЧ3, выделяет дыхательную составляющую (0,1...0,5)Гц, а другой, пройдя фильтр нижних частот (ФНЧ2), выделяет пульсовую составляющую сигнала (0,6...2) Гц. Затем сигналы поступают на устройства выделения дыхания (УВД) и выделения пульса (УВП).

Библиографический список

1. Арш Э. И. Автогенераторные методы и средства измерений. М.: Машиностроение, 1979г. 256 с.
2. Аш Ж. Датчики измерительных систем. М.: мир, 1992. - 480С.

УДК 62-519

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОЙ СРЕДЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВУХКОЛЁСНОГО РОБОТА

Сорокин А. И., Салмина В. А., Гафуров С. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В современном мире робототехника приобретает все больший вес. Роботы находят применение на любых производствах, внедряются в армию [1] и их можно найти даже дома, в виде робота пылесоса. С каждым годом их становится все больше, поэтому очень важно иметь лидирующие позиции в данной отрасли. Российская робототехника пока не занимает флагманские позиции в мире, поэтому для развития данной области необходимо начинать с обучения молодых специалистов уже со школьной скамьи. Нужно привлекать школьников и студентов младших курсов к освоению главных принципов робототехники. Для решения поставленной задачи предлагается двухколёсный робот с программной средой управления на базе программного пакета Matlab.

В ходе работ была разработана простая в освоении и конструкции модель робота. Реализованная модель способна самостоятельно передвигаться в окружающем пространстве, обходя все препятствия, в чем ей помогают инфракрасные датчики по периметру. Для движения используются два электромотора, на каждый из которых приходится по колесу. Управление осуществляется по дифференциальному типу. «Мозгами» нашего робота являются плата Arduino и микросхема L293D, которая отвечает за работу моторов. Все необходимое монтируется на спроектированную конструкцию, которая была создана с помощью 3D принтера, так что робот может принимать любые формы и размеры. Но даже без практической возможности собрать робота, каждый должен иметь шанс изучить интересующую его науку. Для этого создается программная среда управления.

Для разработки программной среды использовался программный пакет Matlab (рисунок 1). Необходимо было реализовать механизм управления одним роботом или группой, возможность создавать различное окружение, а также регулировать параметры самого робота. На основе данной программной среды можно смоделировать поведение однотипных двухколесных роботов в различном окружении. А после убедиться в результатах практически, собрав простую в конструкции модель. В дальнейшем для развития программной среды можно воспользоваться методом вероятностной дорожной карты [2].

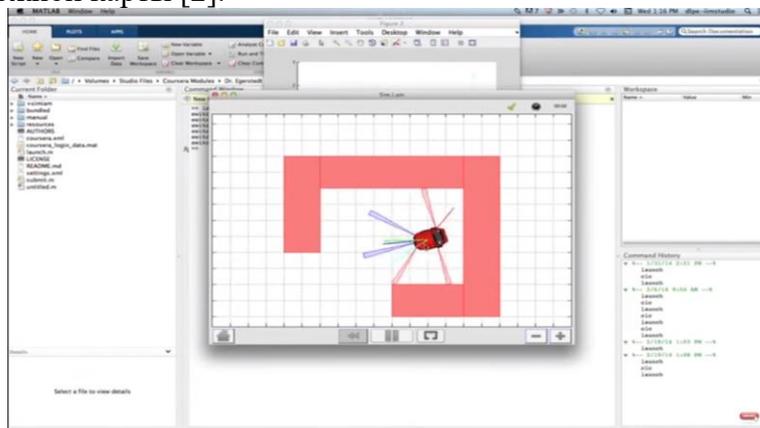


Рис. 1. Пример работы программной среды управления роботом

Отдельно стоит задача улучшения технического зрения в данном роботе. Главной проблемой технического зрения в робототехнике на данный момент являются шумы, из-за которых робот медленно обрабатывает информацию и выполняет те или иные задачи [3]. Подавление шумов может достигаться использованием фильтров и реализацией подсветки таким образом, чтобы более чётко выявить край изображения и избежать «бликов».

Следующая опорная точка данной работы, это создание второй модели робота для практической отработки их взаимодействия в замкнутом пространстве. В последствии можно объединить их в одну сеть с квадрокоптером для совместного выполнения различных задач в условиях открытого пространства. Дальнейшее развитие предполагает два пути развития. Во-первых, упрощение системы для желающих изучать робототехнику в школе. Во-вторых, модернизация программной среды для возможности моделировать поведение не только конкретных двухколесных роботов, но и расширения спектра возможных вариантов. Например, трех- или четырехколесных роботов, шагающих роботов, подводных телеуправляемых и автономных роботов. Так же возможен переход в 3D пространство для моделирования взаимодействия между воздушными роботами, подводными или объединить все три среды в одну.

Библиографический список:

1. Шермет И.Б. Роль и место автономных РТК в системе вооружения сухопутных войск [Текст]/ И.Б. Шермет, Н.А. Рудианов, А.И. Гурджи, А.В. Рябов, В.С. Хрушев - Перспективные системы и задачи управления: материалы Одиннадцатой Всероссийской научно-практической конференции и Седьмой молодёжной школы-семинара «Управление и обработка информации в технических системах»; Южный федеральный университет. – Ростов-на-Дону. 2016. сс. 234-238;
2. Афанасьев И.М. Навигация гетерогенной группы роботов (БПЛА и БНР) через лабиринт в 3D симуляторе Gazebo методом вероятностной дорожной карты [Текст]/ И.М. Афанасьев, А.Г. Сагитов, И.Ю. Данилов, Е.А. Магид - Второй Всероссийский научно-практический семинар «Беспилотные транспортные средства с элементами искусственного интеллекта (БТС-ИИ-2015)»: Труды семинара. – Санкт-Петербург: Изд-во «Политехника-сервис», 2015. сс. 18-25;
3. Галкина Н.А. Использование технического зрения в робототехнике [Текст]/ Н.А. Галкина, Т.Б. Миронова - XIII Королёвские чтения: Международная молодёжная научная конференция: Тезисы докладов. Самара: Издательство СГАУ, 2015. сс. 294-295.

УДК 616.12-008, 616.24.008-44

РЕОГРАФИЧЕСКИЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ ДЛЯ ОЦЕНКИ КАРДИОРЕСПИРАТОРНОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ

Стрункина П. А., Федотов А. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Кардиореспираторная система представляет собой функциональную систему организма человека, включающую в себя сердечно-сосудистую и дыхательную системы. Изменения одной системы ведут к изменениям другой, имея в своей основе компенсаторный характер, направленный на сохранение постоянства внутренней среды организма. Для выявления паталогических процессов в данных системах, имеющих функциональный характер, а так же изучения степени адаптированности организма человека к тем или иным условиям, необходимо произвести оценку кардиореспираторного взаимодействия. Для этого производится регистрация сигналов данных систем, а затем формирование как диагностических показателей для систем в отдельности, так и показателей синхронизации данных систем, к примеру, функции когерентности между параметрами сердечного ритма и респираторным сигналом в частотной области.

Метод реографии основан на свойстве жидких сред организма выполнять роль проводника за счет пропускания через исследуемый участок высокочастотного переменного тока, в этом случае, регистрируя колебания электрического импеданса, можно получить информацию о кровенаполнении сосуда [1]. Данным методом возможна регистрация не только пульсовых колебаний кровенаполнения, но и изменений объема легких в зависимости от фазы дыхания (вдоха или выдоха).

Для регистрации биосигналов участок живой ткани включается в измерительную схему с помощью электродов, накладываемых на поверхность тела. В качестве измерительной схемы используется тетраполярный способ подключения электродов. В схему измерительного преобразователя включен генератор переменного тока, который под действием управляющих сигналов с микроконтроллера (МК) генерирует переменный ток высокой частоты и который подключен к паре токовых электродов (ТЭ). Переменный ток, проходя через биообъект, создает падение напряжения на сопротивлении биообъекта, часть которого регистрируется потенциометрическими электродами (ПЭ). В силу того, что необходима регистрация сигналов двух систем, количество потенциометрических электродов необходимо выбрать равным четырем – по два потенциометрических электрода на каждую из систем. При этом токовые электроды необходимо располагать на теле пациента таким образом, чтобы создаваемое ими электрическое поле охватывало область расположения потенциометрических электродов.

Для усиления разности потенциалов между потенциометрическими электродами биообъекта и преобразования этой разности в электрический сигнал будем использовать инструментальный усилитель (ИУ) в виде интегральной микросхемы. На выходе ИУ формируется модулированный по амплитуде дыханием или артериальными пульсациями крови высокочастотный сигнал, из которого необходимо выделить огибающую, характеризующую изменение активной составляющей импеданса, для этого воспользуемся синхронным детектором.

Типовая схема синхронного детектора состоит из умножителя и фильтра нижних частот. Амплитуда сигнала на выходе умножителя зависит не только от амплитуды сигнала, снимаемого с биообъекта, но и от сдвига фаз между зондирующим и

регистрируемым напряжением [2]. Опорный сигнал поступает на умножитель от МК. МК так же управляет источником тока и производит передачу данных в персональный компьютер, где происходит вычисление диагностических показателей. Умножение сигналов реализуем с помощью 1-канального аналогового коммутатора. Фильтр нижних частот (ФНЧ) необходим для сглаживания высокочастотных пульсаций.

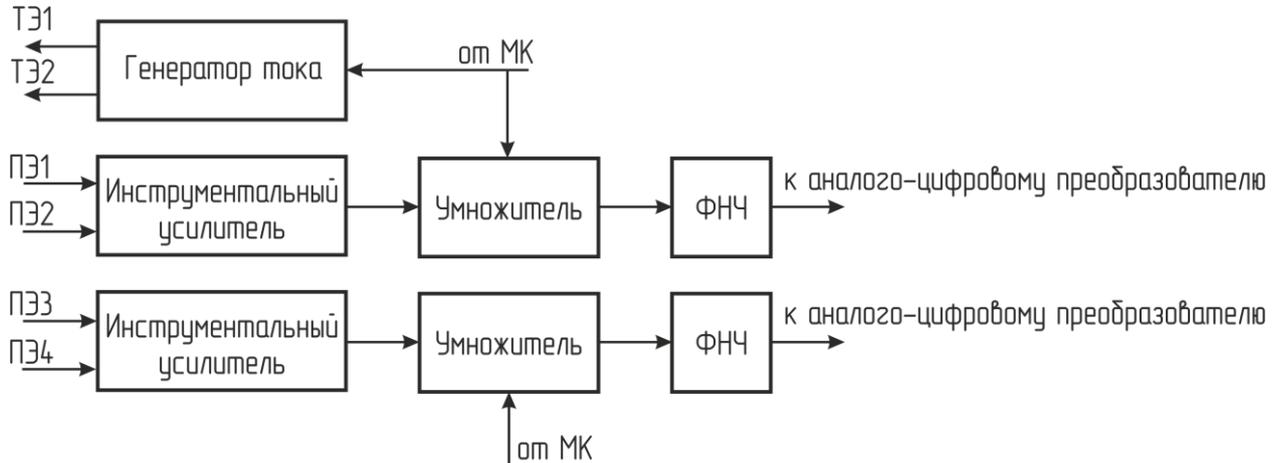


Рис. 1. Структурная схема реографического измерительного преобразователя

Библиографический список

1. Полищук В.И., Терехова Л.Г. Техника и методика реографии и реоплетизмографии [Текст] – М.: Медицина, 1983, 176 с., ил.
2. Корневский Н.А., Попечителей Е.П. Узлы и элементы биотехнических систем: учебник [Текст] / Н.А. Корневский; Е.П. Попечителей. – Старый Оскол: ТНТ, 2013. – 448 с.

УДК 531.7.08

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕТОДОВ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ

Судаков А. Д., Неверов В. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Неразрушающий контроль авиационной техники, как один из видов работ, обеспечивающих безопасную эксплуатацию авиационной техники, начал активно внедряться в процессы технического обслуживания и ремонта в 50-е годы прошлого века. По мере развития методов, разработки и серийного выпуска средств неразрушающего контроля, а так же в связи с эксплуатацией самолетов, вертолетов и других воздушных судов по принципу допустимости повреждений критических мест конструкции в условиях увеличивающегося календарного и назначенного ресурсов, неразрушающий контроль находит все более широкое применение.

Для получения информации в неразрушающем контроле все виды физических полей и излучений, химических взаимодействий и процессов. Итоговым результатом становится определение остаточного ресурса или риска эксплуатации объекта с помощью соответствующих инструкций методик и стандартов. Средства неразрушающего контроля и диагностики создаются аппаратными, программными внешними и встроенными, ручными и автоматизированными, специализированными или универсальными [1].

Одними из основных методов неразрушающего контроля, применяемых в авиационной промышленности, являются: визуально-оптический, вихретоковый, ультразвуковой (акустический), капиллярный, рентгенографический. Главная роль неразрушающего контроля заключается в обеспечении своевременного выявления дефектных элементов конструкции планера, двигателя, агрегатов воздушного судна с целью исключения их возможного разрушения в процессе последующей эксплуатации.

Вихретоковый метод контроля основан на анализе взаимодействия внешнего электромагнитного поля с электромагнитным полем вихревых токов, наводимых возбуждающей катушкой в электропроводящем объекте контроля этим полем. В качестве источника электромагнитного поля чаще всего используется индуктивная катушка (или несколько), которая является вихретоковым преобразователем. Переменный ток, протекающий через вихретоковый преобразователь, создает магнитное поле, которое возбуждает вихревые токи в объекте контроля. Поле вихревых токов воздействует на катушки преобразователя, наводя в них ЭДС или изменяя их полное электрическое сопротивление. Измеряя напряжение или сопротивление на катушках, получают информацию о свойствах объекта контроля.

Данный вид контроля применим лишь к деталям из металлов и сплавов, способных к намагничиванию. Основные задачи магнитного неразрушающего контроля (НК): контроль сплошности – дефектоскопия, измерение размеров – толщинометрия, контроль физико-механических свойств – структуроскопия.

В авиации данный метод контроля занимает особое место, так как данный метод активно используют как на этапе производства авиационной техники, так и в процессе её эксплуатации. В авиационной промышленности вихретоковыми методами неразрушающего контроля осуществляют диагностику и контроля крыльев, фюзеляжей, колесных дисков, резьбовых соединений, компонентов двигателей, роторов, сварных швов, осей, крепежных отверстий и т.д.

Преимущества данного метода контроля: простота конструкции вихретокового преобразователя; контроля можно производить без контакта датчика и объекта контроля; у данного метода контроля высокая чувствительность к микроскопическим дефектам; которые находятся на поверхности либо в непосредственной близости от исследуемого участка объекта контроля; сигнал с датчика несет в себе информацию о большом количестве параметров объекта контроля.

Недостатками вихретокового метода контроля являются: возможное искажение одного параметра другими; искажение результатов измерения, при наличии вблизи другого, неучтенного, источника электромагнитного поля; ограниченная область применения, т.е. возможен контроль только электропроводящих изделий, а так же малая глубина контроля; неточность определения толщин шероховатых поверхностей.

Ультразвуковой эхо-импульсный метод неразрушающего контроля основан на способности ультразвуковых колебаний распространяться в акустически прозрачных материалах и отражаться от границы раздела двух сред с различными акустическими свойствами. Ультразвуковые методы дефектоскопии являются наиболее универсальными методами контроля авиационной техники. Они позволяют контролировать разнообразные свойства (толщину, ширину, длину, наличие внутренних трещин и дефектов и т.д.) контролируемых объектов, изготовленных из акустически прозрачных материалов.

Рентгенографический метод послужил началом проведения и зарождения неразрушающего контроля в конце позапрошлого века. Рентгеновский контроль основан на поглощении рентгеновских лучей, которое зависит от плотности среды и атомного номера элементов, образующих материал, из которого изготовлен объект контроля. Наличие таких дефектов, как трещины, раковины или включения инородного материала, приводит к тому, что проходящие через материал лучи ослабляются в различной степени.

Основным отличием рентгеноскопии от рентгенографии является то, что рентгенография дает лишь статическое изображение на специальной карточке или пленке, а рентгеноскопия позволяет получать изображение на экране в реальном времени, т.е. в динамике. Это является главным преимуществом рентгеноскопического метода. Однако есть и недостатки, главным из которых является получение человеком, эксплуатирующим оборудование для данного вида контроля, высокой дозы облучения по сравнению с рентгенографией.

Каждый из рассмотренных методов имеет как свои преимущества, так и недостатки. К сожалению, некоторые из недостатков устранить невозможно. Однако, в настоящее время ведутся активные работы по усовершенствованию уже существующих методов и созданию новых.

Библиографический список

1. Клюев, В.В. Неразрушающий контроль и диагностика: Справочник [Текст]/В. В. Клюев, Ф.Р. Соснин, А.В. Ковалев, –М.: Машиностроение, 2003.-656 с.
2. Ахмеджанов, Р.А. Физические основы магнитного неразрушающего контроля [Текст]: конспект лекций/ Р.А. Ахмеджанов; Омский государственный университет путей сообщения – Омск, 2004. -69 с

УДК 621.3

ЭЛЕКТРОМАГНИТНАЯ СОВМЕСТИМОСТЬ УСТРОЙСТВ ЗАРЯДА ЕМКОСТНОГО НАКОПИТЕЛЯ С ГИБРИДНЫМИ КОМПОНЕНТАМИ

Хазиева Р. Т., Конесев С. Г.

Уфимский государственный нефтяной технический университет, г. Уфа

Устройства заряда емкостных накопителей (УЗЕН) на дискретных элементах характеризуются низким коэффициентом мощности и наличием модуляции потребляемой активной мощности [1]. Устранить данные недостатки позволяет функциональная интеграция электромагнитных компонентов (ЭМК) [2].

Выполнение УЗЕН на базе индуктивно-емкостного преобразователя (ИЕП) на гибридном ЭМК позволяет реализовать процесс заряда ЕН током неизменным током, являющийся наиболее эффективным с энергетической точки зрения [3].

Актуальной задачей является анализ работы устройств заряда емкостных накопителей (УЗЕН) на основе гибридных ЭМК, называемых авторами «многофункциональный интегрированный электромагнитный компонент» (МИЭК) [4]. В статье [5] приводятся результаты экспериментального исследования работы индукционной нагревательной системы на основе МИЭК с точки зрения оценки электромагнитной совместимости (ЭМС) с системами электроснабжения (СЭС). Выполнение устройств на основе МИЭК позволяет снизить массу, уменьшить габариты ИВЭП, а также обеспечить повышение качества электрической энергии за счет снижения уровня ЭМП и коэффициента несинусоидальности. В связи с этим поставлена задача исследования работы устройства на основе гибридного ЭМК (источника вторичного электропитания) на емкостную нагрузку и ЭМС этого устройства в процессе заряда и разряда ЕН с СЭС.

Библиографический список

1. Вашкевич, Е., Таназлы, Г., Болотовский, Ю., Никитин, А. Разработка систем заряда емкостных накопителей энергии // Силовая электроника, 2008. №4. С. 49-56.
2. Конесев, С.Г., Хазиева, Р.Т. Функциональная интеграция как техническое средство развития электромагнитных элементов // Повышение надежности и энергоэффективности электротехнических систем и комплексов: межвуз. сб. науч. тр. с междунар. уч. Уфа: Изд-во УГНТУ, 2014. С. 135-138.
3. Конесев, С.Г., Хазиева, Р.Т., Бочкарева, Т.А. Математическая модель устройства заряда емкостного накопителя на базе индуктивно-емкостного преобразователя // Электропривод, электротехнологии и электрооборудование предприятий: сб. науч. тр. III Междунар. (VI Всерос.) науч.-техн. конф. Уфа: изд-во УГНТУ, 20 – 21 апреля 2017. Т. 1. С. 381-387.
4. Конесев, С.Г. Многофункциональный интегрированный электромагнитный компонент [Текст]/ С.Г. Конесев // Патент РФ № 2585248. Опубл. 27.05.2016.
5. Конесев, С.Г., Хазиева, Р.Т., Кириллов, Р.В., Гайнутдинов, Э.З., Кондратьев, Э.Ю. Electromagnetic compatibility of devices on hybrid electromagnetic components // Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines: XI International IEEE Scientific and Technical Conference, 2017. С. 1-7.

УДК 681.782.473

ОСОБЕННОСТИ АРХИТЕКТУРЫ ФОТОМЕТРИЧЕСКИХ СИСТЕМ МЕДИЦИНСКИХ ДИАГНОСТИЧЕСКИХ ФЛУОРИМЕТРОВ

Черепанов К. В., Гришанов В. Н.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В работе рассматривается конструкция оптоэлектронной системы (Рис. 1) регистрации флуоресцентного излучения, входящей в состав медицинского диагностического флуориметра, предназначенного для измерения уровня аутофлуоресценции кожи человека. Так как интенсивность регистрируемого флуоресцентного излучения крайне мала, применены меры по выделению полезного сигнала на фоне помех сравнимых или превышающих сам сигнал. Для этого система переведена в импульсный режим работы, который, помимо прочего, отсеивает статичную фоновую засветку. Проведен анализ аппаратных систем шумоподавления работающих во временной области – стробируемые интеграторы (boxcar averagers/gated integrators), и в частотной области – синхронные детекторы/усилители (lock-in amplifiers) [1], который показывает, что для данного типа диагностических приборов использование синхронного детектора является наиболее оптимальным вариантом [2] ввиду простоты конструкции и высокой избирательности, обеспечивающей необходимый уровень шумоподавления (динамический резерв не менее 80 дБ).

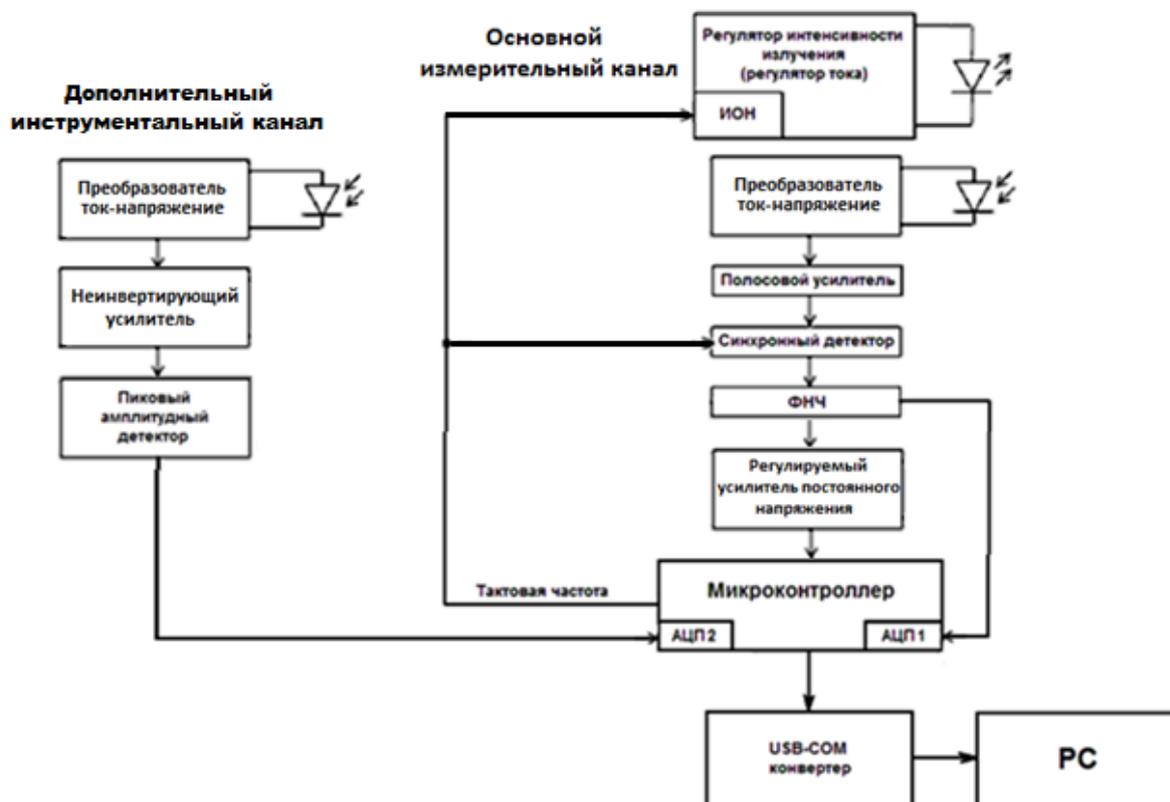


Рис. 1. Блок-схема фотометрической системы

Разработан ключевой синхронный детектор, построенный на основе мультиплексора (в качестве электронного аналогового ключа), инструментального

усилителя, активного фильтра низких частот и дополнительного оконечного усилителя. Все узлы синхронного детектора выполнены на дискретных компонентах и микросхемах малой степени интеграции, что позволило реализовать более гибкую архитектуру фотометрической системы, заточенную под конкретную задачу измерения уровня аутофлуоресценции кожи человека. В качестве предварительного фильтра используется активный полосовой усилитель, построенный таким образом, чтобы не вводить фазовый сдвиг на квазирезонансной частоте, равной частоте модуляции детектируемого излучения. Это позволило отказаться от дополнительного фазовращателя опорного сигнала (цепи задержки в случае опорного сигнала прямоугольной формы). Необходимость предварительного узкополосного фильтра (давящего низкочастотные шумы и наводки, высокочастотные помехи, гармоники высших порядков регистрируемого сигнала), обусловлена тем, что, несмотря на высокую добротность, частотная характеристика ключевого синхронного детектора имеет резонансные максимумы на всех нечетных гармониках частоты опорного сигнала [3]. Представленная в данной работе фотометрическая система обеспечивает регистрацию исключительно первой гармоники принимаемого полезного сигнала, что обеспечивает высокий уровень шумоподавления.

Предварительный усилитель представляет собой преобразователь ток-напряжение (трансимпедансный усилитель). В ходе экспериментов было показано, что схема прямого преобразования (на базе классического трансимпедансного усилителя) обеспечивает устойчивое детектирование флуоресцентного излучения и применение системы накопления на основе зарядового интегратора не требуется.

Следует отметить, что система активного шумоподавления используется лишь в основном измерительном канале. Дополнительный инструментальный канал регистрации упруго рассеянного (рэлеевского) излучения также работает в импульсном режиме, но такой системы не содержит, ввиду сравнительно более высокой интенсивности регистрируемого излучения.

Фотоприемниками служат кремниевые фотодиоды PN и PIN типов. В основном измерительном канале установлен планарный PN фотодиод с увеличенной светочувствительной площадкой (типа BPW21R). В канале упругого рассеяния установлен точечный PIN фотодиод (типа SFH229). В ходе подбора подходящих фотоприемников было установлено, что чувствительности кремниевых фотодиодов достаточно для исследования (в видимой области спектра) флуоресценции кожи различных фототипов и применение более чувствительных фотоприемников (таких как лавинные фотодиоды, твердотельные и вакуумные фотоумножители) не требуется. Установка недорогих кремниевых фотодиодов значительно удешевляет конечную стоимость флуориметра.

Представленная в работе фотометрическая система апробирована в составе портативного диагностического флуориметра как в лабораторных условиях, так и в условиях больницы. Устройство не реагировало на паразитные внешние засветки и источники наводок. Чувствительность приемника позволила проводить измерение уровня флуоресценции кожи различных фототипов.

Библиографический список

1. Signal Enhancement, Application Note #6, <http://www.thinksrs.com>;
2. Osman Oguz. A Lock-In Amplifier for Fluorescent Light Detection. // University of Tennessee – Knoxville, Masters Theses, 2002;
3. Петин Г. Ключевой синхронный детектор. // Журнал "Схемотехника" 2003 №3.

Секция 8
Фундаментальная и прикладная математика

УДК 519.63

ИССЛЕДОВАНИЕ МОДЕЛИ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ВИРУСОВ

Ермошкина Ю. Г., Соболев В. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В работе исследуется устойчивость многообразия стационарных состояний в модели взаимодействия двух популяций микроорганизмов в одномерном случае. Модель представляет собой систему полулинейных параболических уравнений с многообразием состояний равновесия. Данная система основана на уравнениях Фишера-Колмогорова-Петровского-Пискунова. Задачу на промежутке $x \in [0; 1]$. Система имеет вид:

$$\begin{cases} \frac{\partial u(x,t)}{\partial t} = D_1 \frac{\partial^2 u(x,t)}{\partial x^2} + a_1 u(x,t)(1 - q_1 v(x,t))(1 - u(x,t) - v(x,t)); \\ \frac{\partial v(x,t)}{\partial t} = D_2 \frac{\partial^2 v(x,t)}{\partial x^2} + a_2 v(x,t)(1 - q_2 u(x,t))(1 - u(x,t) - v(x,t)), \end{cases}$$

где a_1, a_2 – коэффициенты воспроизводства для популяций u и v , соответственно, D_1, D_2 – коэффициенты диффузии, q_1, q_2 – коэффициенты взаимодействия особей разных популяций.

В качестве граничных условий в данной задаче рассматриваются условия непроницаемости на концах рассматриваемого промежутка. Они имеют вид:

$$\begin{cases} \frac{\partial u(x,t)}{\partial x} \Big|_{x=0} = \frac{\partial u(x,t)}{\partial x} \Big|_{x=1} = 0; \\ \frac{\partial v(x,t)}{\partial x} \Big|_{x=0} = \frac{\partial v(x,t)}{\partial x} \Big|_{x=1} = 0. \end{cases}$$

В качестве начальных условий выбраны непрерывные функции, которые имеют вид:

$$\begin{cases} u(x, 0) = \begin{cases} 0,9(-5(x-1)^2 + 1), u > 0, \\ 0, u \leq 0; \end{cases} \\ v(x, 0) = \begin{cases} 0,9(-5x^2 + 1), v > 0, \\ 0, v \leq 0. \end{cases} \end{cases}$$

Для решения задачи была составлена явная конечно-разностная схема. Дифференциальные операторы были заменены их сеточными аналогами.

$$\begin{cases} \frac{u_i^{k+1} - u_i^k}{\tau} = D_1 \frac{u_{i+1}^k - 2u_i^k + u_{i-1}^k}{\tau} + a_1 u_i^k (1 - q_1 v_i^k) (1 - u_i^k - v_i^k); \\ \frac{v_i^{k+1} - v_i^k}{\tau} = D_2 \frac{v_{i+1}^k - 2v_i^k + v_{i-1}^k}{\tau} + a_2 v_i^k (1 - q_2 u_i^k) (1 - u_i^k - v_i^k). \end{cases}$$

Граничные условия принимают вид:

$$\begin{cases} \frac{u_1^{k+1} - u_{-1}^{k+1}}{h} = 0; \\ \frac{v_1^{k+1} - v_{-1}^{k+1}}{h} = 0. \end{cases}$$

Начальные условия определяются следующим образом:

$$u_i^0 = \begin{cases} 0,9(-5(x_i - 1)^2 + 1), u_i^0 > 0, \\ 0, u_i^0 \leq 0; \end{cases}$$

$$v_i^0 = \begin{cases} 0,9(-5x^2 + 1), v_i^0 > 0, \\ 0, v_i^0 \leq 0. \end{cases}$$

Для решения задачи была реализована программа в среде Matlab, рассчитывающая значения сеточных функций на временном промежутке $0 \leq t \leq 600$.

Для стабилизируемости многообразия состояний равновесия была применена теорема Айзермана-Гантмахера. Также было найдено значение параметров q_1, q_2 , при которых происходит потеря устойчивости в системе.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ и Правительства Самарской области в рамках научного проекта № 16-41-630529 и Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках программы повышения конкурентоспособности Самарского университета (2013–2020).

Библиографический список

1. Стрыгин В.В. Разделение движений методом интегральных многообразий / В.В. Стрыгин, В.А. Соболев. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1988. – 256 с.
2. Strygin V.V. Effect of geometric and kinetic parameters and energy dissipation on orientation stability of satellites with double spin / V.V. Strygin, V.A. Sobolev // *Cosmic Research* – 1976. – Vol. 14. – P. 331-335.
3. Айзерман М. А. Stabilität der Gleichgewichtslage im einem nicht-holonomen System / М. А. Айзерман, Ф.Р. Гантмахер // *Z. angew. Math, und Mech.* –1957. – В. 37, Nr. 1/2. – P. 74-75.
4. Неймарк Ю.И. Динамика неголономных систем / Ю.И. Неймарк, Н.А. Фуфаев – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1967. – 520 с.
5. Калёнова В.И. Неголономные механические системы и стабилизация движения / В.И. Калёнова, А.В. Карапетян, В.М. Морозов, М.А. Салмина. // *Фундаментальная и прикладная математика.* – 2005. – Т. 11, № 7. – С. 117-158.
6. Шмидт А.В. Точные решения систем уравнений типа «реакция-диффузия» / А.В. Шмидт. // *Вычислительные технологии.* – 1998. – Т. 3, №4. – С. 87-94.
7. Шмидт А.В. Анализ систем реакция-диффузия / А.В. Шмидт. // *Журнал вычислительной математики и математической физики.* – 2007. – Т. 47, №2. – С. 256-268.

УДК 004.896, 004.942

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА АППРОКСИМАЦИИ ПЛОТНОСТИ ВЕРОЯТНОСТИ НЕЙРОННОЙ СЕТЬЮ ВОЛЬТЕРРИ

Калугин В. В., Лёзина И. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В настоящее время, по оценкам специалистов, ожидается огромный технологический рост в области создания и проектирования нейронных сетей, которые находят хорошее применение в тех областях, где человеческий интеллект малоэффективен, а обычные методы и расчеты слишком трудоемки или физически неадекватны.

На практике часто возникает необходимость в обработке больших массивов числовых данных, а также их анализ и определение того, какому закону распределения они подчиняются. В таком случае полезно определить аналитическое выражение для описания входных стохастических данных. Эта проблема входит в тот круг задач, с решением которых весьма успешно справляются нейронные сети.

Одной из таких сетей является сеть Вольтерри, представляющая из себя динамическую структуру для нелинейной обработки последовательности сигналов, задержанных относительно друг друга [1]. Возбуждением для сети в момент n служит вектор

$$x = [x_n, x_{n-1}, \dots, x_{n-L}]^T$$

где L – количество единичных задержек, а $(L+1)$ означает длину вектора. В соответствии с определением ряда Вольтерри выходной сигнал y генерируется по формуле [2]

$$y(n) = \sum_{i_1=1}^L w_{i_1} x(n-i_1) + \sum_{i_1=1}^L \sum_{i_2=1}^L w_{i_1 i_2} x(n-i_1) x(n-i_2) + \\ + \sum_{i_1=1}^L \dots \sum_{i_k=1}^L w_{i_1 i_2 \dots i_k} x(n-i_1) x(n-i_2) \dots x(n-i_k)$$

где x обозначает входной сигнал, а веса $w_{i_1}, w_{i_1 i_2}, \dots, w_{i_1 i_2 \dots i_k}$ и т. д., называемые ядрами Вольтерри, соответствуют реакциям высших порядков.

Подбор весов сети производится последовательно слой за слоем, причем эти процессы независимы друг от друга. Обучение сети лучше всего проводить с использованием технологии сопряженных графов [2].

Цель данной работы – реализовать автоматизированную систему для аппроксимации плотности вероятности известных законов распределения с помощью нейронной сети Вольтерри. В системе была реализована генерация обучающих и тестирующих выборок, распределённых по следующим законам: экспоненциальный односторонний, нормальный, Лапласа, Релея, Симпсона, арксинуса. Также имеется возможность загрузить выборку из файла, что позволяет работать с реальными данными (Рисунок 1).

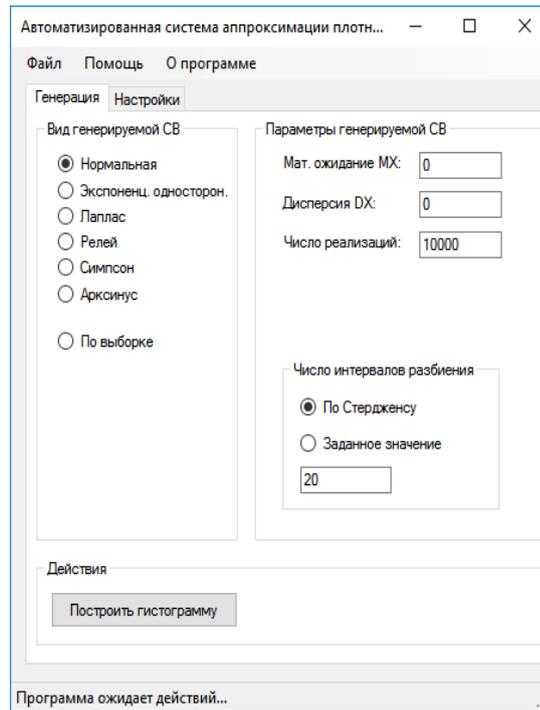


Рис. 1. Главное окно автоматизированной системы

В ходе выполнения работы были определены оптимальные параметры нейронной сети, а именно число слоев K , которое следует варьировать от 3 до 5, число единичных задержек L , которое должно принимать значения из диапазона от 3 до 5. При значительном увеличении значений параметров L и K сильно возрастает время обучения, что обусловлено резким ростом общего числа нейронов в сети и, как следствие, связей между ними.

Библиографический список

1. Сараева, К. В. Прогнозирование цен на нефть нейронной сетью Вольтерри [Текст] / К. В. Сараева, И. В. Лёзина // XIII Королёвские чтения: Международная молодёжная научная конференция: сборник трудов, том 2 - Самара: Издательство СГАУ, 2015. – С.104.
2. Осовский, С. Нейронные сети для обработки информации [Текст] / Пер. с польского И.Д. Рудинского. – М.: Финансы и статистика, 2002. – 344 с.: ил..

УДК 004.896, 004.942

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ МЕДИЦИНСКИХ РАСХОДОВ РЕКУРРЕНТНОЙ НЕЙРОННОЙ СЕТЬЮ ЭЛМАНА

Кудряшов В. А., Лёзин И. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Нейронные сети, или, точнее, искусственные нейронные сети, представляю собой технологию, уходящую корнями во множество дисциплин: нейрофизиологию, математику, статистику, физику, компьютерные науки и технику. Они находят свое применение в таких разнородных областях, как моделирование, анализ временных рядов, распознавание образов, обработка сигналов и управление благодаря одному важному свойству – способности обучаться на основе данных при участии учителя или без его вмешательства [1].

Целью работы является разработка автоматизированной системы для прогнозирования медицинских расходов с помощью рекуррентной нейронной сети Элмана.

Многослойные рекуррентные сети представляют собой развитие однонаправленных сетей персептронного типа за счет добавления в них соответствующих обратных связей. Обратная связь может исходить либо из выходного, либо из скрытого слоя нейронов. В нейронной сети Элмана связи идут не от выхода сети, а от выходов внутренних нейронов. Это позволяет учесть предысторию наблюдаемых процессов и накопить информацию для выработки правильной стратегии управления. Структура сети выглядит следующим образом [2].

$$g_i(k) = \sum_{j=0}^K w_{ij}^{(2)} v_j(k),$$

$$y_i(k) = f_2(g_i(k)).$$

В исследовании использовалась рекуррентная нейронная сеть Элмана, основанная на многослойном персептроне. В качестве входных данных были использованы денежные расходы пациентов на медицинские препараты за указанный период в формате дата\расходы. Результатом прогнозирования являются расходы пациента на медицинские препараты за указанный период. Роль нейронной сети – предсказание будущей реакции системы по ее предыдущему поведению.

После проведения анализа полученных результатов можно прийти к выводу, что рекуррентная нейронная сеть Элмана на основе многослойного персептрона может быть успешно использована для прогнозирования временных рядов.

Библиографический список

1. Хайкин, С. Нейронные сети: полный курс. 2-е издание [Текст] / Пер. с англ. Н.Н. Куссуль. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2006. – 1104 с.: ил.
2. Каллан, Р. Основные концепции нейронных сетей [Текст] / Пер. с англ. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2001. – 287 с.: ил.

УДК 004.896, 004.942

АПРОКСИМАЦИЯ ПЛОТНОСТИ ВЕРОЯТНОСТИ ГИПЕР РАДИАЛЬНО-БАЗИСНОЙ СЕТЬЮ

Лякишев А. А., Лёзина И. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В наши дни остро стоит вопрос обработки больших массивов данных, полученных с помощью тех или иных измерительных средств, с целью их анализа и определения закона распределения, которому принадлежит этот массив. В моменты, когда вычислительной мощности обычных алгоритмов обработки становится недостаточно, на помощь приходят нейронные сети.

Нейронная сеть – это система, которая состоит из многих простых вычислительных элементов (нейронов), работающих параллельно над общей задачей. Каждый нейрон получает входные данные, обрабатывает их и передает результат последующим нейронам.

Аппроксимирующая нейронная сеть представляет собой универсальный аппроксиматор, реализующий нелинейную функцию $y = f(x)$, где x – входной вектор, а y – реализованная функция.

Одной из таких сетей является гипер радиально-базисная сеть (HRBF), являющаяся модификацией радиально-базисных сетей (RBF) [1]. Сеть состоит из одного скрытого слоя, который выполняет нелинейное преобразование входной последовательности, и выходного нейрона, который суммирует выходные значения нейронов скрытого слоя [2]. Особенностью этой сети является радиальная функция активации скрытых нейронов:

$$\phi(x) = \phi(\|x - c_i\|_{Q_i}) = e^{-(x-c_i)^T Q_i^T Q_i (x-c_i)} = e^{-\frac{(x-c_i)^T C_i (x-c_i)}{2}},$$

где матрица $\frac{C_i}{2} = Q_i^T Q_i$ играет роль коэффициента $\frac{1}{2\sigma_i^2}$ стандартной функции Гаусса, которая используется в RBF сетях, имеющей вид:

$$\phi(x) = \phi(\|x - C_i\|) = e^{-\frac{\|x - C_i\|^2}{2\sigma_i^2}},$$

где x – входной вектор, i – индекс нейрона в скрытом слое.

Матрица Q является матрицей весовых коэффициентов эвклидовой меры, которая имеет вид:

$$\|x\|_Q^2 = (Qx)^T (Qx) = x^T Q^T Q x$$

Масштабирующая матрица для N -мерного вектора имеет вид:

$$Q = \begin{bmatrix} Q_{11} & \dots & Q_{1N} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ Q_{N1} & \dots & Q_{NN} \end{bmatrix}$$

Цель данной работы – реализовать автоматизированную систему для аппроксимации плотности вероятности с использованием гипер радиально-базисной нейронной сети. В системе реализована генерация обучающих выборок, распределенных по различным законам. Также имеется возможность загрузить данные с внешнего носителя.

На рисунке 1 представлен внешний вид интерфейса системы:

УДК 517.928

ОСОБЕННОСТИ РЕДУКЦИИ В ДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ И ГОРЕНИЯ СПРЕЯ

Рытова О. В., Щепаккина Е. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

В работе на основе новой концепции положительно инвариантных интегральных многообразий [1] осуществлена редукция динамической модели воспламенения и горения горючего спрея, характерной особенностью которой является наличие негладких нелинейностей в соответствующих дифференциальных уравнениях. Применение данной концепции позволяет существенно упрощать математические модели сложных процессов без потери основных качественных и количественных характеристик.

Исследуемая в работе модель с математической точки зрения представляет собой сингулярно возмущенную систему дифференциальных уравнений с негладкими нелинейностями в правых частях. Традиционный подход к редукции системы, основанный на теории интегральных многообразий, не может быть применен, поскольку функции в дифференциальных уравнениях нелипшицевы [2]. Применение положительно инвариантных и функций Ляпунова позволило корректно осуществить редукцию.

Горючий спрей представляется как взрыв, где капли рассматриваются в качестве источника эндотермичности. Среда моделируется как пространственно-однородная смесь горючего газа с монодисперсным спреем. Конвективный и радиационный нагрев капель принимаются во внимание, а искажение падающего излучения и влияние от движения капель игнорируется. Считается, что падающее излучение имеет спектр абсолютно черного тела и поглощается каплями. Система предполагается адиабатической и давление газа постоянно. Теплопроводность жидкой фазы предполагается бесконечно большой. Объемная доля жидкой фазы предполагается гораздо меньше, чем газовой фазы. Таким образом, коэффициент теплопередачи смеси контролируется тепловыми свойствами газообразного компонента. Предполагается, что процесс горения, описываемый первым порядком экзотермической реакции, происходит только в газовой фазе. Эффекты Стефана, нагрев и испарение игнорируются. В данных предположениях процесс воспламенения и горения горючего спрея описывается системой [3]

$$\begin{aligned} \frac{d\theta_g}{d\tau} &= \frac{1}{\gamma} \left(P_1(\theta_g, \eta, \xi) - P_2 \left(\theta_g, \theta_d, q^{\frac{1}{3}} \right) \right), \\ \frac{d\eta}{d\tau} &= \frac{1}{v_f} \left[-P_1(\theta_g, \eta, \xi) + \frac{\psi}{v_f} P_{23} \left(\theta_g, \theta_d, q^{\frac{1}{3}} \right) (1 - \zeta(\theta_d)) \right], \\ \frac{d\xi}{dt} &= \frac{1}{v_{\delta x}} P_1(\theta_g, \eta, \xi), \\ \frac{d\theta_d}{d\tau} &= \frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_4 q} P_{23} \left(\theta_g, \theta_d, q^{\frac{1}{3}} \right) \zeta(\theta_d), \\ \frac{dq}{d\tau} &= -\varepsilon_2 P_{23} \left(\theta_g, \theta_d, q^{\frac{1}{3}} \right) (1 - \zeta(\theta_d)), \\ P_1(\theta_g, \eta, \xi) &= \eta^a \xi^b \exp \left(\frac{\theta_g}{1 + \beta \theta_g} \right), P_2(\theta_g, \theta_d, r) = \varepsilon_1 r \sqrt{\frac{T_{d0}(1 + \beta \theta_g)}{T_{g0}}} (\theta_g - \theta_d), \end{aligned}$$

$$P_3(r) = \frac{\varepsilon_1 \varepsilon_3}{4\beta} r^{2+\beta} (1 + \beta \theta_g^{ext})^4, P_{23}(\theta_g, \theta_d, r) = P_2(\theta_g, \theta_d, r) + P_3(r),$$

$$\theta_g^{ext} = \frac{1}{\beta} \frac{T_{ext} - T_{d0}}{T_{d0}}, \zeta(\theta_d) = \frac{T_b - T_{d0}(1 + \beta \theta_d)}{T_b - T_{d0}}, q = r^3,$$

с начальными условиями:

$$\theta_g(0) = \theta_{g0} \neq 0, \theta_d(0) = \theta_{d0} = 0, r(0) = r_0 = 1, \eta(0) = \eta_0, \xi(0) = \xi_0 = 1.$$

Здесь $\theta_g, \eta, \xi, \theta_d, r$ – безразмерные температура газа, концентрация горючего, концентрация окислителя, температура капель и радиус капель, соответственно.

В работе показано, что эта система имеет инвариантное многообразие $q \equiv 0$ и частный интеграл:

$$q = \left(e^{\theta_d(\zeta(\theta_d))} \right)^{\theta_{db}}.$$

Отсюда следует, что $\zeta(\theta_d) \rightarrow 0$ при $q \rightarrow 0$, т. е. поверхностная температура капель приближается к температуре кипения ($\theta_d \rightarrow \theta_{db}$) при $q \rightarrow 0$. Подставляя $q = 0$ и $\theta_d = \theta_{db}$ в исходную систему, получим:

$$\frac{d\theta_g}{d\tau} = \frac{1}{\gamma} P_1(\theta_g, \eta, \xi), \frac{d\eta}{d\tau} = \frac{1}{v_f} - P_1(\theta_g, \eta, \xi), \frac{d\xi}{dt} = \frac{1}{v_{ox}} P_1(\theta_g, \eta, \xi).$$

Два интеграла этой системы

$$\begin{aligned} \gamma \theta_g + v_f \eta &= \gamma \theta_{g0} + v_f \eta_0, \\ \gamma \theta_g + v_{ox} \xi &= \gamma \theta_{g0} + v_{ox} \xi_0 \end{aligned}$$

позволяют исключить уравнения для η и ξ из последующего анализа. Таким образом, применение концепции положительно инвариантного многообразия позволяет выполнить редукцию исходной нелипшецевой системы и получить в итоге скалярное уравнение для θ_g в виде:

$$\frac{d\theta_g}{d\tau} = \frac{1}{\gamma} P_1 \left(\theta_g, \eta_0 - \frac{\gamma}{v_f} (\theta_g - \theta_{g0}), 1 - \frac{\gamma}{v_{ox}} (\theta_g - \theta_{g0}) \right).$$

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ и Правительства Самарской области в рамках научного проекта № 16-41-630529 и Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках программы повышения конкурентоспособности Самарского университета (2013–2020).

Библиографический список

1. Sazhin, S.S. Positively invariant manifolds: concept and applications [Text]/ S.S. Sazhin, E. Shchepakina, V. Sobolev // Journal of Physics: Conference Series. – 2017. – Vol. 811. – 012015.
2. Соболев, В. А. Редукция моделей и критические явления в макрокинетике [Текст]/ В. А. Соболев, Е. А. Щепакина. – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2010.
3. Goldfarb I. Radiation effect on thermal explosion in a gas containing evaporating fuel droplets [Text]/ I. Goldfarb, V. Goldshtein, D. Katz, S.S. Sazhin // International J. of Thermal Sciences. – 2007. – Vol. 46. – P. 358-370.

УДК 517.9

**АНАЛИЗ ЯВЛЕНИЯ ЗАТЯГИВАНИЯ ПОТЕРИ УСТОЙЧИВОСТИ
В ДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЭЛЕКТРОКАТАЛИТИЧЕСКОЙ РЕАКЦИИ**

Фирстова Н. М., Щепакина Е. А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Работа посвящена изучению связи между критическими явлениями в химических системах и явлением затягивания потери устойчивости в моделирующих системах дифференциальных уравнений [1]. Исследуется динамическая модель электрокаталитической реакции, лежащая в основе функционирования электрохимических реакторов [2, 3]. Рассматриваются случаи потенциостатического и гальваностатического управления, а также случай с учётом внешнего сопротивления цепи. Показано, что в моделирующих сингулярно возмущенных системах, при изменении управляющего параметра положение равновесия быстрой подсистемы теряет устойчивость. Явление затягивания состоит в том, что фактический уход фазовой точки от потерявшего устойчивость положения равновесия происходит не сразу после потери устойчивости, а спустя некоторое время.

Для каждого из рассмотренных случаев был выделен новый тип режима протекания реакции, при котором моделирующая траектория содержит участок медленного движения вдоль неустойчивого интегрального многообразия соответствующей дифференциальной системы [4, 5]. Такие траектории сингулярно возмущенных систем называются траекториями-утками [6-8]. Показано, что данные режимы являются критическими, так как играют роль своеобразного водораздела между двумя основными типами режимов протекания реакции. Получены и проанализированы условия реализуемости критических режимов, а также асимптотическое представление траекторий-уток для каждого их рассмотренных случаев.

Работа выполнена при частичной поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант 16-41-630529) и Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках программы повышения конкурентоспособности Самарского университета (2013–2020).

Библиографический список

1. Щепакина, Е.А. Два вида смены устойчивости интегральных многообразий [Текст]/ Е.А. Щепакина. Дифференциальные уравнения. – 2004. – Т. 40, № 5. – С. 713-716.
2. Петренко, О.Е. Неустойчивость и осцилляции в модели электрокаталитического восстановления с учетом внешнего сопротивления цепи (квазипотенциостатический контроль) [Текст]/ О.Е. Петренко, В.В. Нечипорук, Д.П. Бабюк. Электрохимия. – 1998. – Т.34, №6. – С.619-626.
3. Koper, M.T.M. Instabilities and oscillations in simple models of electrocatalytic surface reactions. [Text]/ M.T.M. Koper, J.H. Sluyters. Journal of Electroanalytical Chemistry. – 1994. – №371(1), – PP. 149-159.
4. Фирстова Н.М. Исследование критических явлений в модели электрохимического реактора [Текст]/ Н.М. Фирстова. Вестник Самарского государственного университета. – 2013. – Т. 110(9/2). – С.221-226.
5. Firstova, N.M. Study of oscillatory processes in the one model of electrochemical reactor [Text]/ E.A. Schepakina, N.M. Firstova. CEUR Workshop Proceedings. – 2016. – Vol. 1638, – PP. 731-741. DOI: 10.18287/1613-0073-2016- 1638-731-741.

6. Щепакина, Е.А. Интегральные поверхности со сменой устойчивости и траектории-утки [Текст]/ Е.А.Щепакина, В.А. Соболев. Известия РАН.Математика. Математическое моделирование. Информатика и управление. –1997. –Т. 1, № 3. – С. 151–175.
7. Щепакина, Е.А. Притягивающе-отталкивающие интегральные поверхности в задачах горения [Текст]/ Е.А. Щепакина. Математическое моделирование. – 2002. – Т. 14, № 3. – С. 30–42.
8. Соболев В.А. Редукция моделей и критические явления в макрокинетике. [Текст]/ Е.А. Щепакина, В.А. Соболев. М.: Физматлит, 2010. – 319 с.

УДК 511.17: 514.11

ПОЧТИ ПИФАГОРОВЫ ТРОЙКИ НАТУРАЛЬНЫХ ЧИСЕЛ И СООТВЕТСТВУЮЩИЕ ТРЕУГОЛЬНИКИ

Цыкин Д. Ю., Алякин В. А.

Самарский региональный центр для одаренных детей, г. Самара

Наиболее известным диофантовым уравнением является уравнение Пифагора.

$$x^2 + y^2 = z^2. (1)$$

Тройки натуральных чисел (x, y, z) , удовлетворяющие уравнению (1), описывают целочисленные прямоугольные треугольники [1,2]. Методы генерации пифагоровых троек известны с античных времен. Математиками рассматривались различные частные случаи уравнения Пифагора, например, такие как почти равнобедренные прямоугольные треугольники. В настоящей работе исследуется новая модификация уравнения Пифагора. Мы рассматриваем тройки натуральных чисел (x, y, z) такие, что

$$|x^2 + y^2 - z^2| = 1. (2)$$

Такие тройки естественно называть почти пифагоровыми, а соответствующие треугольники – почти прямоугольными или почти пифагоровыми.

Первую группу почти пифагоровых троек составляет тройки, в состав которых входит единица: $(1,1,1); (1,2,2) \dots (1, n, n)$. Вторую группу составляют равнобедренные почти пифагоровы треугольники вида (a, a, c) . В работе показано, что таких троек бесконечно много. Интерес представляет третья группа почти пифагоровых троек (a, b, c) , где $a < b < c$.

Цель работы – как можно полнее исследовать свойства нового геометрического объекта – почти пифагоровых треугольников.

В работе используются методы элементарной теории чисел [3,5], а также теория уравнений Пелля [4]. Основными результатами работы являются следующие теоремы.

Теорема 1. Если (a, b, c) – почти пифагорова тройка, то из отрезков a, b и c можно составить треугольник.

Теорема 2. Почти пифагоровых троек вида (a, b, c) , где $a < b < c$, бесконечно много.

Теорема 3. Тройка чисел (a, b, c) , образованная возрастающей арифметической прогрессией, не может быть почти пифагоровой.

Теорема 4. Площадь почти прямоугольного треугольника (a, b, c) может быть найдена по формуле:

$$S = \frac{1}{4} \sqrt{4a^2b^2 - 1}$$

Теорема 5. Радиусы описанной и вписанной окружностей R и r соответственно для почти прямоугольного треугольника (a, b, c) могут быть найдены по формулам:

$$R = \frac{\frac{1}{2} * c}{\sqrt{1 - \frac{1}{4a^2b^2}}}; r = \frac{1}{2} \frac{(a + b - c) * \sqrt{4a^2b^2 - 1}}{2ab \pm 1}.$$

Далее представлены примеры почти пифагоровых троек натуральных чисел, найденные с помощью среды программирования Pascal.

$(4,7,8); (6,17,18); (7,11,13); (8,9,12); (8,31,32); (9,19,21); (10,15,18); (10,49,50)$
 $(4,8,9); (6,18,19); (8,32,33); (10,50,51); (12,72,73); (14,98,99); (16,128,129); (18,30,35)$

Открытым остается вопрос о существовании тетраэдра, все три плоских угла при вершине которого являются почти прямыми. Также не решена проблема о

бесконечности множества почти пифагоровых троек, в состав которых входят простые числа близнецы.

Библиографический список

1. Деза Е.И. Специальные числа натурального ряда. – М. : ЛИБРОКОМ, 2015. –240с.
2. Степанова Л. Л. и др. Практикум по элементарной математике. Арифметика.- М. :МЦНМО, 2008. –207с.
3. Манин Ю.И. , Панчишкин. А.А. Введение в современную теорию чисел. – М. : МЦНМО, 2013. –552с.
4. Сендеров В., Спивак А. Уравнение Пелля. Квант, 2002. N3; 2002, N4; 2002, N6.
5. Сизый С.В. Лекции по теории чисел. – М.: ФИЗМАТ ЛИТ, 2007. –192с.

СОДЕРЖАНИЕ

КУАИ – СГАУ - САМГУ - САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ	3
СОЛНЕЧНЫЕ БАТАРЕИ С КОНЦЕНТРАТОРАМИ СВЕТОВОГО ПОТОКА Байбородов А. А., Васильева Т. С., Волков М. В., Кузнецов А. Д., Двирный В. В.	8
СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА РЕЗУЛЬТАТОВ ПРОЕКТИРОВОЧНОГО РАСЧЁТА НА ПРОЧНОСТЬ ФЕРМЕННЫХ ПЕРЕХОДНЫХ ОТСЕКОВ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ПО РАЗЛИЧНЫМ МЕТОДИКАМ Берлов Д. С., Куренков В. И.	14
ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ВОДОРОДА В ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВКАХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ Болотов А. Е., Звонов С. А., Сулинов А. В.	16
НОВЫЙ МЕТОД ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДВИЖЕНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ, КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И РЕШЕНИЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ЗАДАЧ Воронин В. В., Рожков В. А., Шулёпов А. И., Степанцов И. С.	18
О ПРИНЦИПЕ КОНТРОЛЯ МИКРОУСКОРЕНИЙ НА МАЛОМ КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ Горожанкина А. С., Филиппов А. С., Седельников А. В.	20
ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА - СБОРЩИКА МУСОРА МНОГОКРАТНОГО ПРИМЕНЕНИЯ Елисов Н. А., Панина Л., Ишков С. А.	21
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КИНЕТИЧЕСКОГО ПЕРЕХВАТЧИКА ДЛЯ ОТВЕДЕНИЯ АСТЕРОИДНОЙ ОПАСНОСТИ Здражевская Н. Д., Николаева Е. А., Старинова О. Л.	23
ЕВРОПА - КАК ПРОДОЛЖЕНИЕ ЗЕМЛИ Зотов Р. А., Бражник Р. А., Шорников А. Ю.	25
ВЛИЯНИЕ ВЫГОРАНИЯ ЗАРЯДА НА ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ УТОПЛЕННОГО СОПЛА Кириллова А. Н., Сабирзянов А. Н.	26
РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ БЕСКАРКАСНОЙ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ Киунов Я. С., Старинова О. Л.	28
МЕХАНИЗМ УДЕРЖАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ПОНИЖЕННЫМ УДАРНЫМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ Кузнецов А. Д., Волков М. В., Юдина З. А.	30
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ КЛИМАТА НА МАРСЕ Куприянов Д. Д., Рожков М. А., Старинова О. Л.	35
ТЕРМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУШНО-КОНВЕКТИВНЫХ СИСТЕМ С РАЗРЕЗНОЙ ГЕОМЕТРИЕЙ РЕБРА Лопатин А. А., Николаева Д. В.	37
ИНТЕНСИФИКАЦИЯ ТЕПЛОТДАЧИ ПРИ ОХЛАЖДЕНИИ РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ Лопатин А. А., Николаева Д. В.	40
ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗЛИЧНЫХ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЧАСТОТ И ФОРМ ИЗГИБНЫХ КОЛЕБАНИЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ Малыхина О. И., Авраменко А. А.	43
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ТАНГЕНЦИАЛЬНОГО ВДУВА НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПЕРЕРАСКРЫТОГО КОНИЧЕСКОГО ДИФFUЗОРА Мочалов А. А., Новицкий Б. Б.	45
МОДЕЛИРОВАНИЕ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМ ЗАЩИТЫ ЗЕМЛИ С ПОМОЩЬЮ ГРАВИТАЦИОННОГО ТЯГАЧА НА ПРИМЕРЕ АСТЕРОИДА АПОФИС Николаева Е. А., Старинова О. Л.	46

ТРОСОВАЯ СИСТЕМА ДЛЯ СБЛИЖЕНИЯ БУКСИРА С КОСМИЧЕСКИМ МУСОРОМ Пикалов Р. С.	48
ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ВОЗМУЩЕНИЙ НА ДВИЖЕНИЕ ГРУППЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА НИЗКИХ ОКОЛОКРУГОВЫХ ОРБИТАХ Попов Д. А., Шулепов А. И.	50
МОДЕЛИРОВАНИЕ ОРБИТАЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ Рожков М. А., Старинова О. Л.	52
МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ДВИЖЕНИЯ НАМАГНИЧЕННОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА Садуакас Е. М., Дорошин А. В.	53
СРАВНЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С РАЗЛИЧНЫМИ ДВИГАТЕЛЬНЫМИ УСТАНОВКАМИ, СОВЕРШАЮЩИХ МЕЖЗВЕЗДНЫЙ ПЕРЕЛЕТ Селезнева Л. А., Курочкин Д. В., Старинова О. Л.	55
ПРИМЕНЕНИЕ ЭЛЕКТРОМАГНИТОВ В СИСТЕМАХ ОРИЕНТАЦИИ НАНОСПУТНИКОВ Слеповичев С. И., Щербяков М. С.	57
ПРОЕКТИРОВАНИЕ НИЗКООРБИТАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ НАНОСПУТНИКОВ Старостина Т. В., Курочкин Д. В., Старинова О. Л.	58
К РАСЧЕТУ ПОТЕРЬ ПРИ ТЕЧЕНИЯХ В ПОЛОСТЯХ ВРАЩЕНИЯ ТУРБОНАСОСНОГО АГРЕГАТА ЖРД Толстопятов М. И., Жуйков Д. А.	59
РАСЧЁТ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ В КАМЕРЕ ЖРД С ПОМОЩЬЮ ПАКЕТА ANSYS FLUENT Торгашин А. С., Бегишев А. М., Толстопятов М. И.	62
ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ПУЛЬСАРАМ Хоженец А. П., Давыдов И. Е.	64
МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ РАКЕТОПЛАНА МНОГОРАЗОВОЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ВЫВЕДЕНИЯ Холявко А. Р., Шеренков С. С., Старинова О. Л.	66
МОДЕРНИЗАЦИЯ ОДНОФУНКЦИОНАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО СПАСЕНИЯ Хоружев Н.А., Шулепов А.И., Степанцов И.С.	68
МОДЕЛИРОВАНИЕ ФОРМЫ ПОВЕРХНОСТИ СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА Чекашов А. С., Алипова Б. Н., Старинова О. Л.	70
НОВЫЙ ПОДХОД К СНЯТИЮ ОГРАНИЧЕНИЙ МОЩНОСТИ ЭЛЕКТРОНАСОСНОГО АГРЕГАТА ЖИДКОСТНОЙ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ПОВЫШЕННЫМ ТЕПЛОТЫДЕЛЕНИЕМ Юдина З. А., Кузнецов А. Д., Логанов А. А.	72
КОСМИЧЕСКОЕ МАТЕРИАЛОВЕДЕНИЕ. ВОЗМОЖНОСТЬ ИСПЫТАНИЯ МЕТАЛЛА В ОТКРЫТОМ КОСМОСЕ Алехина В. К., Бикбаев Р. М.	75
ТРИБОФАТИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ ЛАКОКРАСОЧНОГО ПОКРЫТИЯ Алиев А. А.	77
МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА МНОГОСЛОЙНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ «МЕТАЛЛ – НЕМЕТАЛЛ – МЕТАЛЛ» Асеева Д. В., Полковский Х., Глущенков В. А., Хардин М. В., Пигарева М. Н.	79
ПРЕДЕЛЬНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРОЦЕССА ГИБКИ ЛИСТОВЫХ МЕТАЛЛОВ Бабиев Ю. А., Беляева И. А.	81
НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ В КОСМИЧЕСКОМ МАШИНОСТРОЕНИИ Бадаева О. Ю., Никитина Ю. В.	83

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ШТАМПОВКИ ДЕТАЛИ «КОЛЬЦО ПОДШИПНИКА» С ПОМОЩЬЮ ПРОГРАММНОГО ПРОДУКТА «QFORM»	
БАРМАНОВ И. С., ДАНИЛОВА Д. Ю.	85
МАГНЕТРОННОЕ РАСПЫЛЕНИЕ ЖИДКОФАЗНОГО КАТОДА	
БУЛЫЧЕВ В. С., ДУХОПЕЛЬНИКОВ Д. В.	87
ПРОЕКТИРОВАНИЕ ШТАМПОВОЙ ОСНАСТКИ ДЛЯ ДЕТАЛИ «РЫЧАГ ОСВОБОЖДЕНИЯ» В СИСТЕМЕ SIEMENS NX	
ВОЛЬФ В. Б., ЗВОНОВ С. Ю.	89
РАСЧЕТ ПРОЦЕССА ФОРМИРОВАНИЯ ТОНКОПЛЕНОЧНОЙ СТРУКТУРЫ BASI2/SI ПРИ ОБРАБОТКЕ ЛАЗЕРНЫМ ИЗЛУЧЕНИЕМ, ПЕРСПЕКТИВНОГО МАТЕРИАЛА ДЛЯ ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ	
ДУБОВ В. Л. ФОМИН Д. В.	91
ВЫЯВЛЕНИЕ ТРЕЩИН В ЭЛЕМЕНТАХ ПЛАНЕРА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО ПАРАМЕТРАМ ВИБРАЦИЙ	
ЖУКОВ Е. П., МАЛЕНКОВА В. В., ББЕРНС В. А.	93
ЗАКОНОМЕРНОСТИ ИЗМЕНЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ИНТЕНСИВНОСТИ НАПРЯЖЕНИЙ В ПЛАСТИНАХ С КОНЦЕНТАТОРАМИ И БЕЗ НИХ	
ЗАБОЛОТСКИХ Т. К., БАКИРОВ А. Б., ЖАРКОВ Д. А., СУРГУТАНОВА Ю. Н.	96
РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ И ЖЕСТКОСТЬ С ПОСЛЕДУЮЩЕЙ ОПТИМИЗАЦИЕЙ ПЛАТФОРМЫ ГЛАВНОГО ЗЕРКАЛА ТЕЛЕСКОПА	
ЗАХАРОВ В. О., ЕНИКЕЕВ Т. М., СКВОРЦОВ Ю. В., АЛЬМУРЗИН П. П.	98
ВЛИЯНИЕ АСИММЕТРИИ ЦИКЛА НАПРЯЖЕНИЙ НА ПРЕДЕЛЬНУЮ АМПЛИТУДУ РЕЗЬБОВЫХ ДЕТАЛЕЙ	
ЗЛОБИН А. С., РУНОВА К. В., ПАВЛОВ В. Ф.	99
ВЛИЯНИЕ ДИСПЕРСНЫХ НАПОЛНИТЕЛЕЙ РАЗЛИЧНОЙ ПРИРОДЫ НА СТРУКТУРУ И СВОЙСТВА ЭПОКСИДНОГО ПОЛИМЕРА	
ИБАТУЛЛИН И. М., ГАФИЯТУЛЛИНА С. И., КАМАЛОВ А. Н., МАГСУМОВА А. Ф.	101
ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА, ПОЛУЧЕННОГО ПРИ МОДИФИЦИРОВАНИИ ПОРОШКОВЫМИ ЛИГАТУРАМИ	
ИВАНОВА Е. В., АГАФОНОВА В. О., ИВАНОВА А. Н., КИРИЛЛОВА А. В.	102
ВОЗМОЖНОСТИ LS-DYNA ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИЧЕСКОЙ ФОРМОВКИ БОКОВОГО РЕЛЬЕФА	
ИЛЬИН Е. В., БЕЛЯЕВА И. А.	104
ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ФОРМООБРАЗОВАНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ, БЕСШОВНЫХ ПРОФИЛЕЙ ТИПА ТАВРА	
ИСРОИЛОВ Н. Н., КОСТЫШЕВ В. А.	106
ОЦЕНКА ПРИРАЩЕНИЯ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ УПРОЧНЁННЫХ ДЕТАЛЕЙ ПО ОСТАТОЧНЫМ НАПРЯЖЕНИЯМ ОБРАЗЦА-СВИДЕТЕЛЯ	
КИСЕЛЁВ П. Е., АНОХИН Д. В., КАРАНАЕВА О. В.	108
ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ УПРОЧНЁННЫХ ДЕТАЛЕЙ С УЧЁТОМ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ	
КИСЕЛЁВ П. Е., КАТАНАЕВА Ю. А., ДЕНИСКИНА Е. А.	110
МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ МОДУЛЯ УПРУГОСТИ ЗЕРЕН ПУТЕМ ИЗМЕРЕНИЯ МИКРОТВЕРДОСТИ	
КЛИМОВА Т. Ю., ЛИТОШИНА А. Д., ВОРОНИН С. В.	112
МОДЕЛИРОВАНИЕ КОМБИНИРОВАННОГО ПРОЦЕССА «ВЫТЯЖКА-ОБРЕЗКА ПРИПУСКА» В ПРОГРАММНОМ ПРОДУКТЕ ANSYS/LS-DYNA	
КОСОЛАПОВА А. Ю., БЕЛЯЕВА И. А.	113
РАЗРАБОТКА ПОДПРОГРАММЫ РАСЧЁТА КРИТЕРИЯ СРЕДНЕИНТЕГРАЛЬНЫХ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ	
КОСТИЧЕВ В. Э., МУРТАЗИН В. М., ШАДРИН В. К.	115

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ СТАНДАРТНЫХ ОБРАЗЦОВ ПОСЛЕ ОБКАТКИ РОЛИКОМ С ПРИМЕНЕНИЕМ ДИНАМИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ	
Кости́чев В. Э., Наги́ев А. В., Кирпичёв В. А.	117
ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПОВЕРХНОСТНОГО УПРОЧНЕНИЯ НА ПРЕДЕЛ ВЫНОСЛИВОСТИ ОБРАЗЦОВ С НАДРЕЗАМИ	
Кочерова Е. Е., Микушев Н. Н., Павлов В. Ф.	119
ВЫЯВЛЕНИЕ ПРИЧИН ВОЗНИКНОВЕНИЯ ДЕФЕКТА В ДЕФЛЕКТОРАХ ДВИГАТЕЛЕЙ СЕРИИ НК	
Кочерова Е. Е., Злобин А. С., Кирпичёв В. А.	122
РАСЧЕТ МОДУЛЯ ДЛЯ ЛУННЫХ ПОСЕЛЕНИЙ	
Кошелев Д. В., Байгалиев Б. Е., Черноглазова А. В.	124
СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛИ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ	
Краснов Н. А., Черноглазова А. В.	126
ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА И ШТАМПОВОЙ ОСНАСТКИ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛИ «КРЫШКА»	
Курганский В. Ю., Звонов С. Ю.	128
ПОЛУЧЕНИЕ ПОРОШКОВЫХ ЛИГАТУР $\text{Cu-Si}_3\text{N}_4$ ДЛЯ МОДИФИЦИРОВАНИЯ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ	
Куц А. В., Ручкина В. С., Кузина А. А.	129
КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА РАЗРУШЕНИЯ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЙ МОДЕЛИ ОБРАЗЦА ИЗ СПЛАВА АД1 ПРИ ОДНООСНОМ РАСТЯЖЕНИИ	
Ледяев М. Е., Воронин С. В.	131
ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА МАССОПЕРЕНОСА С УЧЕТОМ КРИТЕРИЯ ТЕПЛООВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ПРИ ЭЛЕКТРОИСКРОВОМ ЛЕГИРОВАНИИ ТИТАНОВОГО СПЛАВА АЛЮМИНИЕМ	
Мартынов С. В., <u>Верхотуров А. Д.</u> , Коневцов Л. А., Коваленко С. В., Козырь А. В.	132
ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ И СВОЙСТВ РАБОЧИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ЭЛЕКТРОДОВ ПОСЛЕ ЭЛЕКТРОИСКРОВОГО ЛЕГИРОВАНИЯ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ АЛЮМИНИЕМ	
Мартынов С. В., <u>Верхотуров А. Д.</u> , Коневцов Л. А., Коновалов С. В., Коваленко С. В., Козырь А. В.	134
ВЛИЯНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ШЛИЦЕВЫХ ДЕТАЛЕЙ НА ОСТАТОЧНЫЕ НАПРЯЖЕНИЯ ШЛИЦЕВЫХ ДЕТАЛЕЙ	
Михалкина С. А., Матвеева К. Ф., Вакулюк В. С.	137
ЗАЩИТА ПОЛИИМИДНЫХ ТРУБОПРОВОДОВ РКТ ОТ НАКОПЛЕНИЯ СТАТИЧЕСКОГО ЭЛЕКТРИЧЕСТВА МЕТОДОМ ГАЗОПЛАМЕННОГО НАПЫЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОПРОВОДНОГО ПОКРЫТИЯ	
Можаровский Я. О., Мишензников Г. Е., Сидоров А. В., Чувилькин А. В.	141
НА СОПРОТИВЛЕНИЕ УСТАЛОСТИ ДЕТАЛЕЙ ПРИ ИЗГИБЕ	
Мокшин Д. С., Сазанов В. В., Семёнова О. Ю.	143
ДЕГРАДАЦИИ ОПТИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ПОКРЫТИЙ НА ОСНОВЕ НАНОПОРОШКОВ TiO_2	
Нещименко В. В., Житенев А. Н.	145
ВЛИЯНИЕ ОБРАБОТКИ ИМПУЛЬСНЫМИ ЭЛЕКТРОННЫМИ ПУЧКАМИ НА ПОВЕРХНОСТЬ РАЗРУШЕНИЯ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ1-0	
Новиков М. Ю., Комиссарова И. А., Косинов Д. А., Иванов Ю. Ф., Коновалов С. В.	147
ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ФОРМИРОВАНИЯ ГАЗОТЕРМИЧЕСКИХ ПОКРЫТИЙ ИЗ ПОРОШКОВЫХ МАТЕРИАЛОВ	
Орлова С. И., Докукина И. А.	148
АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ АНИЗОТРОПИИ ОБШИВОЧНЫХ ЛИСТОВ НА РАЗНОТОЩИННОСТЬ ПРИ ОБТЯЖКЕ	
Петров И. Н., Сурудин С. В., Ерисов Я. А.	150

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДРОБЕСТРУЙНОЙ ОБРАБОТКИ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ АДГЕЗИИ ПОКРЫТИЙ ИЗ НИКЕЛЯ И ХРОМА	
Пешков П. А., Лунин В. В., Букатый А. С.	152
ПРИМЕНЕНИЕ АЛМАЗНОГО ВЫГЛАЖИВАНИЯ С ЦЕЛЬЮ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ГЕРМЕТИЧНОСТИ ХРОМОВОГО ПОКРЫТИЯ ПОРШНЕЙ ГИДРОЦИЛИНДРОВ	
Пешков П. А., Лунин В. В., Букатый А. С.	154
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ МЕТОДОВ УПРОЧНЕНИЯ НА СОПРОТИВЛЕНИЕ УСТАЛОСТИ ДЕТАЛЕЙ ИЗ СТАЛИ 30ХГСА	
Письмаров А. В., Пилипив О. М., Филатов А. П.	156
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ МЕТОДОВ ДЛЯ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ АЗОТИРОВАНИЯ ДЕТАЛЕЙ	
Сазанов В. В., Мокшин Д. С., Шадрин В. К.	158
МОДЕЛИРОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ РЕЖУЩЕГО ИНСТРУМЕНТА ПРИ ТОКАРНОЙ ОБРАБОТКЕ ДЕТАЛЕЙ ГТД НА СТАНКАХ С ЧПУ	
Северцов А. А.	160
ПОВЫШЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ И ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕТАЛЛОПОРОШКОВЫХ ПОДШИПНИКОВ СКОЛЬЖЕНИЯ	
Станкевич П. И., Миронов В. А.	162
ВЛИЯНИЕ ПОВЕРХНОСТНОГО УПРОЧНЕНИЯ НА КОЭФФИЦИЕНТ ИНТЕНСИВНОСТИ НАПРЯЖЕНИЙ ПРИ РАЗВИТИИ ТРЕЩИНЫ В ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ОБРАЗЦАХ	
Сургутанов Н. А., Швецов Н. Ю., Сазанов В. П.	164
ИССЛЕДОВАНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ИНТЕНСИВНОСТИ НАПРЯЖЕНИЙ ПРИ РАЗВИТИИ ТРЕЩИНЫ В ОБРАЗЦАХ С НАДРЕЗАМИ	
Сургутанов Н. А., Денисов Л. В., Сазанов В. П.	166
ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЕДИНИЧНЫХ ДЕТАЛЕЙ МЕТОДОМ АДДИТИВНОГО ФОРМИРОВАНИЯ ПОРОШКОВ	
Тарасов В. А., Воронин С. В.	168
УСТРОЙСТВО ДЛЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ ЛИСТОВЫХ МАТЕРИАЛОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МАГНИТНО-ИМПУЛЬСНОГО НАГРУЖЕНИЯ	
Тиабашвили А. Т., Черников Д. Г.	169
ЛАЗЕРНАЯ АБЛЯЦИЯ GaAl МЕШЕНИ В СРЕДЕ КРИОГЕННОЙ ЖИДКОСТИ, С ПОСЛЕДУЮЩИМ ЗАМЕЩЕНИЕМ ЕЕ НА ДИСТИЛЛИРОВАННУЮ ВОДУ	
Хусаинова А. М., Казакевич П. В.	171
КОЛИЧЕСТВЕННЫЙ АНАЛИЗ ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕЛЕСКОПА С ГЛАВНЫМ ЖИДКИМ ЗЕРКАЛОМ	
Цыкин Д. Ю., Филиппов Ю. П.	172
ПОЛУЧЕНИЕ ИНТЕРФЕРЕНЦИОННОЙ КАРТИНЫ МИКРОСТРУКТУРЫ В ПОЛЯРИЗОВАННОМ СВЕТЕ ПРИ ЭЛЕКТРОЛИТИЧЕСКОМ ТРАВЛЕНИИ СПЛАВА АД1	
Чаплыгин К. К., Бараев Д. И., Воронин С. В.	174
ПОЛИМЕРНЫЕ КОМПОЗИТЫ ДЛЯ КОНСТРУКЦИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ	
Черноглазов П. А., Черноглазова А. В.	176
ПРОГНОЗИРОВАНИЕ СОПРОТИВЛЕНИЯ УСТАЛОСТИ ЗУБЧАТЫХ КОЛЁС ПО ОСТАТОЧНЫМ НАПРЯЖЕНИЯМ В ПОВЕРХНОСТНОМ СЛОЕ ВПАДИН	
Шляпников П. А., Сорокин А. Д., Ковалкин Ю. П.	178
ВЛИЯНИЕ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ НА ПРЕДЕЛ ВЫНОСЛИВОСТИ УПРОЧНЁННЫХ ВАЛОВ С НАПРЕССОВАННОЙ ВТУЛКОЙ	
Шляпников П. А., Чуриков Д. С., Семёнова О. Ю.	180
CALCULATION OF AIRFOIL DRAG USING DIFFERENT TURBULENCE MODELS	
Liqi M. A., Шахнов V. G.	183

EXPERIMENTAL AND THEORETICAL STUDY OF GROUND-EFFECT VEHICLE LIFT WEIXIONG X. U., NAZAROV D. V.....	184
ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ВЯЗКИХ СРЕД В УСТРОЙСТВАХ ПОВОРОТА ПОТОКА В ТРУБАХ БОЛЬШОГО ДИАМЕТРА АЛЕКСАНДРОВ И. Б., ЛУКЬЯНОВ О. Е., САДЫКОВА В. О., КУРКИН Е. И.	186
ОРИЕНТАЦИЯ СПУТНИКА НА ПОЛЯРНЫХ ОРБИТАХ ДЛЯ РАЗНЫХ СТАНДАРТНЫХ МОДЕЛЕЙ ГЕОМАГНИТНОГО ПОЛЯ АЛЕКСЕЕВА Л. А., ГУСЕЙНОВ С. Р.	188
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ CFD РАСЧЕТОВ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И НАГРУЗОК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА БЕРГ Д. А., НОВИКОВ А. В., КАРАКОТИН И. Н.....	190
ОПТИМИЗАЦИЯ НЕСУЩИХ СИСТЕМ И КОНЦЕВЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ПО МИНИМУМУ ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ БОРИСОВА В. Г., СИЛАНТЬЕВ В. А.	191
КОНСТРУИРОВАНИЕ ПЕРИОДИЧЕСКОЙ ОРБИТЫ В ОКРЕСТНОСТИ ТОЧКИ ЛИБРАЦИИ ГОРБУНОВ Я. Д.	193
ПОСТРОЕНИЕ ИНВАРИАНТНОГО ТОРА В ОКРЕСТНОСТИ ТОЧКИ ЛИБРАЦИИ ГОРБУНОВ Я. Д.	194
АЛГОРИТМ ОТНОСИТЕЛЬНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ДВУХ НС В ПЛОСКОМ СЛУЧАЕ ДВИЖЕНИЯ ГОРЯИНОВ И. А., БОГАТЫРЕВ А. М.....	195
ПЕРСПЕКТИВЫ ВНЕДРЕНИЯ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА «ЛОГОС» И МЕТОДИКА ЕГО ТЕСТИРОВАНИЯ ДЛЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО И ТЕПЛООВОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАКЕТА-НОСИТЕЛЕЙ ИВАНОВА Т. Г., СТРЮКОВ Я. А., БЕРГ Д. А., КАРАКОТИН И. Н.....	198
ПОСТРОЕНИЕ ОБЛАСТЕЙ ДОСТИЖИМОСТИ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ДВИЖЕНИИ ПО СУБОРБИТАЛЬНЫМ ТРАЕКТОРИЯМ КАЙМЖАН А. Т., ЛАЗАРЕВ Ю. Н.....	199
ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБОСНОВАНИЕ СНИЖЕНИЯ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ КРУГОВОГО ЦИЛИНДРА ПОСРЕДСТВОМ РАСПОЛОЖЕНИЯ ПЕРЕД НИМ ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЫ КОЗЛОВА А. С., ФРОЛОВ В. А.....	200
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЙ РАВНОВЕСИЯ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА ФОРМАТА CUBESAT НА КРУГОВОЙ ОРБИТЕ КУДРЯШОВ И. А., БАРИНОВА Е. В.....	202
ОЦЕНКИ ВЕЛИЧИН АСИММЕТРИИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА В АТМОСФЕРЕ ПРИ ВОЗМОЖНОЙ РЕАЛИЗАЦИИ ЗАХВАТА И ПРОХОДА ЧЕРЕЗ РЕЗОНАНС КУРКИНА Е. В., ЛЮБИМОВ В. В.....	204
АНАЛИЗ ВНЕШНЕЙ УСТОЙЧИВОСТИ РЕЗОНАНСА ПРИ АТМОСФЕРНОМ СПУСКЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С МАЛОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ И ИНЕРЦИОННОЙ АСИММЕТРИЕЙ ЛАШИН В. С., ЛЮБИМОВ В. В.....	206
МОДЕЛИРОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В КОНФЛИКТНЫХ СИТУАЦИЯХ С ОЦЕНКОЙ РИСКОВ ВОЗНИКНОВЕНИЯ ЗНАЧИМЫХ УЩЕРБОВ МАКСИМЕНКО О. А., КУКЛЕВ Е. А.	207
КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ ИСТЕЧЕНИЯ ГАЗА ИЗ СОПЛА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗЛИЧНЫХ МОДЕЛЕЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НАПЛЕКОВ И. С.	209
АНАЛИЗ НАВИГАЦИОННОЙ СПЕЦИФИКАЦИИ ADVANCED RNP ОКОЛЕЛОВ А. И.....	211

ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА КАПСУЛЫ С СИСТЕМОЙ ЖИДКОСТНОГО ДЫХАНИЯ ДЛЯ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО СТАРТА Попов Д. А., Клементьев В. А.	213
АНАЛИЗ СНИЖЕНИЯ УПРАВЛЯЕМОСТИ И ЭНЕРГОВООРУЖЕННОСТИ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ КОМПОНЕНТОВ ТЕНЗОРА ИНЕРЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА Потиенко К. И., Седельников А. В.	215
МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПЛОСКОГО УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА ФОРМАТА CUBESAT НА ЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ОРБИТЕ Ращупкина А. В., Самсонов Д. С., Баринова Е. В.	217
АЭРОДРОМЫ ДЛЯ БЕСПИЛОТНОЙ АВИАЦИИ: ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ Рубцов Е. А.	218
ИССЛЕДОВАНИЕ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ КОРПУСА РАКЕТОНОСИТЕЛЯ С БОКОВЫМИ УСКОРИТЕЛЯМИ И КРЫЛЬЯМИ Савинов Д. И., Буланов А. С., Шевченко С. В., Сухов Н. А., Фролов В. А.	220
ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ СВЕРХВЯЗКИХ МНОГОФАЗНЫХ АНИЗОТРОПНЫХ СРЕД Садькова В. О., Куркин Е. И.	222
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОФИЛЬНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ КРУГЛОГО ЦИЛИНДРА С ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНОЙ Силкина М. А., Скорик В. А., Фролов В. А.	223
НАВЕДЕНИЕ И ЦИФРОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ СПУТНИКА ПРИ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОМ СКАНИРУЮЩЕМ ЗЕМЛЕОБЗОРЕ Сомова Т. Е., Кузнецов П. К.	225
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ «СТУПЕНЬКИ» НА ПОВЕРХНОСТИ КРЫЛА НА ЕГО АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ Сорокин А. Д., Крутов Р. Н., Фролов В. А.	228
РАСЧЕТ СИЛ И МОМЕНТОВ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА ПРОСТЫЕ ТЕЛА ПРИ ПРОИЗВОЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ В СОПРОТИВЛЯЮЩЕЙСЯ СРЕДЕ Спирина М. О., Куркин Е. И.	230
СИСТЕМА ПОДАЧИ ОХЛАЖДАЮЩЕГО ГАЗА В ЗОНУ УСИЛЕННОГО НАГРЕВА КОНСТРУКЦИИ С ЦЕЛЬЮ СНИЖЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ НАГРУЗОК Стрюков Я. А., Берг Д. А., Иванова Т. Г., Каракотин И. Н.	231
МАГНИТНОЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ДВУХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ Филиппова Т. С.	232
ЗАВИСИМОСТЬ ИНТЕНСИВНОСТИ КОНВЕКЦИИ В ЦИЛИНДРЕ БОЛЬШОГО УДЛИНЕНИЯ ОТ ЧИСЛА РЭЛЕЯ Хорошев А. С.	233
CONCEPTUAL DESIGN OF CARGO AIRCRAFT Li Dawei, M.A. Polushkin, V.N.Mainskov	236
METHODS, MEANS OF CONTROLLING AND DIAGNOSTICS OF NETWORK STRUCTURES OF DATA TRANSFER VALIEV S. E.	237
DESIGNING COMPOSITE HORIZONTAL STABILIZER PI RUNGE, S.A. PAVLOVA, V.A. KOMAROV	239
DESIGNING HIGH-ALTITUDE UNMANNED AIRCRAFT ZHONG MINGJIE, S.V. MRYKIN	240
СОЗДАНИЕ ПРЕДПРИЯТИЯ СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОЙ АВИАЦИИ НА ТЕРРИТОРИИ САМАРСКОЙ ОБЛАСТИ Аветисян Д. К., Тихонова А. А.	241

КОНЦЕПЦИЯ ICAO CNS / ATM Агбо И. О., Писаренко В. Н.	242
ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ФАСЕТОЧНОЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ ПРОЧНОСТНЫХ РАСЧЁТОВ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ КОНСТРУКЦИИ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ Азизов Р. Д., Спирина М. О., Куркин Е. И.	243
СИСТЕМА ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРОЦЕССА ПОДДЕРЖАНИЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ Благочестивый А. М., Писаренко В. Н.	244
АВИАГОРИЗОНТ С НЕЗАВИСИМЫМ ОТ БОРТОВОЙ СЕТИ ЭЛЕКТРОПИТАНИЕМ Борисова А. А., Писаренко В. Н.	245
ПРОВЕДЕНИЕ АНАЛИЗА ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ НА ОСНОВАНИИ МЕТОДА РОБАСТНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ Васильева И. А., Высоцкая М. В., Коптев А. Н.	247
ДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ УЗЛОВОГО АЭРОПОРТА Виноградова Т. В., Романенко В. А.	249
ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ТОПЛИВНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПАССАЖИРСКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ РЕГИОНАЛЬНОЙ И МЕСТНОЙ АВИАЦИИ Волгина К. М., Немчинов О. А.	250
ПЕРСПЕКТИВЫ СОЗДАНИЯ АЭРОТРОПОЛИСА НА ТЕРРИТОРИИ САМАРСКОЙ ОБЛАСТИ Ворожейкина А. А., Тихонова А. А.	251
ПОКАЗАНИЯ БАРОМЕТРИЧЕСКИХ ВЫСОТОМЕРОВ В РАЗЛИЧНЫХ СИСТЕМАХ ПРИВЕДЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ Воронин В. В., Писаренко В. Н.	252
РАЗРАБОТКА МЕТОДОЛОГИЧЕСКИХ АСПЕКТОВ ИННОВАЦИОННЫХ ПОДХОДОВ К ПРОЦЕССАМ КОНТРОЛЯ СЕТЕВЫХ СТРУКТУР АВТОНОМНЫХ ОБЪЕКТОВ Воронин В. В., Прилепский В. А.	254
СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РЕЙТИНГА ТРАНСПОРТНО-ЛОГИСТИЧЕСКИХ СИСТЕМ КАК ФАКТОР ОПТИМИЗАЦИИ ХОЗЯЙСТВЕННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ТЕРРИТОРИАЛЬНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОГО КОМПЛЕКСА Гизятова Т. А., Немчинов О. А.	255
РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ НАГРЕВА ПОВЕРХНОСТИ ИЗДЕЛИЯ В ПРОЦЕССЕ НАНЕСЕНИЯ ПЛАЗМЕННЫХ ПОКРЫТИЙ Гиорбелидзе М. Г., Богданович В. И.	257
СОЗДАНИЕ АВИАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКОГО ЦЕНТРА КАК ФАКТОР ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ФИНАНСОВО-ХОЗЯЙСТВЕННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ АВИАКОМПАНИИ Гладченко Е. А., Немчинов О. А.	259
МОДЕЛЬ ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ МЕЖРЕГИОНАЛЬНОЙ ИНТЕГРАЦИИ НА ЭКОНОМИЧЕСКИЕ И ТРАНСПОРТНЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ (НА ПРИМЕРЕ ТРАНСПОРТНО-ЛОГИСТИЧЕСКОЙ РЕГИОНАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ПРИВОЛЖСКОГО ФЕДЕРАЛЬНОГО ОКРУГА Глушенкова Е. В., Немчинов О. А.	260
ВЫБОР ПОКАЗАТЕЛЕЙ И КОМПЛЕКСНАЯ ОЦЕНКА КАЧЕСТВА МУЛЬТИМОДАЛЬНЫХ ПЕРЕВОЗОК Голубева И. А., Наумов Л. А.	261
УПРАВЛЕНИЕ КАЧЕСТВОМ МУЛЬТИМОДАЛЬНЫХ ПЕРЕВОЗОК НА ОСНОВЕ ПРИМЕНЕНИЯ СТАТИСТИЧЕСКИХ МЕТОДОВ Голубева И. А., Наумов Л. А.	262
ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОИЗВОДСТВЕННОГО ПРОЦЕССА УЗЛОВОГО АЭРОПОРТА С УЧЕТОМ ЧИСЛЕННОСТИ И ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ ЕГО РЕСУРСОВ Гужа Е. Д., Романенко В. А.	263

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ СТЕНД ДЛЯ ОТРАБОТКИ МЕТОДА КОНТРОЛЯ РАБОЧЕГО СОСТОЯНИЯ ЗУБЧАТЫХ КОЛЕС	
Данилин А. И., Неверов В. В.	265
ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КАРКАСОВ ПРИСПОСОБЛЕНИЙ ДЛЯ УЗЛОВОЙ И АГРЕГАТНОЙ СБОРКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, АССОЦИИРОВАННЫХ К СОБИРАЕМОМУ ИЗДЕЛИЮ	
Дергунов Р. И., Звягинцев В. А.	267
ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ КОНЦЕПЦИИ LOW-COST КАК ФАКТОРА ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОИЗВОДСТВЕННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ПРЕДПРИЯТИЙ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ	
Евстифорова Д. В., Немчинов О. А.	269
ПОСТРОЕНИЕ ИСКУССТВЕННОЙ НЕЙРОННОЙ СЕТИ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ КОНТРОЛЯ ЭЛЕКТРОННЫХ ПЕЧАТНЫХ ПЛАТ	
Епимахов Д. И., Зотин Н. А.	271
ДИСКРЕТНО-ФАЗОВЫЙ СВЧ-ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ ДЕФОРМАЦИОННОГО СОСТОЯНИЯ ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА	
Жуков С. В., Данилин А. И.	272
АНАЛИЗ ПОДХОДОВ К ПРОЕКТИРОВАНИЮ СИЛОВЫХ СХЕМ КОНСТРУКЦИЙ С УЧЕТОМ ОГРАНИЧЕНИЙ НА СОБСТВЕННЫЕ ЧАСТОТЫ КОЛЕБАНИЙ	
Зинина О. В., Болдырев А. В.	274
АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ФОРМИРОВАНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО ОБЛИКА САМОЛЕТА С ПРИМЕНЕНИЕМ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ	
Климов Е. А., Лукьянов О. Е.	276
ПОКАЗАТЕЛИ ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ ОБСЛУЖИВАНИЯ ПЕРЕВОЗОК В АЭРОВОКЗАЛЕ РЕГИОНАЛЬНОГО АЭРОПОРТА	
Кольцов И. В., Романенко В. А.	278
НЕЧЕТКАЯ МОДЕЛЬ ПОТОКОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В АЭРОПОРТАХ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ	
Красова А. О., Романенко В. А.	280
РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ И ТЕХНИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ УСКОРЕННОГО ПРОЦЕССА ДОПУСКОВОГО КОНТРОЛЯ СОПРОТИВЛЕНИЯ ИЗОЛЯЦИИ БОРТОВЫХ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СЕТЕЙ	
Левченко Г. А., Прилепский В. А.	281
СОЗДАНИЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ТИПОВЫХ ДЕТАЛЕЙ РЕДУКТОРА ВЕРТОЛЁТА В СРЕДЕ SIEMENS NX	
Ленский В. А., Чемпинский Л. А.	282
МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРАНСПОРТНО-ПЕРЕСАДОЧНОГО УЗЛА ГОРОДА САМАРА	
Литвинова А. А., Сапрыкин О. Н., Тихонов А. Н.	284
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТРЕХМЕРНОГО ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ НА РАННИХ СТАДИЯХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЕТ	
Лобанов В. В., Скачков С. А., Скачкова Е. Ю., Трёмасов А. Г., Козлов Д. М., Майнсков В. Н., Резниченко Г. А.	287
РАСЧЕТ МАТРИЦ КОРРЕСПОНДЕНЦИЙ ГОРОДА САМАРА	
Майоров Е. Р., Лудан И. Р., Сапрыкин О. Н.	289
ОПТИМИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ ОБСЛУЖИВАНИЯ ПассажиРОВ В АЭРОВОКЗАЛЕ РЕГИОНАЛЬНОГО АЭРОПОРТА	
Мащенко В. В., Кольцов И. В.	292
ОЦЕНКА ЗАВИСИМОСТИ ЭКОНОМИЧЕСКИХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ АВИАКОМПАНИИ ОТ ПРИМЕНЯЕМОЙ ТАРИФНОЙ ПОЛИТИКИ НА РЫНКЕ ПассажиРСКИХ ПЕРЕВОЗОК	
Минеева К. И., Немчинов О. А.	293
УПРАВЛЕНИЕ ПРОЕКТОМ В ОСУЩЕСТВЛЕНИИ ТОРГОВОЙ СДЕЛКИ ПО ЭКСПОРТУ С УЧАСТИЕМ ТОРГОВЫХ ПОСРЕДНИКОВ	
Моминова Д. М., Кропивенцева С. А.	294

АНАЛИЗ ПРОБЛЕМ ПРОЕКТИРОВАНИЯ БОРТОВЫХ КАБЕЛЬНЫХ СЕТЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	
Мясников А. Ю.	296
АЛГОРИТМИЗАЦИЯ МЕТОДОВ ОЦЕНКИ И ОЦЕНИВАНИЯ СОСТОЯНИЯ ОБЪЕКТОВ ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ	
Мясникова Ю. В.	298
ОСНОВНЫЕ МЕЖДУНАРОДНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К СИСТЕМЕ ОРГАНИЗАЦИИ ПОДГОТОВКИ АВИАЦИОННЫХ СПЕЦИАЛИСТОВ ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ ОБСЛУЖИВАНИЮ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ	
НАБИЕВ Д. Т.	300
ПОВЫШЕНИЯ КАЧЕСТВА ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПЛЕНОЧНЫХ ЭЛЕКТРОНАГРЕВАТЕЛЕЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ ВАКУУМНЫХ МЕТОДОВ ГЕРМЕТИЗАЦИИ	
НЕБОГА К. В., Гиорбелидзе М. Г., Зотов Е. А.	303
ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ УПРАВЛЕНИЯ ПРОЕКТАМИ В ОРГАНИЗАЦИИ СНАБЖЕНИЯ КОМПЛЕКТУЮЩИМИ ЦЕНТРОВ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ	
НИКОЛАЕВА В. В., Кропивенцева С. А.	305
МОДЕЛИРОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ПАССАЖИРОПОТОКА В РЕГИОНАЛЬНОМ АЭРОПОРТУ	
ОГИНА О. В., Кольцов И. В.	307
АНАЛИЗ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТНОГО ОТВЕТЧИКА СО-69 В УСЛОВИЯХ РАЗМЕЩЕНИЯ НА БОРТУ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ	
ОСИПОВА Р. Т., Идиатуллов З. Р.	309
РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПРОЦЕССА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ РАБОЧИХ ЖИДКОСТЕЙ ГИДРОСИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	
ПОПЕЛЬНЮК И. А., ГАРЕЕВ А. М.	310
РАЗРАБОТКА МАРШРУТА ПАССАЖИРСКИХ АВИАПЕРЕВОЗОК С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГИПЕРЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ	
ПОТАПОВ В. И., Мазитова Г. Р.	312
РАЗРАБОТКА ШЕСТЕРЕННОГО НАСОСА С РЕГУЛИРУЕМЫМ ТОРЦЕВЫМ ЗАЗОРОМ	
ПРУНЬ Д. А., Родионов Л. В., Хаймович А. И.	314
ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ НАЗЕМНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ГРУЗОВЫХ АВИАЦИОННЫХ ПЕРЕВОЗОК	
РАДАЕВА Ю. А., Кропивенцева С. А.	316
ОЦЕНКА ПЕРСПЕКТИВ РАЗВИТИЯ РЕГИОНАЛЬНОГО АЭРОПОРТА ЧЕРЕЗ СОЗДАНИЕ БАЗОВОГО АВИАПЕРЕВОЗЧИКА (НА ПРИМЕРЕ МЕЖДУНАРОДНОГО АЭРОПОРТА «КУРУМОЧ»)	
РАПТАНОВА П. А., НЕМЧИНОВ О. А.	317
РАЗРАБОТКА НАСОСА-ДОЗАТОРА ДЛЯ ХИМИЧЕСКИХ СРЕД	
РИМАН О. Д., Родионов Л. В.	318
ПОИСК ЗАКОНОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ САМОЛЕТОВ	
РУБИНСКАЯ А. Е., Градюшко Я. И., Онорина Д. Д., Галли Г. В.	320
ПОВЫШЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ АГРЕГАТОВ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМ ПОСРЕДСТВОМ ВНЕДРЕНИЯ УПРЕЖДАЮЩЕГО ОБСЛУЖИВАНИЯ	
РЫЖКОВА Ю. П., ГАРЕЕВ А. М.	322
ВЛИЯНИЕ ЗАГРЯЗНЁННОСТИ ЖИДКОСТИ НА РАБОТУ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМ	
РЫЖКОВА Ю. П., ГАРЕЕВ А. М.	324
МОДЕЛИРОВАНИЕ ЛИТЬЯ ПРОСТРАНСТВЕННО-НАГРУЖЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОРОТКОАРМИРОВАННОГО РЕАКТОПЛАСТА	
САДЫКОВА В. О., Куркин Е. И.	326
ОСОБЕННОСТИ РАЗРАБОТКИ КОНСТРУКТОРСКОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ ПРИ СОЗДАНИИ МОДИФИКАЦИИ САМОЛЁТА	
САНЬКОВ А. А., Тюпко А. Г., Климов В. Н.	327

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ТРЁХМЕРНОЙ МОДЕЛИ СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЁТА	
Скачкова Е. Ю., Козлов Д. М.	328
НЕЧЕТКО-МНОЖЕСТВЕННАЯ МНОГОФАКТОРНАЯ РЕГРЕССИОННАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ ОБРАБОТКИ БАГАЖА АЭРОПОРТА	
Скороход М. А., Романенко В. А.	330
ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ВНЕДРЕНИЯ ИНТЕГРИРОВАННОЙ ЛОГИСТИЧЕСКОЙ ПОДДЕРЖКИ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАНТОВ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ВОЗДУШНОЙ ТЕХНИКИ	
Скрябин И. Д., Тихонова А. А.	332
ТРАНСПОРТНЫЕ АСПЕКТЫ ДОСТАВКИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ПРИ ЗАПУСКЕ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ	
Сопильняк В. В., Потапов В. И.	333
ПРОЕКТИРОВАНИЕ ИСХОДНОГО ПРОИЗВОДЯЩЕГО КОНТУРА ИНСТРУМЕНТА ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ НАГРУЗОЧНОЙ СПОСОБНОСТИ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ПЕРЕДАЧИ	
Сорокин А. Д., Оссиала В. Б. А., Суслин А. В.	334
ПРОЕКТИРОВАНИЕ УЗЛА НАВЕСКИ ИЗ КОРОТКОАРМИРОВАННЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ	
Спирина М. О., Куркин Е. И.	336
РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ И ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ВЫСОКОНАГРУЖЕННОГО ЭЛЕМЕНТА ШАССИ ВЕРТОЛЕТА ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ	
Степанов Н. М.	338
МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ПРОЦЕССА ОСАДКИ ПОДКРЕПЛЯЮЩЕГО ВКЛАДЫША ПРИ ОБРАЗОВАНИИ СОЕДИНЕНИЙ В ТРЕХСЛОЙНЫХ КОНСТРУКЦИЯХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА DEFORM	
Сучков В. С., Вашуков Ю. А.	339
ПРИМЕНЕНИЕ ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ГЕНЕРАТОРОВ В АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ	
Терентьев А. А., Фатхиева Р. А., Лопатин А. А.	341
ПРОЕКТИРОВАНИЕ ИНФРАКРАСНОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ ЗА ОБЪЕКТАМИ НА РАБОЧЕЙ ПЛОЩАДИ АЭРОДРОМА	
Устименко М. И., Рубцов Е. А.	343
ОПТИМИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ ПЛАНИРОВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ПОСТАВКАМИ	
Фадеева О. С., Кропивенцева С. А.	345
ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ В АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ	
Фатхиева Р. А., Терентьев А. А., Лопатин А. А.	346
АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА С ВОЗДУШНЫМ СТАРТОМ НА БАЗЕ САМОЛЁТА М-55 "ГЕОФИЗИКА"	
Фенске В. В., Козлов Д. М.	347
ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ ПРОЦЕССАМИ НАЗЕМНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ В АЭРОПОРТУ НА ОСНОВЕ НЕЧЕТКОГО РЕГУЛЯТОРА	
Хвостова Т. В., Романенко В. А.	349
ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ ОБРАБОТКИ БАГАЖА В МЕЖДУНАРОДНОМ АЭРОПОРТУ «КУРУМОЧ»	
Цырульник Л. В., Романенко В. А.	351
КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ ПРИ РАЗРАБОТКЕ ИЗДЕЛИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ	
Чарквиани Р. В., Камалиева Р. Н.	352
АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ СНИЖЕНИЯ КОЛИЧЕСТВА УТЕРЯННЫХ МЕСТ БАГАЖА НА ЗАДАННОЙ СЕТИ АВИАЛИНИЙ	
Черницова Р. Е., Кольцов И. В.	354

РАЗРАБОТКА СИЛОВОЙ СХЕМЫ ШПАНГОУТА ФЮЗЕЛЯЖА В ЗОНЕ СТЫКА С КРЫЛОМ Шилимов К. Г., Болдырев А. В.	355
ОСОБЕННОСТИ ОБРАБОТКИ РЕЗАНИЕМ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ Шуршев М. А.	357
ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ СНИЖЕНИЯ ЗАТРАТ НА ВЫПОЛНЕНИЕ АВИАРЕЙСА Ямщикова А. Н., Кольцов И. В.	359
ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ДИРИЖАБЛЕЙ В СПЕЦИФИЧЕСКИХ СФЕРАХ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ АВИАЦИИ Ярынкина Е. В., Потапов В. И.	360
УТОЧНЕНИЕ СТАТИСТИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ ДЛЯ ВЫЧИСЛЕНИЯ МАССЫ ПРОЕКТИРУЕМОГО АВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ Авдеев С. В., Красильников С. А.	362
АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ВАЛА ТУРБИНЫ НД ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ПРОГНОЗИРОВАНИЮ ЕГО РЕСУРСНЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ Аксенов Е. В., Селиванов И. А.	364
ЧИСЛЕННОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗНИКНОВЕНИЯ СКАЧКОВ УПЛОТНЕНИЯ В КАНАЛЕ ПЕРЕМЕННОГО СЕЧЕНИЯ Аксенова Д. К., Урлапкин В. В., Угланов Д. А.	367
РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ КРИОГЕННОЙ СИСТЕМЫ ТОПЛИВОПОДАЧИ МИКРО–ГТД Аксенова Д. К., Угланов Д. А.	369
ЧИСЛЕННОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СОБСТВЕННЫХ ФОРМ И ЧАСТОТ КОЛЕБАНИЙ ПОЛОЙ ШИРОКОХОРДНОЙ ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА ПЕРСПЕКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ Анохин Д. В., Елизаров Д. А.	370
РАЗРАБОТКА МЕР ПО СОВЕРШЕНСТВОВАНИЮ КОМПЬЮТЕРНОЙ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЙ МОДЕЛИ ПРОЦЕССА ФРЕЗЕРОВАНИЯ Багрянцев Д. А., Евдокимов Д. В.	372
ПУТИ РАЗВИТИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СХЕМ И СИЛОВЫХ УСТАНОВОК Балашова А. И., Юплина Т. А., Филинов Е. П.	373
РАСЧЁТ ДИНАМИЧЕСКИХ НАПРЯЖЕНИЙ В ПУЧКЕ ТРУБОПРОВОДОВ С ДЕМПФИРУЮЩЕЙ ОПОРОЙ ИЗ МАТЕРИАЛА МР Безбородов С. А.	374
ПОДХОДЫ К ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ И СХЕМ РАСПРЕДЕЛЁННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК САМОЛЁТОВ Бобрин А. А., Ткаченко А. Ю., Кузьмичёв В. С.	376
ОСОБЕННОСТИ ПРОВЕДЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ОБСЛЕДОВАНИЯ ОБЪЕКТОВ С БОЛЬШОЙ ПЛОЩАДЬЮ ОСТЕКЛЕНИЯ НА ПРИМЕРЕ ОРАНЖЕРЕИ БОТАНИЧЕСКОГО САДА САМАРСКОГО УНИВЕРСИТЕТА Бобровская М. Д., Сорокин И. С.	377
МЕТОДЫ РАСЧЕТА ТЕРМИЧЕСКИ ИНЕРЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ПУЛЬСАЦИОННОЙ ТРУБЕ Воробьев А. А., Соколов Г. В., Некрасова С. О.	378
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РЕЖИМОВ ОБРАБОТКИ НА ТВЁРДОСТЬ, ДЕФОРМИРУЕМОСТЬ И МИКРОСТРУКТУРУ В ОБРАЗЦАХ ИЗ СПЛАВОВ ВТ6, ПОЛУЧЕННЫХ СЕЛЕКТИВНЫМ ЛАЗЕРНЫМ СПЕКАНИЕМ Галкина Н. В., Балякин А. В., Носова Е. А., Хаймович А. И.	379
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПАРОТУРБИННЫХ УСТАНОВОК, УТИЛИЗИРУЮЩИХ НИЗКОПЕНТАЛЬНОЕ ТЕПЛО КРИОПРОДУКТА Заика А. В., Терещенко О. В., Благин Е. В., Угланов Д. А.	381

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО УРАВНЕНИЯ СОСТОЯНИЯ ДЛЯ ОПИСАНИЯ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ СВОЙСТВ КРИОГЕННЫХ ВЕЩЕСТВ ЗАИКА А. В., БЛАГИН Е. В., УГЛАНОВ Д. А.	383
КОМПЬЮТЕРНАЯ ПРОГРАММА ДЛЯ АВТОМАТИЗАЦИИ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ЗУБАНОВ В. М., ЕГОРЫЧЕВ В. С., ШАБЛИЙ Л. С.	385
ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И ИХ ОПТИМИЗАЦИЯ ДЛЯ АВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ КОЖАНОВА А. А., СЕРГЕЕВА Т. В.	387
ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ МЕТОДА ЛАЗЕРНО-ИНДУЦИРОВАННОЙ ФЛУОРЕСЦЕНЦИИ И ЕГО ПРИМЕНЕНИЕ ДЛЯ ДИАГНОСТИКИ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ КОРОСТЕЛЁВА Ю. В., ДИДЕНКО А. А.	389
АНАЛИЗ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ОСНОВНЫХ ДЕТАЛЕЙ ГТД ПО КОНЦЕПЦИИ БЕЗОПАСНОГО РАЗВИТИЯ ПОВРЕЖДЕНИЙ КОЧЕРОВА Е. Е., НЕПЕИН К. Г., ЧАЛКИН А. С.	391
МНОГОКРИТЕРИАЛЬНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ТРДД ДЛЯ СРЕДНЕМАГИСТРАЛЬНОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЁТА КРАСИЛЬНИКОВ С.А., АВДЕЕВ С. В.	393
ИДЕНТИФИКАЦИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК JETCAT P-60-SE ПО ОГРАНИЧЕННОМУ НАБОРУ ДАННЫХ КУЗНЕЦОВ А. В., МАКАРЬЯНЦ Г. М.	395
ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ТЯГОИЗМЕРИТЕЛЬНОМ УСТРОЙСТВЕ КУЗНЕЦОВ А. А., МУРЗИН А. Н., БЕЛОУСОВ А. И.	397
МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНОГО ГОРЕНИЯ В РДМТ НА ГАЗООБРАЗНЫХ КИСЛОРОДЕ И ВОДОРОДЕ БЕЗ ИМИТАЦИИ ЗАЖИГАНИЯ МАКСИМОВ А. Д., ЧУБЕНКО Т. А., ЗУБАНОВ В. М.	399
ИССЛЕДОВАНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ В РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ЦИЛИНДРИЧЕСКОГО КОРМОВОГО ДИФфуЗОРА МАКСИМОВ А. Д., ЧУБЕНКО Т. А., ЗУБАНОВ В. М.	401
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ РАЗМЕРОВ ТОПЛИВНОГО ЭЛЕМЕНТА С КАНАЛОМ ЗВЕЗДООБРАЗНОГО СЕЧЕНИЯ МОРЕЛЬ Д. А., АРСЕНТЬЕВА М. В.	403
ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ТЯГОИЗМЕРИТЕЛЬНОМ УСТРОЙСТВЕ МУРЗИН А. Н., КУЗНЕЦОВ А. А., БЕЛОУСОВ А. И.	405
ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ БАЛАНСЫ И ПОТЕРИ В ТЕРМОАКУСТИЧЕСКИХ ОХЛАДИТЕЛЯХ НЕКРАСОВА С. О., ПУЛЬКИНА А. Ю., ДОВГЯЛЛО А. И.	407
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГЕОМЕТРИИ ЦИЛИНДРИЧЕСКОГО КОРМОВОГО ДИФфуЗОРА ВАКУУМНОЙ СИСТЕМЫ НА БЕЗОТРЫВНЫЙ РЕЖИМ ТЕЧЕНИЯ В СОПЛЕ ПРИ ВЫСОТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ ЖРДМТ С ПОМОЩЬЮ «ANSYS CFX» НЕНАШЕВ Д. А., ПАВЛОВСКИЙ Д. А., МАТВЕЕВ Д. А., СУЛИНОВ А. В.	409
МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПЕРЕМЕННЫХ РЕЖИМОВ КНД 3-Х ВАЛЬНОГО ГТД СО СВОБОДНОЙ ТУРБИНОЙ НОВИЦКИЙ Б. Б.	411
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГЕОМЕТРИИ КЛИНОВИДНОГО ДИФфуЗОРА НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ НИЗКОНАПОРНОГО ЦБК НОВИЦКИЙ Б. Б.	412
ПРОГРАММНЫЙ РАСЧЁТ ХАРАКТЕРИСТИК ПОДШИПНИКА СКОЛЬЖЕНИЯ ⁴¹³ НУЖДОВ В. О., ПАРОВАЯ Е. Ф.	413
ПОЛЬЗОВАТЕЛЬСКИЕ ФУНКЦИИ ДЛЯ РАСЧЕТА ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ В CFD ПАНОВ А. Е., ЗУБРИЛИН И. А.	416

ОПТИМИЗАЦИЯ ГЕОМЕТРИИ ИНСТРУМЕНТА НА ОСНОВЕ КЭ-МОДЕЛИ С АДАПТИРОВАННЫМ КРИТЕРИЕМ КОКРАФТА-ЛАТХЕМА Понятов Д. С., Алексеев В. П., Хаймович А. И.	418
ПРЯМОТОЧНЫЙ ВОЗДУШНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ С АЗИМУТАЛЬНЫМ ДРЕЙФОМ ЭЛЕКТРОНОВ ДЛЯ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ СПУТНИКОВ Рязанов В. А., Шилов С. О.	420
ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ТЕПЛООБМЕНА В ПУЛЬСИРУЮЩЕМ ПОТОКЕ ТЕРМОАКУСТИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЯ Соколов Г. В., Воробьев А. А., Некрасова С. О., Угланов Д. А.	422
РАСЧЕТ ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КРИОГЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ С НУЛЕВЫМ ВЫБРОСОМ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ Терещенко О. В., Журавлева Ю. С., Угланов Д. А.	423
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ГАЗОТУРБИННЫХ УСТАНОВОК, УТИЛИЗИРУЮЩИХ НИЗКОПOTЕНЦИАЛЬНОЕ ТЕПЛО КРИОПРОДУКТА Терещенко О. В., Благин Е. В.	426
АНАЛИТИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ТЕПЛОВЫХ ПАРАМЕТРОВ КОНСТРУКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ЭНЕРГОУСТАНОВОК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ Толстопятов М. И., Зуев А. А.	429
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК МАЛОРАЗМЕРНОГО АВИАЦИОННОГО ДВС Урлапкин В. В.	432
ВЛИЯНИЕ РАЗМЕРНОСТИ ГТД НА ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И ИХ КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ Филинов Е. П.	434
ОСОБЕННОСТИ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ ОСНОВНЫХ УЗЛОВ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ПОМОЩЬЮ QFD МЕТОДОЛОГИИ Хрёкова В. Н., Дмитриев А. Я.	436
ИССЛЕДОВАНИЕ ШЕРОХОВАТОСТИ ПОВЕРХНОСТИ ОБРАЗЦОВ ИЗ СТАЛИ 30ХГСН2А-ВД ПОСЛЕ ПРОЦЕССА ВЫГЛАЖИВАНИЯ Чепурина А. Е., Швецов А. Н.	437
МОДЕЛИРОВАНИЕ ГОРЕНИЯ ТОПЛИВА «МЕТАН-КИСЛОРОД» В РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ Чубенко Т. А., Максимов А. Д., Зубанов В. М.	439
МЕТОДИКА РАСЧЁТНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ФОРМЫ СОПЛА ЖРД ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ МАКСИМАЛЬНОЙ ТЯГИ С УЧЁТОМ ПРОЧНОСТНЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ Шаблий Л. С., Зубанов В. М.	441
ПОДХОДЫ К ЗАДАЧЕ ОПТИМИЗАЦИИ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЕГО ВИРТУАЛЬНЫХ МОДЕЛЕЙ Шаблий Л. С.	443
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РЕЖИМОВ АЛМАЗНОГО ВЫГЛАЖИВАНИЯ НА ПАРАМЕТРЫ СОСТОЯНИЯ ПОВЕРХНОСТНОГО СЛОЯ ДЕТАЛЕЙ ИЗ СТАЛИ 30ХГСН2А-ВД Швецов А. Н., Скуратов Д. Л.	445
ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ CFM56-2 Шишков В. А., Филинов Е. П.	447
РЕАЛИЗАЦИЯ ПРИНЦИПОВ БЕРЕЖЛИВОГО ПРОИЗВОДСТВА В TЕСNOMATIX PLANT SIMULATION Шувалова С. В., Толстикова Е. С., Кокарева В. В.	449
ИССЛЕДОВАНИЕ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РАСПРЕДЕЛЕННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК Юплина Т. А., Балашова А. И., Филинов Е. П.	451

ОСОБЕННОСТИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РАЗМЕРНЫХ РАСЧЁТОВ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ СБОРОЧНЫХ РАБОТ	
Янюкина М. В., Болотов М. А.	452
СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОТЫ ОПРПЕСНИТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК РАЗЛИЧНОГО ТИПА	
Архипов В. О., Захаров М. О., Ларин В. Л.	455
САЕ-ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОЦЕССА АВТОМАТИЗАЦИИ ЛАЗЕРНОГО УПРОЧНЕНИЯ РЕЖУЩЕГО ИНСТРУМЕНТА	
Балакиров С. Н., Яресько С. И.	457
LE FACTEUR DE L'INFLUENCE DU «VOLUME MORT» DU GAZ DE TRAVAIL DANS LE CALCUL DE LA MACHINE FRIGORIFIQUE À GAZ	
Бахвалова Е. Ф., Меркулова Л. П.	459
РАЗРАБОТКА ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ СБОРКИ СТАНОЧНЫХ ПРИСПОСОБЛЕНИЙ	
Безсонов К. А., Нехорошев М. В., Шулепов А. П.	461
L'UTILISATION DE LA PERCOLATION EN SYSTEME DE LA TOPOLOGIE EN ESSAIM	
Бердников В. А., Мостовой Я. А., Меркулова Л. П.	463
МОДЕЛИРОВАНИЕ КОМБИНИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ РЕЦИРКУЛЯЦИИ ОТРАБОТАННЫХ ГАЗОВ С РАННИМ И ПОЗДНИМ ЗАКРЫТИЕМ ВПУСКНОГО КЛАПАНА В ТУРБИРОВАННЫХ ГАЗОВЫХ ДВИГАТЕЛЯХ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ ДЛЯ СНИЖЕНИЯ ЗАГАЗОВАННОСТИ РФ	
Березин В. В., Хисматуллин Р. М., Ахметшина Э. Р., Салахов Р. Р.	465
ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ГИБКИ V-ОБРАЗНЫХ ДЕТАЛЕЙ	
Волгушев А. А., Нестеренко Е. С.	467
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЖЕСТКОСТИ КОНИЧЕСКОГО СОЕДИНЕНИЯ ПОДСИСТЕМЫ ШПИНДЕЛЬ-ИНСТРУМЕНТ	
Казakov А. А., Казакова О. Ю.	468
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ, СТЕПЕНИ И СКОРОСТИ ДЕФОРМАЦИИ НА НАКОПЛЕННУЮ ЭНЕРГИЮ ДЕФОРМАЦИИ ПРИ РАСТЯЖЕНИИ СТАЛИ 45	
Калашников А. И., Прокофьев М. А.	469
ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО УЧАСТКА МЕХОБРАБОТКИ ДЕТАЛЕЙ МАЛОЙ ТРУДОЕМКОСТИ	
Мелещук Д. В., Медведев О. А.	471
ОПРЕДЕЛЕНИЕ КЛАССА ЭНЕРГОЭФФЕКТИВНОСТИ МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОГО ПРЕДПРИЯТИЯ	
Мятишкин Г. В., Филинова А. С.	473
ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ТВЕРДОСТИ СВАРНЫХ СОЕДИНЕНИЙ НА ОСНОВЕ ПАРАМЕТРИЗАЦИИ СТРУКТУР	
Низамов Р. А., Мухамадеев И. М., Новиков А. В., Беляев А. В.	474
ИССЛЕДОВАНИЕ СОБСТВЕННЫХ ФОРМ И ЧАСТОТ КОЛЕБАНИЙ КРУГЛОЙ ПЛАСТИНЫ	
Петряхин Д. А., Урлапкин А. В., Сафин А. И., Иголкин А. А.	476
ОЦЕНКА ПОГРЕШНОСТЕЙ ИЗМЕРЕНИЙ, ВНОСИМЫХ МЕТОДАМИ И АЛГОРИТМАМИ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ	
Печенин В. А., Грачев И. А., Болотов М. А., Рузанов Н. В.	478
АНАЛИЗ МЕТОДОВ БОРЬБЫ С ВИБРАЦИЕЙ В СИСТЕМАХ С ЗУБЧАТЫМИ КОЛЕСАМИ	
Рекадзе П. Д., Родионов Л. В.	481
МОДЕЛИРОВАНИЕ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ЗВУКОВОЙ ВОЛНЫ В ГАСИТЕЛЕ КОЛЕБАНИЙ С ПОМОЩЬЮ URANS-МОДЕЛИ	
Романов К. А., Макарьянц Г. М.	483
ИССЛЕДОВАНИЕ АНИЗОТРОПИИ ЖЁСТКОСТИ ЗАКРЕПЛЕНИЯ ПРУТКА В ПАТРОНЕ ТОКАРНО-ВИНТОРЕЗНОГО СТАНКА	
Фролов А. И., Бейлин А. Б.	485

ПРОВЕДЕНИЕ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОТЫ МОДИФИЦИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ АВИАЦИОННОГО ПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ ХИСМАТУЛЛИН Р. М., БЕРЕЗИН В. В., АХМЕТШИНА Э. Р., САЛАХОВ Р. Р.	486
PUMPSPEICHERWERKE Ходов К. А., МАРТЫНОВА О. Н.	488
ОЦЕНКА ПОТЕРЬ НИЗКОТЕМПЕРАТУРНОЙ ЭНЕРГИИ КРИОПРОДУКТОВ В СИСТЕМАХ ИХ ТРАНСПОРТИРОВКИ ЦАПКОВА А. Б., ШИМАНОВ А. А., САРМИН Д. В., БУРДИНА Я., УГЛАНОВ Д. А.	490
АНАЛИЗ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ДВС С РЕГЕНЕРАЦИЕЙ ТЕПЛА В ЦИКЛЕ492 ШЕСТАКОВА Д. А., ДОВГЯЛЛО А. И.	492
РАЗРАБОТКА СПОСОБОВ ВЫЯВЛЕНИЯ ПОВРЕЖДЕНИЙ РОТОРНОЙ ЦЕПИ АСИНХРОННОГО ДВИГАТЕЛЯ Баннов Д. М., Полищук В. И.	495
ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАРЯДНЫХ ПРОЦЕССОВ ЕМКОСТНОГО НАКОПИТЕЛЯ НА БАЗЕ ИНДУКТИВНО-ЕМКОСТНОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ БОЧКАРЕВА Т. А., КОНЕСЕВ С. Г.	497
ТЕХНИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ АДАПТИВНОЙ АВТОМОБИЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ГОЛОВНОГО ОСВЕЩЕНИЯ Ванина Н. А., Лофицкий И. В.	499
МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ЛАЗЕРНОГО ДИАГНОСТИЧЕСКОГО ФЛУОРИМЕТРА ГАЛИЕВА А. М., ГРИШАНОВ В. Н.	501
ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ НА БАЗЕ ПОРИСТОГО КРЕМНИЯ, УЧАСТВУЮЩИХ В ЛЕТНОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ НА МКА «АИСТ-2Д» Гуртов А. С., Ивков С. В., Лизункова Д. А., Шишкин И. А., Латухина Н. В.	503
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ФАЗОВОГО ДАЛЬНОМЕРА В СИСТЕМЕ КОНТРОЛЯ ДЕФОРМАЦИОННОГО СОСТОЯНИЯ ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА Жуков С. В., Данилин А. И.	505
ОЦЕНКА ПОМЕХОУСТОЙЧИВОСТИАСИНХРОННО-ИМПУЛЬСНЫХ СИСТЕМ СВЯЗИ С ШУМОПОДОБНЫМИ СИГНАЛАМИ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ПОМЕХ СО СТРУКТУРОЙ СИГНАЛОВ Зуев М. Ю., Яруллин Р. Р., Логинов С. С.	507
ТЕХНОЛОГИЯ ВНУТРИСХЕМНОГО КОНТРОЛЯ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ НАНОСПУТНИКОВ Кудрявцев И. А., Федоренко А. А.	509
ОПТИМИЗАЦИЯ СПЕКТРАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ДИАГНОСТИЧЕСКОГО ФЛУОРИМЕТРА Куликов В. С., Гришанов В. Н.	511
СИСТЕМА ПИТАНИЯ БЛОКА МАНЕВРИРОВАНИЯ НАНОСПУТНИКА Кумарин А. А., Кудрявцев И. А.	513
КАТУШКА ТЕСЛА И МАГНЕТРОН Мамчур М. И., КАЗАКЕВИЧ П. В.	514
АЛГОРИТМ ОБРАБОТКИ ПУЛЬСОВОЙ ВОЛНЫ ДЛЯ ОЦЕНКИ СОСТОЯНИЯ АРТЕРИАЛЬНЫХ СОСУДОВ ЧЕЛОВЕКА Маркина А. Н., Федотов А. А.	515
РАЗРАБОТКА МОБИЛЬНОЙ ПЛАТФОРМЫ ДЛЯ ПЕРЕДВИЖЕНИЯ ПО ПЕРЕСЕЧЕННОЙ МЕСТНОСТИ НА БАЗЕ ARDUINO Мезенцев Д. А., Дубовицких В. А.	517
ПОДВОДНЫЙ РОБОТ ПОВЫШЕННОЙ МАНЕВРЕННОСТИ Михайлова О. М., Мухаметзянов А. В., Гафуров С. А.	518

УПРАВЛЕНИЕ ТЕРАПЕВТИЧЕСКИМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ПОСРЕДСТВОМ ОПТИЧЕСКОЙ ОБРАТНОЙ СВЯЗИ НАГАЕВ Д. А., Гришанов В. Н.	520
АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ РАССТОЯНИЯ МЕЖДУ ДАТЧИКОМ И ОБЪЕКТОМ КОНТРОЛЯ НА ИНФОРМАЦИОННЫЙ СИГНАЛ НЕВЕРОВ В. В., Данилин А. И.	522
ПАНОРАМНЫЙ ДИАГНОСТИЧЕСКИЙ ФЛУОРИМЕТР НИГМАТУЛИН И. Р., Гришанов В. Н.	524
СИСТЕМА ТАКТИЛЬНЫХ СЕНСОРОВ ИНТЕРАКТИВНОЙ ИГРУШКИ ДЛЯ ДЕТЕЙ-АУТИСТОВ Никольская А. Д., Кудрявцев И. А.	526
УСТРОЙСТВО ОПЕРАТИВНОГО КОНТРОЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ ЖИДКИХ НЕФТЯНЫХ МАСЕЛ Пирогова А. А., Паршина А. В.	528
ДАТЧИК КОНТРОЛЯ ДАВЛЕНИЯ В ШИНАХ РОМАНОВ В. В., ШЕБАЛОВ Д. И., ГИМАДЕЕВА Л. А.	530
ПРИБОР ОПЕРАТИВНОЙ ДИАГНОСТИКИ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ПУЛЬСА, ДЫХАНИЯ РОМАНОВ В. В., ШЕБАЛОВ Д. И., ГИМАДЕЕВА Л. А.	532
РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОЙ СРЕДЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВУХКОЛЁСНОГО РОБОТА СОРОКИН А. И., САЛМИНА В. А., ГАФУРОВ С. А.	533
РЕОГРАФИЧЕСКИЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ ДЛЯ ОЦЕНКИ КАРДИОРЕСПИРАТОРНОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СТРУНКИНА П. А., ФЕДОТОВ А. А.	535
СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕТОДОВ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ СУДАКОВ А. Д., НЕВЕРОВ В. В.	537
ЭЛЕКТРОМАГНИТНАЯ СОВМЕСТИМОСТЬ УСТРОЙСТВ ЗАРЯДА ЕМКОСТНОГО НАКОПИТЕЛЯ С ГИБРИДНЫМИ КОМПОНЕНТАМИ ХАЗИЕВА Р. Т., КОНЕСЕВ С. Г.	539
ОСОБЕННОСТИ АРХИТЕКТУРЫ ФОТОМЕТРИЧЕСКИХ СИСТЕМ МЕДИЦИНСКИХ ДИАГНОСТИЧЕСКИХ ФЛУОРИМЕТРОВ ЧЕРЕПАНОВ К. В., Гришанов В. Н.	540
ИССЛЕДОВАНИЕ МОДЕЛИ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ВИРУСОВ ЕРМОШКИНА Ю. Г., СОБОЛЕВ В. А.	543
АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА АППРОКСИМАЦИИ ПЛОТНОСТИ ВЕРОЯТНОСТИ НЕЙРОННОЙ СЕТЬЮ ВОЛЬТЕРРИ КАЛУГИН В. В., ЛЁЗИНА И. В.	545
ПРОГНОЗИРОВАНИЕ МЕДИЦИНСКИХ РАСХОДОВ РЕКУРРЕНТНОЙ НЕЙРОННОЙ СЕТЬЮ ЭЛМАНА КУДРЯШОВ В. А., ЛЁЗИН И. А.	547
АППРОКСИМАЦИЯ ПЛОТНОСТИ ВЕРОЯТНОСТИ ГИПЕР РАДИАЛЬНО-БАЗИСНОЙ СЕТЬЮ ЛЯКИШЕВ А. А., ЛЁЗИНА И. В.	548
ОСОБЕННОСТИ РЕДУКЦИИ В ДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ И ГОРЕНИЯ СПРЕЯ РЫТОВА О. В., ЩЕПАКИНА Е. А.	550
АНАЛИЗ ЯВЛЕНИЯ ЗАТЯГИВАНИЯ ПОТЕРИ УСТОЙЧИВОСТИ В ДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЭЛЕКТРОКАТАЛИТИЧЕСКОЙ РЕАКЦИИ ФИРСТОВА Н. М., ЩЕПАКИНА Е. А.	552
ПОЧТИ ПИФАГОРОВЫ ТРОЙКИ НАТУРАЛЬНЫХ ЧИСЕЛ И СООТВЕТСТВУЮЩИЕ ТРЕУГОЛЬНИКИ ЦЫКИН Д. Ю., АЛЯКИН В. А.	554

**МЕЖДУНАРОДНАЯ МОЛОДЁЖНАЯ НАУЧНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ
«XIV КОРОЛЁВСКИЕ ЧТЕНИЯ»,
посвящённая 110-летию со дня рождения академика С. П. Королёва,
75-летию КуАИ-СГАУ-СамГУ-Самарского университета
и 60-летию со дня запуска первого искусственного спутника Земли**

Сборник трудов

3-5 октября 2017 г.

Том 1

Научный редактор: канд. физ.-мат. наук М.А. Шлеенков
Корректор: Е.П. Долгова
Вёрстка: Т.В. Верховская

Подписано в печать 30.09.2017 г. Формат 60×84 1/8.
Бумага офсетная. Усл. печ. л. 71,6.
Тираж 250 экз. Заказ

ISBN 978-5-7883-1183-8



Издательство Самарского университета,
443086, г. Самара, Московское шоссе, д. 34.

Отпечатано: ООО «ТИПОГРАФИЯ ГРИНВИЧ»,
г. Самара, Московское шоссе, д. 177А.