

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЁВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)



**МЕЖДУНАРОДНАЯ МОЛОДЁЖНАЯ НАУЧНАЯ
КОНФЕРЕНЦИЯ
"XII КОРОЛЁВСКИЕ ЧТЕНИЯ"**

СБОРНИК ТРУДОВ

Том 1

1 – 3 октября 2013 г.

САМАРА

ХII Королёвские чтения: Международная молодёжная научная конференция, Самара, 1-3 октября 2013 года: Тезисы докладов.

Самара: Издательство СГАУ, 2013, 272 с.

ISBN 978-5-7883-0952-1

В сборнике представлены тезисы докладов, в которых изложены результаты научно-исследовательской работы студентов, аспирантов, молодых учёных и специалистов по вопросам космической и авиационной техники, а также других наукоёмких отраслей промышленности. По установившейся традиции публикуется биография одного из «пионеров» космонавтики, академика А. Ф. Боголюбова, 100-летие которого отмечается в 2013 году.

Издание материалов конференции осуществлено при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 13-08-06843_мол_г) и Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках мероприятия I.3 «Создание условий для обмена опытом, знаниями, идеями в рамках коллективных научных мероприятий» Программы развития деятельности студенческих объединений Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета).

ПРОГРАММНЫЙ КОМИТЕТ

Международной молодёжной научной конференции «ХII Королёвские чтения»

Председатель - ректор СГАУ, д-р техн. наук, профессор

Шахматов Е.В.

Члены комитета:

- заместитель председателя Правительства Самарской области, министр экономического развития, инвестиций и торговли Самарской области
- министр промышленности и технологий Самарской области
- министр образования и науки Самарской области
- генеральный директор ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс»
- исполнительный директор ОАО «Кузнецов»
- президент СГАУ, член-корреспондент РАН
- председатель Президиума Самарского научного центра РАН, академик РАН
- генеральный директор Всероссийского института авиационных материалов (ВИАМ), академик РАН
- исполнительный директор ЦАГИ, член-корреспондент РАН
- первый заместитель генерального конструктора РКК «Энергия», член-корреспондент РАН

Кобенко А. В.

Безруков С. А.

Пылёв В. А.

Кирилин А. Н.

Якушин Н. И.

Сойфер В. А.

Шорин В. П.

Каблов Е. Н.

Чернышев С. Л.

Микрин Е. А.

ОРГАНИЗАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

Председатель – проректор по науке и инновациям, д-р техн. наук, профессор

Прокофьев А.Б.

Зам. председателя – начальник управления подготовки научных кадров, канд. техн. наук, доцент

Кучеров А. С.

Члены оргкомитета:

- декан факультета летательных аппаратов, д-р техн. наук, профессор
 - декан факультета двигателей летательных аппаратов, д-р техн. наук, профессор
 - декан факультета инженеров воздушного транспорта, канд. техн. наук, доцент
 - декан инженерно-технологического факультета, канд. техн. наук, доцент
 - декан радиотехнического факультета, канд. техн. наук, доцент
 - декан факультета информатики, канд. физ.-мат. наук, доцент
 - декан факультета экономики и управления, канд. техн. наук, доцент
 - декан факультета базовой подготовки и фундаментальных наук, д-р техн. наук, профессор
 - директор института печати, д-р техн. наук, профессор
- Секретарь оргкомитета, помощник проректора по науке и инновациям

Кирпичёв В. А.

Ермаков А. И.

Тихонов А. Н.

Хардин М. В.

Кудрявцев И. А.

Коломиец Э. И.

Павлов О. В.

Изжеуров Е. А.

Нечитайло А. А.

Верховская Т. В.

АДРЕС: 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34, СГАУ, корпус За, ауд. 210

Справки по телефону (846) 267-43-14

У ИСТОКОВ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЭЛЕКТРОНИКИ

В 2013 году исполнилось 100 лет со дня рождения Алексея Фёдоровича Богомолова, одного из «пионеров» отечественной космонавтики.



А. Ф. Богомолов родился 2 июня 1913 года в деревне Ситское Калужской области. После окончания школы работал электромонтажником, бригадиром, старшим электриком в организации «Стройэлектро» г. Москвы. В 1938 году с отличием закончил Московский энергетический институт. Во время Великой Отечественной войны ушёл на фронт; командовал взводом, затем служил инженером по радиолокации в зенитно-артиллерийских частях Ленинградского Фронта. А. Ф. Богомолов награждён орденом Красного Знамени, медалями «За оборону Ленинграда», «За победу над Германией».

С 1945 года Алексей Фёдорович работал в МЭИ на кафедре Радиотехнических приборов. В 1955 году он был избран заведующим кафедрой и возглавлял её в течение 20 лет. В 1954 году А. Ф. Богомоловым был издан один из первых отечественных учебников по радиолокации.

С 1954 по 1989 годы Богомолов являлся главным конструктором и директором ОКБ МЭИ. А. Ф. Богомолов и возглавлявшийся им коллектив сотрудников ОКБ являются создателями средств радиотелеметрии и траекторных измерений, обеспечивших разработку и испытания первых баллистических ракет, межконтинентальных ракет, запуск первых искусственных спутников Земли, проведение научных экспериментов в космосе.

Под руководством А. Ф. Богомолова была создана первая в мире космическая радиотелеметрическая система «Трал», а на её базе – информационно-измерительная система для искусственных спутников Земли серии «Космос»; с этой аппаратурой было осуществлено более 2000 удачных пусков. Полёты всех космонавтов от Гагарина до Леонова и Беляева были обеспечены телевидением, телеметрией и траекторными измерениями с помощью аппаратуры, созданной под руководством А. Ф. Богомолова.

В 1960-1965 годах по проекту Богомолова были сооружены антенны с диаметром зеркала 32 метра, а затем – с диаметром 64 м для обеспечения связи с исследовательскими космическими аппаратами, запускаемыми к планетам Солнечной системы.

По словам руководителя подготовки советских космонавтов Николая Петровича Каманина, сказанные им на праздновании 50-летнего юбилея Богомолова, «Алексей Фёдорович сам молод душой и опирается на молодой студенческий коллектив. Вся радиоэлектроника, работающая сейчас в космосе и на ракетах, создана коллективом, возглавляемым А. Ф. Богомоловым».

Значительный вклад внёс А.Ф. Богомолов в работы по обеспечению территории страны телевизионным вещанием.

С именем Богомолова А.Ф. связаны глубокие исследования проблем радиолокационного картографирования. В 1983 - 1984 годах с помощью специально созданного космического радиолокатора, установленного на космических аппаратах «Венера-15» и «Венера-16», осуществлено картографирование поверхности северного полушария Венеры и создан атлас её поверхности.

Заметная роль принадлежит А. Ф. Богомолову в организации и развитии международного сотрудничества в области космоса, прежде всего – в советско-индийской кооперации по обеспечению приёма информации с индийских ИСЗ и управлению их полётом.

В 1966 году Богомолов А. Ф. избран действительным членом АН СССР.

А. Ф. Богомолов пользовался большим уважением и доверием со стороны С. П. Королёва. Академик А. Ф. Богомолов входил в состав Совета Главных конструкторов, возглавлявшегося Сергеем Павловичем. Личная дружба связывала его со многими выдающимися деятелями ракетно-космической техники и радиоэлектроники: А. Г. Иосифьяном (по определению Королёва, «главным электриком всех ракет»), ведущими разработчиками систем управления М. И. Борисенко и Б. Е. Чертоком и многими другими.

Вклад Алексея Фёдоровича Богомолова в развитие космических исследований отмечен званием Героя Социалистического Труда, Ленинской премией и Государственными премиями СССР, золотой медалью АН СССР имени А. С. Попова, тремя орденами Ленина.

Секция 1.

Проблемы космических полётов и эксперименты в космосе

Подсекции:

- ракетостроение и космические аппараты
- динамика полёта, навигация и управление движением летательных аппаратов
- приборы и системы для космических исследований

УДК 629.78

СРАВНЕНИЕ КОНСТРУКЦИЙ СОЛНЕЧНЫХ ПАРУСОВ РОТОРНОГО И КАРКАСНОГО ТИПА

Арнакова Е. Ф.

Научный руководитель: Старинова О. Л., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Современный уровень развития науки и техники позволяет реализовать солнечный парус (СП) как эффективный движитель космических аппаратов (КА), не требующий затрат рабочего тела для реализации широкого ряда задач. В настоящее время существует ряд проблем при создании и моделировании поведения КАСП, таких, как развёртывание, управление ориентацией, создание конструкции большей площади, но малой массы. Целью данного исследования является анализ эффективности различных конструкций СП (с точки зрения возможности управления ориентацией) на основе моделирования динамики движения относительно центра масс.

Рассматриваются два основных типа конструкции СП: каркасная и роторная. Выделенные особенности моделирования управления ориентацией КА с СП приведены в таблице 1.

Таблица 1

Вид конструкции	Особенности
Каркасная	- Жёсткость обеспечивается за счёт упругого каркаса. - Управление ориентацией может проводиться за счёт смещения центра масс относительно центра светового давления или управления положением центра светового давления. - Жёсткие требования к удельной массе каркаса при значительной изгибающей нагрузке.
Роторная	- Жёсткость обеспечивается только центробежными силами. - Управление ориентацией возможно только за счёт смещения центра светового давления. - При моделировании необходимо учитывать гироскопические моменты от вращающихся частей конструкции

Разработана математическая модель программных разворотов КА с различными типами СП относительно центра масс. Проведенное моделирование показало, что для каркасной конструкции парусность быстрее уменьшается с увеличением абсолютных размеров паруса, чем для СП роторного типа. Однако программные развороты КА с каркасным парусом могут осуществляться с большей угловой скоростью, то есть за меньшее время.

УДК.629.76+Ц50

К ВОПРОСУ МОДЕРНИЗАЦИИ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО СПАСЕНИЯ И ПРОЕКТИРОВАНИЯ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ

Астахова М. А., Бурназян О. С.

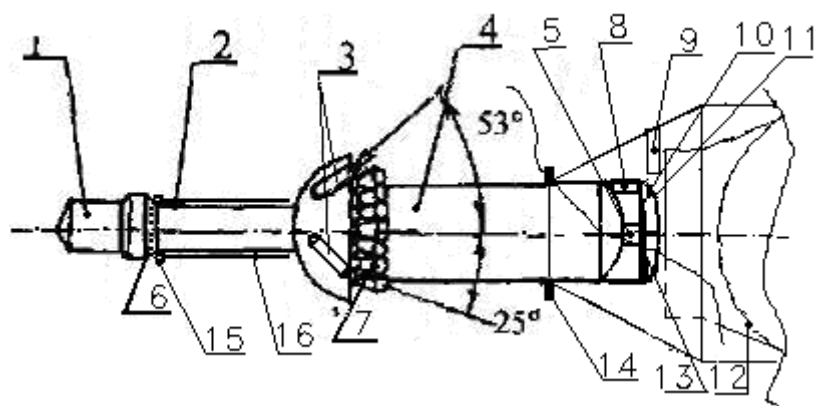
Научные руководители: Шулепов А. И., канд. техн. наук, доцент,

Степанцов И. С., канд. техн. наук, ведущий инженер

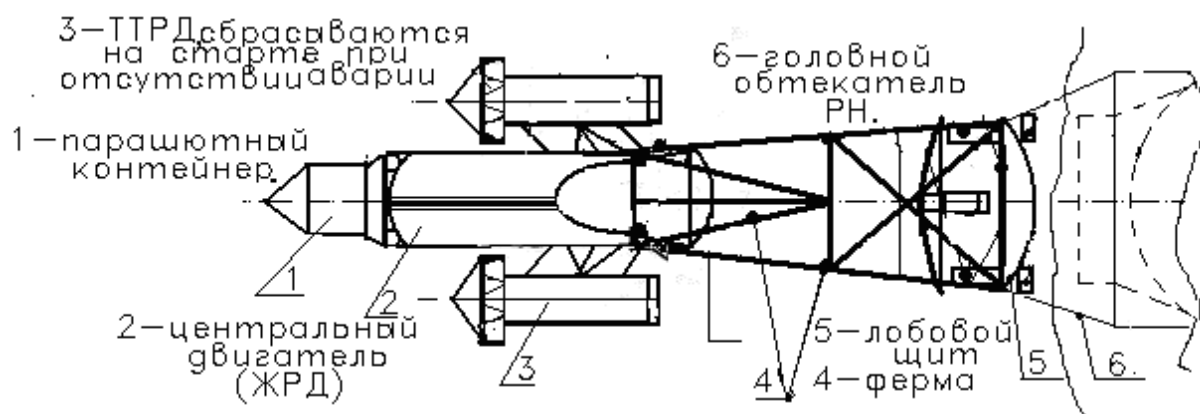
Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика

С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Результаты проведённых исследований показали целесообразность модернизации САС путём введения парашютной системы вместо балансировочного груза и проектирования перспективной многофункциональной САС с ЖРД с последующим переводом её на твёрдотопливную двигательную установку.



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 (4шт.); 9 – двигатели разделения створок головного обтекателя; 10 – амортизационная подушка ; 11 – лобовой щит ; 12 – КА; 13 – силовой шпангоут; 14 – узел подвески антенн радиомаяка; 15 – антенны радиомаяка



Библиографический список

1. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы). Учебник для технических вузов / В. П. Мишин, В. К. Безвербый, Б. М. Панкратов и др.; под ред. В. П. Мишина. - М.: Машиностроение, 1985. –360с.

УДК 629.7.067.8

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ANSYS ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ВОЗДЕЙСТВИЯ МЕТЕОРНЫХ ЧАСТИЦ НА ЗАЩИТУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Бабенко А. В.

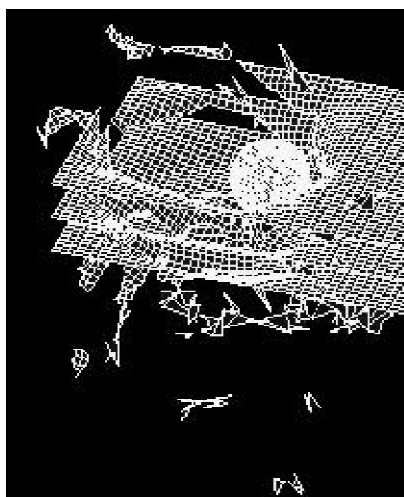
Научный руководитель: Сёмкин Н. Д., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В данной работе рассмотрена контактная задача о внедрении метеорной частицы в защиту космического аппарата. Для решения задачи использован метод конечных элементов, который реализован в программном комплексе ANSYS.

Целью исследований было смоделировать воздействие метеорной частицы на различные виды защиты космических аппаратов и выявить конструкции, наиболее стойкие к высокоскоростному удару.

На рисунке 1 представлена конструкция, состоящая из трёх алюминиевых пластин, пробиваемая стальным шариком, который подлетает к пластинам под углом. Для упрощения расчётов допускается, что метеорная частица имеет сферическую форму и состоит из железа.



*Рис. 1. Контактное взаимодействие метеорной частицы
с защитой космического аппарата*

Конечно-элементная модель была построена из элементов типа Thin shell 163. Для многослойной защиты применялась модель материала Plastic Kinematic, для метеорной частицы - Rigid Material. Каждый слой защиты космического аппарата был закреплён по краям. На рисунке 1 метеорная частица не деформируется, но также рассматривались случаи, когда метеорная частица дробилась.

Было рассмотрено высокоскоростное взаимодействие метеорных частиц с различными видами конструкций защиты космического аппарата. Сделаны выводы о том, какой вид конструкции лучше применять в определённых диапазонах скоростей и диаметров метеорных частиц.

УДК 629.76.78

МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ СЕТЧАТОЙ КОМПОЗИТНОЙ СПИЦЫ ЗОНТИЧНОЙ АНТЕННЫ С КВАДРАТНЫМ ПОПЕРЕЧНЫМ СЕЧЕНИЕМ

Бакаенко В. Д.

Научный руководитель: Лопатин А. В., д-р техн. наук, профессор

Сибирский государственный аэрокосмический университет
имени академика М. Ф. Решетнёва, г. Красноярск

Сетчатые композитные спицы зонтичных антенн состоят из системы спиральных и кольцевых рёбер, выполненных из однонаправленного композиционного материала, обладающего высокой удельной жёсткостью и прочностью. В сетчатых конструкциях ребра являются основными несущими элементами, которые обеспечивают одновременную мембранную и изгибную жесткость.

Моделирование и численный анализ сетчатой спицы с квадратным поперечным сечением (рис. 1) осуществлялись с помощью конечно-элементного программного пакета ANSYS. На языке параметрического моделирования APDL был написан макрос для автоматического создания геометрии и конечно-элементной модели конструкции.

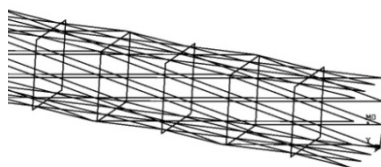


Рис. 1. Сетчатая спица с квадратным поперечным сечением

Разработанный макрос позволяет в автоматическом режиме генерировать конечно-элементные модели сетчатых спиц с различными геометрическими параметрами. Он также даёт возможность проводить анализ устойчивости спицы с несколькими модификациями конечно-элементных моделей. Это, в свою очередь, позволяет оценивать влияние структурных параметров на величину критической нагрузки.

Рёбра сетчатой спицы моделировались трёхмерными балочными элементами BEAM188. Элемент построен на основе модели Тимошенко, в которой учитываются деформации поперечного сдвига. Исследовались сетчатые конструкции со стороной квадрата 0,5 м и длиной 10 м. Поперечное сечение спиральных ребер имеет размеры 5х5 мм, а сечение кольцевых ребер - 4х5 мм. Рёбра изготавливаются из углепластика М46J. Анализ устойчивости был проведён для консольно-закреплённых сетчатых спиц, нагруженных на свободном краю осевой сжимающей силой. Форма потери устойчивости спицы приведена на рис. 2.

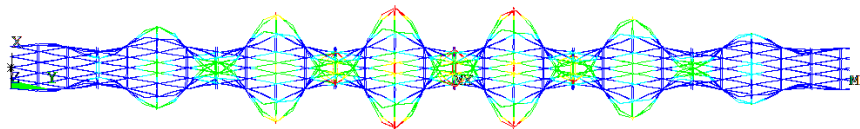


Рис. 2. Форма потери устойчивости сетчатой спицы

Результаты, полученные в работе, могут быть использованы при проектировании композитных сетчатых спиц трансформируемых зонтичных антенн современных космических аппаратов.

УДК 629.13.01

ОЦЕНКА НАГРУЖЕНИЯ КОНСТРУКЦИИ КА ПРИ КОНСОЛЬНОЙ ТРАНСПОРТИРОВКЕ ЖЕЛЕЗНОДОРОЖНЫМ ТРАНСПОРТОМ

Баляков Д. Ф., Герус А. А., Мироненко Е. Д., Похильченко Я. Л., Снытко А. В.

Научный руководитель: Соловьёва Т. И., начальник сектора

Сибирский государственный аэрокосмический университет
имени академика М.Ф Решетнёва, г. Красноярск

ОАО «Информационные спутниковые системы имени академика М.Ф Решетнёва»,
г. Красноярск

Оценка функций нагружения частей КА для режима его транспортирования по железной дороге основывается на исследовании реакции нелинейной системы «вагон – космический аппарат» на внешнее кинематическое воздействие со стороны пути и со стороны смежных вагонов [1]. В общем случае вибрация платформы может представляться в виде стационарного широкополосного процесса, на который накладываются нестационарные колебания с частотой порядка 40 Гц [2]. Нестационарное нагружение характеризуется сравнительно большими значениями перегрузок в продольном направлении, максимальные значения которых необходимы для оценки требуемых диапазонов несущей способности и жесткости аппарата. При железнодорожной транспортировке возмущающие факторы складываются из стыковых и случайных геометрических неровностей пути.

Анализ нагружения проводится на базе конечно-элементной модели космического аппарата «Express 2000».

При квазистатическом анализе КА получены следующие значения усилий в сечениях:

Случай нагружения	Сечение		
	Сечение 1 (крепление адаптера аппарата к платформе)	Сечение 2 (стыковка адаптера с аппаратом)	Сечение 3-3 (внутреннее крепление элементов конструкции аппарата)
	Действующая сила, Н		
1	13 822	239	276
2	13 835	229	217
3	10 822	229	346
4	13 828	494	276
огигающая	13 828	494	346

При данных значениях перегрузки получено указанное значение коэффициента безопасности:

№	Коэффициент перегрузки			Коэффициент безопасности
	X	Y	Z	
1	±1.5	-1±0,5	-	1.5

Полученные значения нагрузок удовлетворяют заданным нормам по транспортированию КА железнодорожным транспортом.

Библиографический список

1. Измерение и анализ случайных процессов/Дж. Бендат., А. Пирсол – М.: Мир, 1971. – 408 с.
2. Прочность, вибрация и надежность конструкции летательного аппарата/ В.Ф. Гладкий – М.: Наука, 1975. – 454 с.

УДК 621.45

ГАШЕНИЕ В РЕГУЛИРУЕМЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ ТВЁРДОГО ТОПЛИВА

Бачурин А. Б., Стрельников Е. В.

Научный руководитель: Целищев В. А., д-р техн. наук, профессор

Уфимский государственный авиационный технический университет, г. Уфа

Актуальная на сегодняшний день проблема использования наиболее перспективных по сравнению с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ) в качестве двигательных установок верхних ступеней баллистических ракет связана с необходимостью применения специальных методов сброса тяги или её полного обнуления в момент достижения ракетой необходимой скорости полета. Выполнение данного условия обеспечивается за счёт впрыска жидкости в камеру сгорания, приводящего к гашению твёрдотопливного заряда и прекращению работы двигателя. Данный способ регулирования является одним из наиболее перспективных, но у него имеется один существенный недостаток, связанный с возможностью повторного несанкционированного воспламенения заряда твёрдого топлива. Основными причинами возникновения данной ситуации являются:

1) недостаточное для гашения заряда количество впрыснутого в камеру сгорания хладагента, в результате которого количество выделившегося тепла превышает количество поглощенного;

2) низкая дальнобойность струи (связанная с противодавлением в камере), из-за которой впрыскиваемый хладагент не долетает до горячей поверхности твёрдого топлива, испаряясь и образуя парогазовую смесь.

Для изучения влияния данных факторов на процесс гашения и изменения внутрибаллистических параметров системы была разработана математическая модель и проведено численное моделирование впрыска хладагента в камеру сгорания. В качестве исследуемой конструкции использовалась схема регулируемого РДТТ, разработанная в УГАТУ, включающая в себя две подсистемы управления: центральным телом и впрыском хладагента [1]. Исполнительным механизмом в данной конструкции выступил регулятор расхода, поддерживающий постоянство расхода независимо от изменения давления и конструктивно состоящий из последовательно включённых редукционного клапана (клапана перепада давлений) и дросселя.

По результатам моделирования:

1) получены характеристики, свидетельствующие об увеличении радиуса и дальнобойности струи впрыскиваемого хладагента при уменьшении коэффициента сопротивления ($C_{C1} > C_{C2} > C_{C3}$) и об уменьшении заброса по давлению и более интенсивном его падении при уменьшении количества хладагента ($Q1 > Q2 > Q3$);

2) введён критерий надёжного и стабильного погасания заряда твёрдого топлива по термодинамическим параметрам, согласно которому количество поглощённого тепла должно быть больше или равно количеству тепла, выделившегося при гашении.

Библиографический список

1. Ахметов Ю. М., Бачурин А. Б., Стрельников Е. В., Целищев В. А. Регулируемый ракетный двигатель твёрдого топлива многократного включения/ Пат. № 2443895, опубл. 27.02.2012.

УДК 629.76/.78

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ФИТИНГА ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ВЫСОКОТОЧНОГО РЕФЛЕКТОРА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Бердникова Н. А.

Научный руководитель: Лопатин А. В., д-р техн. наук, профессор

Сибирский государственный аэрокосмический университет
имени академика М. Ф. Решетнёва, г. Красноярск

Антенна космического аппарата представляет собой офсетную однозеркальную конструкцию, состоящую из рефлектора и облучающей системы (рис. 1). Рефлектор контурного типа выполнен в виде трёхслойной оболочки с углепластиковыми обшивками и кевларовым сотовым заполнителем.

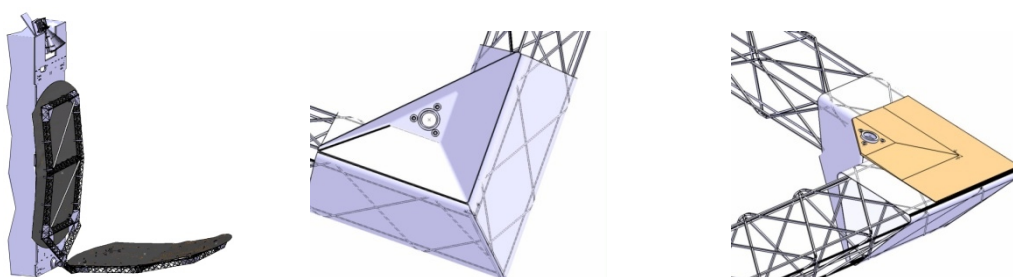


Рис. 1. Антенна и элементы подкрепляющей сетчатой конструкции

Рефлектор подкреплён композитной сетчатой рамой, части которой соединены фитингами из тканого углепластика. Фитинг состоит из опорной пластины и уголков (рис. 2).

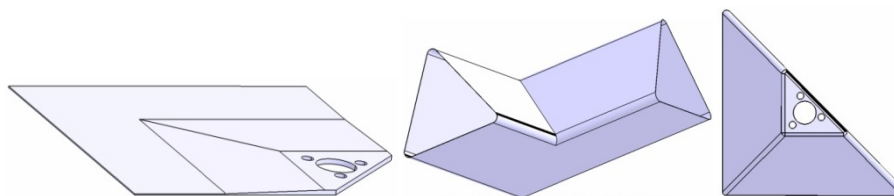


Рис. 2. Части композитного фитинга

В пакете MSC Nastran была создана конечно-элементная модель фитинга. Края отверстия опорной пластины жёстко закреплялись. Такие граничные условия позволяют имитировать закрепление собранной антенны на корпусе космического аппарата. Фитинги нагружались усилиями, приложенными к вершинам уголков. На рис. 3 показаны перемещения для двух случаев нагружения.

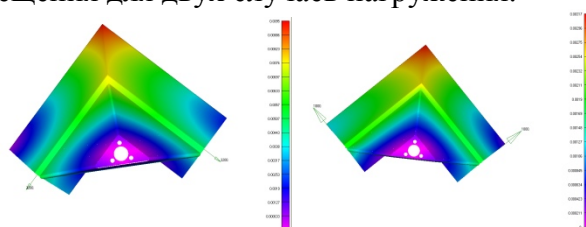


Рис. 3. Перемещения, возникающие в конструкции фитинга

Созданная конечно-элементная модель позволила подобрать толщины пластинчатых элементов фитинга, исходя из требуемых перемещений и необходимых запасов прочности конструкции.

УДК 629.78

СРАВНЕНИЕ ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РАЗЛИЧНЫХ ПРОЕКТОВ КА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ

Горбунова И. В.

Научный руководитель: Салмин В. В., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Перспективным направлением космонавтики является исследование космического пространства космическими аппаратами с солнечным парусом (КАСП). Использование давления солнечного света в качестве движителя позволяет обходиться без запасов топлива, что снижает массу и увеличивает длительность функционирования КАСП. Такие аппараты могут использоваться для обнаружения плазменных штормов, исследования космоса, ретрансляции энергии, теле- и радиосвязи, освещения районов Земли, очистки космоса от технологического «мусора», межпланетных перелётов, создания крупных антенн в космосе для разведки полезных ископаемых и др.

Самой простой и надёжной (но имеющей более низкую парусность) является каркасная конструкция солнечного паруса. Преимущество такой конструкции заключается в надёжной фиксации парусов - они не могут свернуться и ими легко управлять. Другой тип - так называемая «конструкция роторного типа». Для этих КА парус выполнен в виде полотнищ различной формы, свёрнутых и закреплённых на центральном теле. Раскрытие и поддержание формы парусов этого типа обеспечивается центробежными силами, создающимися за счёт вращения. Такая конструкция обеспечивает более высокую парусность.

В данной работе автором проводится совместное моделирование управляемого движения, динамики вращения и поведения элементов конструкции для КАСП двух этих видов. Рассматривается поведение КА с солнечным парусом при выполнении маневра набора скорости в сфере действия Земли. В соответствии со сценариями функционирования КАСП выделены типичные опасные ситуации. Получены нагрузки, действующие на КАСП в этих ситуациях: со стороны сил сопротивления верхних слоев атмосферы; светового давления, центробежных сил инерции; управляющих и гравитационных моментов.

Проведено конечно-элементное моделирование поведения конструкции КАСП для наиболее опасных случаев. Получены рекомендации по выбору высоты стартовой орбиты и оптимального закона управления. Проведено сравнение вышеописанных классов конструкции КАСП для парусов одинаковой площади.

В результате проектно-баллистического анализа показана возможность совершения геоцентрических маневров КАСП заданной конструкции. Получена критическая высота полета КА, ниже которой миссия КА будет невыполнима без потери устойчивости и разрушения конструкции. Получены рекомендации по выбору законов управления движением, позволяющие расширить диапазон функционирования КАСП.

Библиографический список

1. Kawaguchi J. et al. World's First Solar Power Sail Demonstration Flight in Interplanetary Cruise in 2010 //59th International Astronautical Congress, IAC-08 A. – 2008. – Т. 3.
2. Ишков, С. А. Оптимизация и моделирование движения КА с солнечным парусом [Текст]/ С. А. Ишков, О. Л. Старинова// Изв. Самарского Науч. Центра Рос. Акад. Наук.- Т 7.- №1(13).- Самара, 2005. - С.99-106.

УДК 629.78 (075)

**РАСЧЁТ ОБЪЁМА ИНФОРМАЦИОННЫХ ПОТОКОВ МЕЖДУ
КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ НАБЛЮДЕНИЯ
И СПУТНИКОМ-РЕТРАНСЛЯТОРОМ**

Ильмухин Д. Ю.

Научный руководитель: Волоцуев В. В., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В настоящее время развивается идея ретрансляции космических данных от космических аппаратов (КА) через спутники связи в наземные центры приёма, обработки, хранения и распространения космической информации наблюдения. Причиной является стремительное возрастание потоков получаемых космических данных при внедрении на перспективных спутниках новых съёмочных систем со сверхвысокой пространственной разрешающей способностью, гиперканальностью и большими полосами захвата.

Для записи и хранения на борту КА чрезмерно больших объёмов космической информации наблюдения требуется весьма большое увеличение ёмкости запоминающих устройств, что является экономически и технически неудобным. Возможно возникновение сложных технических проблем при приёме на наземные антенны больших потоков космической информации наблюдения из бортовых запоминающих устройств. Особенно возрастут эти проблемы при одновременной эксплуатации многоспутниковых систем. Соответственно, требуется решение задачи оптимизации потоков космической информации наблюдения, в частности за счёт использования спутников-ретрансляторов, движущихся по геостационарной орбите.

Для повышения скорости передачи цифровой информации наблюдения в космическом пространстве актуальным вариантом является использование КА-ретранслятора, движущегося по геостационарной орбите. Системы на основе геостационарных спутников из-за постоянства их расположения над определённой точкой поверхности Земли обладают рядом преимуществ при организации глобальной связи. Связь осуществляется непрерывно из-за взаимного перемещения КА и пользовательского терминала во время сеанса связи, и к тому же отсутствует необходимость в организации межспутниковой связи (в отличие от низкоорбитальных систем).

На оперативность доставки информации наблюдения большое влияние оказывает время ожидания и достижение больших значений временных интервалов. Применение КА-ретранслятора в орбитальной группировке теоретически позволяет достигнуть значения времени ожидания, близкого к нулю.

УДК 629.7

НИЗКООРБИТАЛЬНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ С ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГОУСТАНОВКОЙ И ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

Иванушкин М. А.

Научный руководитель: Волоцуев В. В., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Низкоорбитальные космические аппараты (НКА) используются для решения прикладных задач в околоземном пространстве (спутники связи, зондирование поверхности Земли). Для увеличения мощности электропитания на перспективных проектируемых НКА предлагается исследовать возможность использования ядерных источников электроэнергии.

Для определения целесообразности использования ядерной энергоустановки (ЯЭУ) в качестве источника электроэнергии проведём анализ массовых, габаритных и энергетических характеристик солнечных и ядерных источников питания. Построим зависимости электрической мощности, вырабатываемой солнечной батареей, от её площади:

$$N_{\text{ср}} = N_{\text{уд}} \cdot S_{\text{сб}} \cdot \cos(\alpha_{\text{ср}}), \text{ где } N_{\text{уд}} = 140 \text{ кВт/м}^2, \cos(\alpha_{\text{ср}}) = 0,6.$$

Также определим зависимость массы солнечной батареи от её площади (рис. 1):

$$m_{\text{сб}} = 20 \cdot S_{\text{сб}}.$$

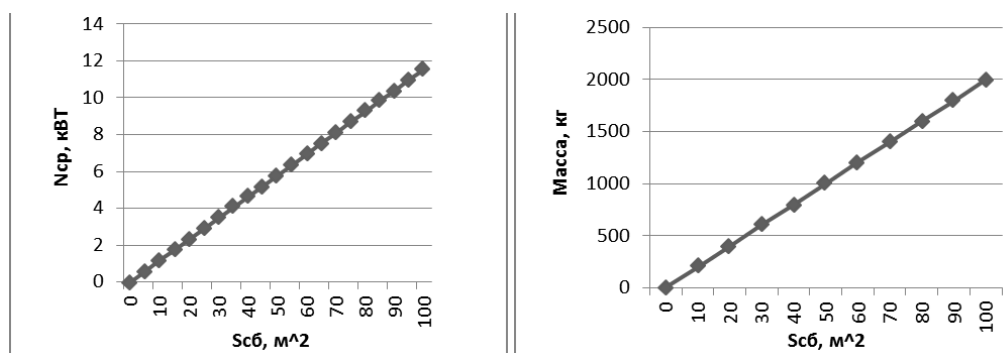


Рис. 1. Зависимость электрической мощности и массы от площади солнечных батарей

Далее, основываясь на известных технических характеристиках ЯЭУ (таблица 1), можно сделать вывод, что наиболее перспективной моделью ЯЭУ является «Топаз». Далее, сравнивая его электрическую мощность с электрической мощностью солнечных батарей (рис. 1), определяем требуемую для этой мощности площадь и массу.

Таблица 1. Технические характеристики ЯЭУ

Наименование	Тепловая мощность, кВт	Электрическая мощность, кВт	Масса, т
SNAP-10A	34	0,54	0,45
БУК	100	2,5	0,9
ТОПАЗ	150	7,0	1,2

Таким образом, при электрической мощности $N = 7 \text{ кВт}$ масса солнечных батарей $m_{\text{сб}} = 1250 \text{ кг}$, а масса ЯЭУ $m_{\text{яэу}} = 1200 \text{ кг}$.

В результате проведённых исследований можно сделать выводы:

1) При малой массе НКА использование ЯЭУ нецелесообразно, так как минимальная масса реактора соизмерима с массой такого спутника.

2) Для НКА «средней» и «тяжелой» массы при одинаковых величинах электрической мощности и массе источников электрической энергии (реактор и

солнечные батареи) ядерный реактор имеет на порядок меньшие габаритные размеры и момент инерции по сравнению с солнечными батареями.

Библиографический список

1. Козлов Д. И., Аншаков Г. П., Агарков В. Ф. Конструирование автоматических космических аппаратов (под ред. Д. И. Козлова) – М.: Машиностроение, 1996. – 448с.
2. Конструкции и проектирование КЛА (под ред. Н. И. Паничкина). – М.: Машиностроение, 1986 г. – 344 с.
3. Давыдов Е. И. Энергетические установки на базе солнечных батарей для космических летательных аппаратов. КуАИ, 1983.
4. Гришин С. Д., Лесков Л. В. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов. - М.: Машиностроение, 1989. – 216 с.

УДК 629.7

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ РАЗВОРОТА КОСМИЧЕСКОГО
АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ**

Клещерёв Е. С.

Научный руководитель: Старинова О. Л., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Основной проблемой программы исследования дальнего космоса остаются большие материальные затраты на их осуществление. Актуальной является задача повышения эффективности космической техники. Одним из возможных путей решения этой задачи является использование перспективных двигательных систем с высокими техническими данными, основанных на новых физических принципах. Солнечный парус (СП) обеспечивает отсутствие расхода рабочего тела, в отличие от двигателей на химическом и реактивном топливе. Это позволяет уменьшить стартовую массу космического аппарата (КА) и, следовательно, затраты на осуществление проектов.

Рассматриваемый КА (прототип - японский IKAROS [1]) имеет тонкий отражающий парус, который создает тягу за счёт давления солнечного ветра. Для того, чтобы изменять направление этой тяги и управлять движением такого КА, нужно изменять угол, под которым свет падает на парус. Для этого нужно изменять положение КА. Специалисты JAXA предложили часть паруса составить из жидкокристаллических пленочных экранов с переменным коэффициентом отражения. При подаче на них тока они изменяют коэффициент отражения от идеального зеркала до рассеивающей поверхности.

В данной работе рассматривается процесс переориентации солнечного паруса под действием разности сил светового давления. Уравнение вращательного движения КА с СП относительно центра масс в соответствии с теоремой об изменении кинетического момента имеет вид

$$\mathbf{J} \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} = \mathbf{M},$$

где $\mathbf{J}$ - тензор инерции КА, $\mathbf{M}$ - момент внешних сил, приложенных к КА, $\boldsymbol{\omega}$ - вектор угловой скорости КА. Тензор инерции КА с СП $\mathbf{J}$ и момент внешних сил рассчитывались согласно с проектными данными прототипа [1]. Было проведено моделирование вращения КА относительно центра масс, получены результаты, подтверждающие возможность управления КА за счёт разности отражающих способностей поверхности паруса.

Библиографический список

1. Официальный сайт японского космического агентства JAXA [http: /
www.jaxa.jp / press / 2010 / 06 / 20100611_ikaros_e.html](http://www.jaxa.jp/press/2010/06/20100611_ikaros_e.html).

УДК 629.78 (075)

МОДЕРНИЗАЦИЯ ГРАФИЧЕСКОГО РЕДАКТОРА ДЛЯ ЗАДАЧ ВЫБОРА ПРЕДПОЧТИТЕЛЬНЫХ МЕСТ И УГЛОВ УСТАНОВКИ ВНЕШНИХ УСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЗЗ

Лепилов И. С.

Научный руководитель: Куренков В. И., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

На внешней поверхности космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) устанавливаются навесные элементы некоторых бортовых систем. К наиболее значимым элементам с точки зрения их влияния на облик КА относятся панели солнечных батарей, панели радиаторов охлаждения системы терморегулирования, антенные устройства передачи целевой информации, звёздные датчики системы ориентации, корпуса активных фазированных антенных решёток для радиолокационного наблюдения поверхности Земли, антенны системы спутниковой навигации. От мест установки на поверхности корпуса КА и углов ориентации навесных элементов зависит эффективность работы отдельных бортовых систем КА.

Для сокращения времени начального этапа проектирования КА ДЗЗ на кафедре летательных аппаратов СГАУ создано методическое и программное обеспечение для выбора мест и углов установки внешних устройств КА. При работе этого программного обеспечения учитываются параметры орбит, изменения пространственных координат КА в процессе орбитального движения и целевой работы, конфигурация корпуса КА с навесными элементами и др.

Однако данное программное обеспечение требует больших ресурсов компьютера. Дело в том, что алгоритм основан на методе имитационного моделирования, критериальные параметры рассчитываются на каждом расчётном шаге. Использование же мощных существующих редакторов, например, системы твердотельного моделирования SolidWorks, приводит к замедлению работы программы. Кроме того, при использовании такого рода редакторов возникают трудности в графической идентификации моделей навесных элементов отдельных бортовых систем.

Поэтому было принято решение создать упрощённый редактор твердотельных моделей КА и навесных устройств, который был бы достаточен для решения поставленных задач и позволил бы экономить ресурсы компьютера.

Такой редактор был создан. В одном из окон пользовательского интерфейса программы располагается 3D-область модели КА. Рядом находятся инструменты для выбора типа внешнего элемента, его конфигурации, ориентации и размеров. Имеются кнопки управления для настройки элементов и редактора, для добавления, изменения и удаления элементов. Для облегчения построения пространственной модели КА отображается дерево конструирования со всеми элементами внешних устройств в порядке их добавления в модель. Имеется также возможность подсвечивания моделей устройств, с которыми работает исполнитель в данный момент времени. В программе предусмотрены возможности построения новой модели КА, сохранения модели, загрузки ранее разработанной модели.

С применением разработанного графического редактора повышается скорость работы программы, можно рассматривать большее по сравнению с традиционными методами проектирования количество альтернативных вариантов установки внешних устройств КА для выбора лучших и тем самым повысить качество проектов.

УДК.629.76+Ц50

К ВОПРОСУ ПОРАЖЕНИЯ ВОЗДУШНОЙ ЦЕЛИ ПРИ АВИАЦИОННОМ СТАРТЕ ЗЕНИТНОЙ РАКЕТЫ

Ломака И. А.

Научные руководители: Шулепов А. И., канд. техн. наук, доцент,

Степанцов И. С., канд. техн. наук, ведущий инженер

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Рассматривается самолётный старт комбинированной зенитной ракеты, состоящей из базовой ракеты класса «Земля-воздух» (З-В) и ракеты класса «Воздух-воздух» (В-В). Вычислительная система самолётного старта выдаёт координаты цели и момент старта комбинированной ракеты, которая также определяет момент старта ракеты В-В. В случае поражения воздушной цели комбинированной ракетой задача считается выполненной. Такие схемы наведения могут использоваться комплексами противовоздушной обороны при превышении предельной дальности до воздушной цели для наземного зенитного комплекса. Иллюстрация схемы поражения цели приведена на рисунке 1.

По результатам проработки вариантов перехвата воздушной цели предложена схема, направленная на повышение мобильности и вероятности поражения воздушной цели (рис. 2), где интервалы ($E_0 - E_1$) - временные интервалы упреждения.

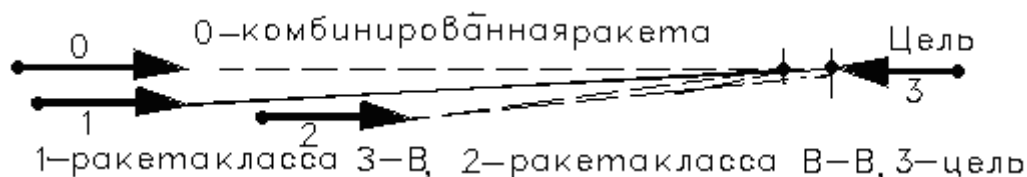


Рис. 1. Схема поражения цели

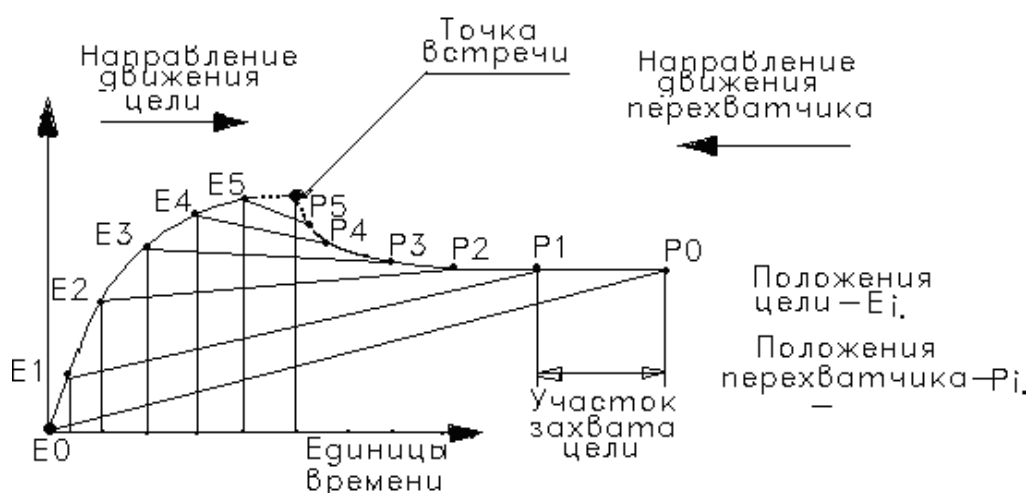


Рис. 2. Предлагаемая схема

Библиографический список

1. Н. Н. Красовский. Игровые задачи о встрече движений. - М.: Наука, 1970. - 420 с.
2. А. А. Лебедев, Л. С. Чернобровкин. Динамика полёта. - М.: Оборонгиз, 1962. - 549 с.

УДК.629.76

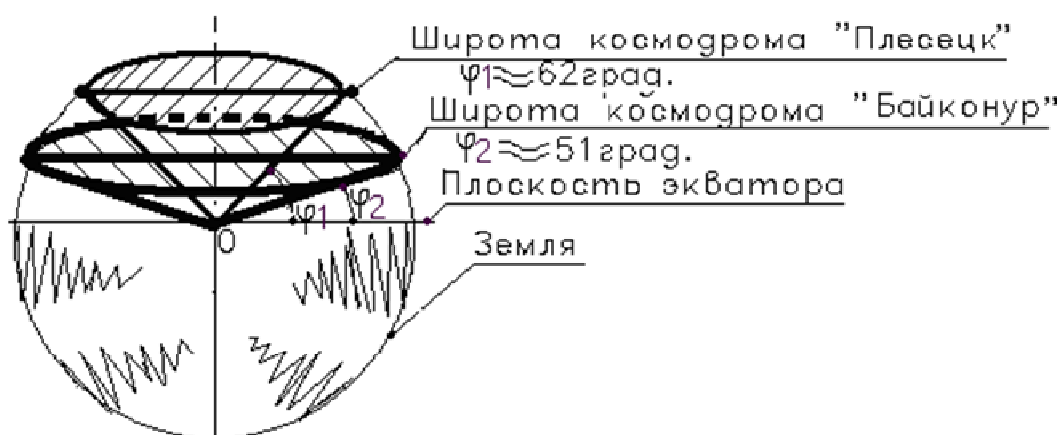
ИССЛЕДОВАНИЯ ПО РАСШИРЕНИЮ ДИАПАЗОНА НАКЛОНЕНИЙ ПЛОСКОСТЕЙ ОРБИТ ПРИ СТАРТЕ КРЫЛАТЫХ РАКЕТОНОСИТЕЛЕЙ В СЕВЕРНЫХ ШИРОТАХ

Ломака И. А.

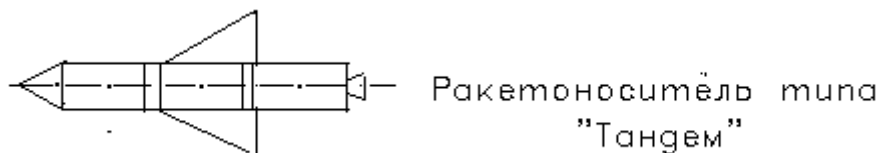
Научные руководители: Шулепов А. И., канд. техн. наук, доцент,
Степанцов И. С., к-т техн. наук, ведущий инженер

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Каждый космодром имеет своё предельное наклонение плоскости орбиты для
запуска полезной нагрузки.



Проведённые исследования по расширению диапазона наклонений плоскости орбиты к плоскости экватора в диапазоне от нуля до десяти градусов можно изменить с помощью крылатых ракетополетителей в момент их полёта на атмосферном участке при сохранении плоскости выведения полезной нагрузки. Во время полёта на атмосферном участке управление ракетополетителем (РН) осуществляется по трём каналам. На внеатмосферном участке плоскости крыльев отстреливаются с помощью пироустройств. На РН смешанной схемы (с боковыми блоками) устанавливаются крестообразные крылья.



Библиографический список

1. В. И. Куренков. Основы проектирования ракет – носителей. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика: учебное пособие / Под ред. А. Н. Кирилина. - Самара: Изд-во СГАУ, 2011. – 458 с.
2. 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. - 784 с.

УДК 629.78 (075)

ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК НИЗКООРБИТАЛЬНОГО ТРАНСПОРТНОГО МОДУЛЯ С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

Орлов Д.И.

Научный руководитель: Волоцуев В. В., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Из общего количества возможных транспортных задач, решаемых на низкой орбите, можно выделить следующие:

- перевод космического аппарата (КА) с опорной на рабочую орбиту;
- перевод КА с рабочей орбиты в плотные слои атмосферы;
- задача «инспектирования» орбит.

На низких орбитах высотой порядка 300÷500 км ощутимое влияние на характер движения оказывает возмущающее воздействие остаточной атмосферы Земли, которое приводит к уменьшению радиуса орбиты и входу КА в плотные слои. Величину возмущающего аэродинамического ускорения в текущий момент времени можно определить по формуле

$$\vec{a}_{ам} = s_{КА} \cdot r \cdot V \cdot \vec{V},$$

где r - плотность атмосферы, V - скорость КА относительно потока атмосферы, $s_{КА}$ - баллистический коэффициент КА.

Баллистический коэффициент, с одной стороны, влияет на эволюцию параметров движения КА, с другой стороны, зависит от проектных массово-геометрических характеристик транспортной системы, движущейся в верхних слоях атмосферы Земли.

При совместном анализе движения КА на низкой орбите и соотношении массово-геометрических характеристик с использованием систем автоматизированного проектирования сформированы проектные облики транспортных низкоорбитальных модулей с электроракетной двигательной установкой для перечисленных выше транспортных задач.

УДК 69.782

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ДАТ СТАРТА ПРИ ПЕРЕЛЁТЕ МТА С МАЛОЙ ТЯГОЙ НА ГСО

Пантелеева Е. А.

Научные руководители: Салмин В. В., д-р техн. наук, профессор,
Петрухина К. В., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

При проектировании космического аппарата (КА) с двигателями малой тяги важным условием является определение условий его освещённости, поскольку от этих условий зависит функционирование КА, использующего в качестве источника тока бортовые солнечные преобразователи. Эффективность же последних существенным образом зависит от взаимного расположения КА, Солнца и Земли и, в первую очередь, от расположения КА на освещённых и теневых участках орбиты.

В зависимости от даты старта $D_{\text{старта}}$, определяющей эфемериды Солнца, и начальной долготы восходящего узла Ω_0 , задающей начальную ориентацию плоскости орбиты относительно Солнца, траектория космического аппарата с солнечной ЭРДУ будет характеризоваться различным временем затенения.

Поставим задачу построения изолиний времен пребывания КА, совершающего перелет на ГСО, в тени Земли. Выполним серию расчётов для различных значений параметров Ω_0 , $D_{\text{старта}}$, с определённым шагом (рис. 1).

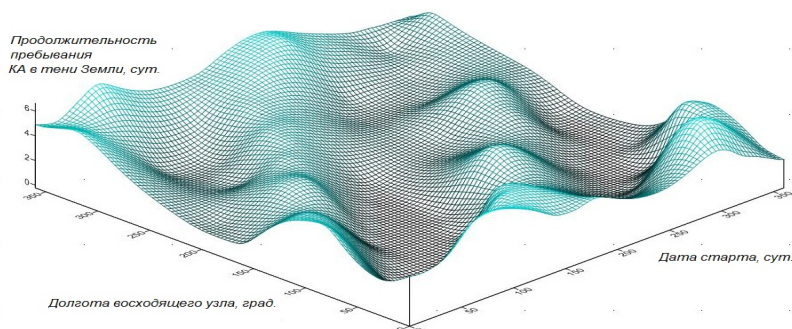


Рис. 1. Области равной продолжительности пребывания КА с ЭРДУ в тени Земли

При фиксированной дате старта можно добиться уменьшения времени пребывания КА в тени за счет оптимального выбора начальной ориентации плоскости орбиты (угла Ω_0).

Библиографический список

1. Петрухина К. В. Оптимизация баллистических систем перелётов между некомпланарными орбитами с помощью комбинации двигателей большой и малой тяги // Известия Самарского научного центра РАН. - Вып. 4. - 2010.
2. Салмин В. В. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика межорбитальных транспортных аппаратов с электрореактивными двигательными установками с использованием систем Solid Works: учеб. пособие/ В. В. Салмин, С. А. Ишков, О. Л. Старинова. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 82 с.

УДК 629.78 (075)

ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ ПОВЕРОЧНЫХ РАСЧЁТОВ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИЖЕНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Романцов А. В.

Научный руководитель: Куренков В. И., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

На начальных этапах проектирования ракет-носителей (РН) после оптимизации стартовой массы ракеты возникает задача проверки возможности вывода полезной нагрузки ракетой на опорную орбиту. Существуют методы оптимизации параметров траекторий движения РН, основанные на решении краевых задач сложной системы дифференциальных уравнений движения. Такие методы, как правило, используются на более поздних этапах проектирования, так как требуют знания многих параметров, которые на начальных этапах проектирования ещё не установлены. Однако проблема состоит ещё и в том, что оптимальная траектория не всегда может быть реализована с конкретными характеристиками тяги двигателей. При недостаточной силе тяги двигателей ракета вообще может не выйти на орбиту.

Поэтому актуальной является задача разработки программного обеспечения для поверочных расчётов параметров движения РН, при решении которой используются упрощённые уравнения движения. В таких уравнениях используется минимальный набор исходных данных: количество ступеней, массы ракетных блоков и топлива, силы тяги двигателей, секундные расходы топлива, аэродинамические силы и др.

В данной работе представлено программное обеспечение, основанное именно на упрощённых уравнениях движения. С помощью него можно осуществлять поверочные расчёты характеристик движения РН уже на начальных этапах проектирования.

Программное обеспечение разработано в системе программирования Delphi 7. Алгоритм основан на интегрировании упрощённых уравнений движения РН с учётом кривизны поверхности Земли и использовании приближённо-оптимальной программы угла наклона траектории. Интегрирование можно проводить либо методом Эйлера, либо методом Рунге-Кутты 4-го порядка.

В результате расчётов определяются параметры движения РН. В частности, определяются скорость ракеты в конце активного участка траектории, высота полёта, строятся графики изменения проектных и баллистических параметров ступеней ракеты-носителя в зависимости от времени движения. В программе предусмотрена возможность сохранения исходных данных и результатов расчёта в текстовые файлы, а также их загрузки после перерывов в работе.

Результаты расчёта появляются в специальных полях окон интерфейса программного обеспечения в виде таблицы или графиков после выполнения расчётов для всех ступеней РН. Результаты расчёта также можно просмотреть в протоколе расчёта. При желании протокол расчёта можно запомнить или распечатать.

С помощью интегрирования приведённых уравнений проверяется возможность реализации тактико-технических характеристик ракеты-носителя (высоты полёта, вектора скорости в конце активного участка траектории и т.п.) при принятых проектных характеристиках ракеты (стартовой массе ракеты, количестве ступеней, компонентов топлива и их масс, масс составных частей ракетных блоков и т.д.). Если заданные тактико-технические характеристики не достигаются, то производится коррекция массогабаритных и энергетических характеристик ракеты.

УДК 629.78

ПРОКЛАДКА БОРТОВОЙ КАБЕЛЬНОЙ СЕТИ В ОТСЕКАХ КЛА

Седов А. В.

Научный руководитель: Шулёпов А.И., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

На этапах эскизного проектирования приборных отсеков космических аппаратов одной из основных задач является снижение массы прокладываемых коммуникаций в отсеке за счёт уменьшения общей их протяженности. Значительную массу в космическом аппарате составляют силовые, информационные, оптоволоконные и другие кабели. Прокладка коммуникационной сети в отсеке космического аппарата по кратчайшему пути позволяет уменьшить массу проектируемого космического аппарата.

В работе рассматриваются вопросы, направленные на снижение массы бортовой кабельной сети (БКС) в отсеках космических аппаратов.

Разработан алгоритм решения задачи отыскания оптимального пути прокладки БКС. Разработано программное обеспечение в среде DELPHI с использованием встроенного графического приложения. В основу реализации алгоритма положен метод теории графов, реализующий нахождение рационального пути от одного блока к другому с учётом того, что блоки рассматриваются как препятствия на пути прокладки коммуникаций. Такой «волновой алгоритм» при грубых моделях описания компоновки на этапе эскизного проектирования позволяет при небольших затратах машинного времени получать предварительные схемы прокладки БКС и в дальнейших проработках опираться на них.

Кроме того, разработанное методическое обеспечение направлено на повышение энергетических возможностей базовой ракетно-космической техники. Снижение массы БКС позволяет увеличить массу полезной нагрузки. В работе приведены все необходимые расчёты, позволяющие подтвердить правильность выбора модели БКС и алгоритма решения.

УДК 629.13.01

ЗАРУБЕЖНЫЕ МЕТОДЫ ЗАЩИТЫ КБВД ОТ НЕСАНКЦИОНИРОВАННЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ

Снытко А. В., Мироненко Е. Д., Герус А. А., Баляков Д. Ф.

Научный руководитель: Ладыгин А. П.

Сибирский государственный аэрокосмический университет
имени академика М. Ф. Решетнёва, г. Красноярск

ОАО «Информационные спутниковые системы имени академика М. Ф. Решетнёва»,
г. Красноярск

Для новых космических аппаратов (КА) на базе платформы «Экспресс-4000» с весовыми характеристиками, превышающими энергетические возможности РН «Протон», прорабатывается концепция довыведения с использованием плазменных двигательных установок с ксеноновым баком высокого давления (КБВД) вместимостью до 500 кг.

В связи с длительным жизненным циклом изготовления и отработочных испытаний КБВД, а также его уязвимостью к ударным воздействиям, необходимо разработать меры предосторожности от несанкционированных воздействий на КБВД при выполнении с ним работ. Для КБВД должен быть проведен анализ угроз на уровне системы, должны быть идентифицированы потенциальные источники ударов и уровни энергии удара, установлены уровень давления КБВД при каждом потенциальном источнике удара, а также установлен перечень возможных опасных для бака событий.

Если не используются защитные покрытия (чехлы), то должны использоваться индикаторы, эффективность которых по предотвращению последствий удара, по своевременному обнаружению удара, энергия которого превышает защитные возможности покрытия (чехла), подтверждена экспериментально. Если испытания КБВД на остаточные напряжения не выполнялись, индикатор должен быть способен регистрировать удары энергией 6,8 Дж, наносимые полусферическим стальным ударником диаметром 13 мм.

При испытаниях КБВД, защищённой такой оболочкой, удар происходил на скоростях около 20 м/с и максимальное отклонение достигало значения 1,3 мм спустя 6 мс. Никаких остаточных деформаций не было при таких испытаниях. Эти результаты демонстрируют значительное улучшение КБВД по сравнению с образцом, защищённым только энзолитовой пеной.

На фоне активного развития технологий создания сосудов высокого давления для КА с использованием композиционных материалов за рубежом отечественный опыт в данной области невелик, а потому и опыт по защите КБВД от несанкционированных воздействий оставляет желать лучшего. Использование накопленных зарубежными странами наработок позволит сэкономить значительные средства отечественных фирм, работающих в данной области.

Библиографический список

1. ANSI/AIAA S-081-2000 «Space Systems – Composite Overwrapped Pressure Vessels (COPVs)». Стандарт НАСА от 19.12.2000 г.
2. Implementation Guidelines for ANSI/AIAA S-081: Space Systems Composite Overwrapped Pressure Vessels. Aerospace Report No. R-2003(8504)-1 20 January 2003.

УДК 629.78 (075)

**МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ
ДЛЯ ВЫБОРА ПРЕДПОЧТИТЕЛЬНЫХ МЕСТ И УГЛОВ УСТАНОВКИ
ПАНЕЛЕЙ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЗЗ**

Тарасов К. С.

Научный руководитель: Куренков В. И., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

На внешней поверхности космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) устанавливаются навесные элементы отдельных бортовых систем, в том числе и панели солнечных батарей (СБ) системы электропитания. Одним из условий повышения эффективности работы системы электропитания КА является установка неподвижных панелей СБ под такими углами в базовой системе координат, которые обеспечивали бы максимальное среднесуточное значение косинуса угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце (далее косинуса угла альфа).

При оценке среднесуточного значения этого угла необходимо учитывать параметры орбиты, нахождение КА на Солнце или в тени Земли, изменение номинального положения КА в процессе орбитального полёта, развороты КА при перенацеливании, ориентацию КА после отработки маршрута съёмки. Использовать аналитические методы для решения такой задачи не представляется возможным из-за большого количества факторов, влияющих на результат, в том числе и случайных. Поэтому для оценки среднего значения косинуса альфа выбран метод имитационного моделирования.

Суть моделирования заключается в следующем. Предварительно задаются углы установки плоскости панели СБ в базовой системе координат по крену и тангажу. Определяются координаты единичного вектора нормали к панели СБ также в базовой системе координат. На каждом шаге имитационного моделирования орбитального полёта и программных разворотов КА в той же системе координат определяются косинусы угла альфа. Если косинус угла альфа имеет положительное значение, то панель СБ освещена Солнцем, если отрицательное – то нет. На последующих циклах расчёты повторяются и оценивается среднее значение косинуса угла альфа за текущее (накопленное) время полёта. Если КА находится в тени, то считается, что косинус угла альфа равен нулю.

Для имитации разворотов КА при наблюдении наземных объектов используется генератор случайных чисел, который включается через заданное время и задаёт углы тангажа и крена корпуса КА в пределах установленного максимального угла отклонения оптической оси от надира. Перенацеливание осуществляется при нахождении подспутниковой точки КА в световом пятне (в зоне поверхности Земли, которая освещена Солнцем с углом над горизонтом не менее заданного). С момента выхода подспутниковой точки из светового пятна до момента входа КА в тень Земли КА ориентируется панелями СБ на Солнце для подзарядки аккумуляторных батарей.

Построены соответствующие модели и алгоритм. Разработано программное обеспечение, с помощью которого можно осуществлять оценку значения среднесуточного косинуса угла между нормалью к поверхности панели СБ и направлением на Солнце и, по результатам этой оценки, выбирать зоны и углы установки панелей СБ.

УДК 629.78

**СТОХАСТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ПАРАМЕТРОВ ОТНОСИТЕЛЬНОГО
ДВИЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА ПРИ СЛУЧАЙНОЙ ОРИЕНТАЦИИ
НАПРАВЛЕНИЯ ЕГО ОТДЕЛЕНИЯ**

Аваряскин Д. П.

Научный руководитель: Белоконов И. В., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Рассматривается неуправляемое движение наноспутника (НС) относительно объекта-носителя (космический аппарат, ракета), от которого он отделился при попутном запуске. Особенностью постановки задачи является случайное направление отделения наноспутника, обусловленное неориентированным движением объекта-носителя.

Под попутным запуском понимается вывод наноспутника на орбиту из переходного отсека орбитальной ступени (ОС) ракеты-носителя (РН) с определённой задержкой после отделения основной полезной нагрузки. После отделения основной полезной нагрузки ступень приобретает кинетический момент, вектор которого случайно ориентирован в пространстве, и начинает совершать прецессионное движение.

Принято допущение о движении ОС по околокруговой орбите. В этом случае на интервале времени до двух витков может быть использована аналитическая модель движения НС относительно ОС. Принимая во внимание, что параметры относительного движения ОС связаны матричным линейным функциональным оператором с начальными условиями отделения и эта зависимость является взаимнооднозначным соотношением, получены аналитические выражения для законов плотностей распределения вероятностей координат и проекций скоростей относительного движения в функции времени. Численное моделирование подтвердило правильность полученных аналитических решений.

На основе полученных аналитических зависимостей законов распределения параметров относительного движения сформулирована задача о выборе диапазона скоростей и задержек по времени отделения НС, которые с заданной вероятностью гарантируют отсутствие опасного сближения НС с ОС и основной полезной нагрузкой.

Выполнен предварительный баллистический анализ, который подтверждает возможность возникновения опасного сближения на низких высотах полета.

Разработана методика и получены аналитические решения, которые в вероятностной постановке позволяют описать область допустимых условий отделения, обеспечивающих безопасное движение.

Рассматриваемый в работе подход может быть успешно применён для обеспечения безопасного относительного движения при кластерном запуске группы НС с ОС. Все расчёты проведены для ракеты-носителя «Союз» и орбиты выведения, имеющей размеры 190 км в перигее и 240 км в апогее, однако они могут быть распространены и на другие РН, например, на РН «Протон».

УДК 629.78

ОСОБЕННОСТИ АЛГОРИТМОВ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ КООРДИНАТ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВ В ЗАДАЧАХ НАВИГАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Богатырёв А. М.

Научный руководитель: Крамлих А. В., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

При решении задач определения параметров движения центра масс (ПДЦМ) и параметров движения относительно центра масс космических аппаратов (КА) по сигналам спутниковых радионавигационных систем (СРНС) ГЛОНАСС/GPS требования к точности прогнозирования координат навигационных космических аппаратов (НКА) различные. Так, для решения задачи определения ПДЦМ требуется максимально возможная точность, обеспечиваемая соответствующими алгоритмами прогнозирования координат НКА [1, 2], а для решения задачи ориентации возможно использовать упрощенные алгоритмы прогнозирования координат НКА [1, 2].

В данной работе рассматриваются алгоритмы расчёта координат и составляющих скорости НКА на текущий момент времени по данным эфемерид и альманаха, а также пересчёт текущей даты четырёхлетия в общепринятую форму для решения задач навигации и ориентации.

Согласно [1] уравнения для прогнозирования координат НКА СРНС ГЛОНАСС запишем в векторном виде:

$$\frac{d\mathbf{X}}{dt} = \mathbf{f}_1(\mathbf{X}) + \mathbf{f}_2(\mathbf{X}, \mathbf{J}_C, \mathbf{J}_L),$$

где $\mathbf{X} = (x \ y \ z \ V_x \ V_y \ V_z)^T$ – вектор ПДЦМ НКА ГЛОНАСС; $\mathbf{f}_1(\mathbf{X})$ – вектор-функция, учитывающая вторую зональную гармонику разложения геопотенциала в ряд по сферическим функциям; $\mathbf{f}_2(\mathbf{X}, \mathbf{J}_C, \mathbf{J}_L)$ – слагаемое правой части уравнений, учитывающее ускорения от Солнца и Луны; $\mathbf{J}_C, \mathbf{J}_L$ – векторы ускорения от солнечных и лунных гравитационных возмущений, соответственно.

Согласно [2] уравнения для прогнозирования координат НКА СРНС GPS запишем в векторном виде:

$$\mathbf{X} = \mathbf{g}_1(\mathbf{X}) + d\mathbf{X},$$

где $\mathbf{g}_1(\mathbf{X})$ – вектор-функция, не учитывающая возмущения от второй зональной гармоники разложения геопотенциала в ряд по сферическим функциям; $d\mathbf{X}$ – слагаемое, учитывающее влияния второй зональной гармоники и других возмущений.

По результатам исследования алгоритмов прогнозирования координат НКА был сделан вывод о возможности использования упрощённых алгоритмов в задачах определения ориентации КА.

Библиографический список

1. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ (редакция 5.1). – М.: КНИЦ ВКС, 2008.
2. Global Positioning System. Standard positioning service. Signal specification. 7 March, 2006.

УДК 629.78

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ МОДЕЛИ ЦЕЛЕВОЙ ФУНКЦИИ НА РЕЗУЛЬТАТ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ СПУТНИКОВОЙ РАДИОНАВИГАЦИИ

Борисов П. П.

Научный руководитель: Крамлих А. В., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

При решении различных задач научного, технологического, народно-хозяйственного значения с использованием космических аппаратов (КА) возникает необходимость в навигационном обеспечении решения указанных задач. Для решения задачи навигации в настоящее время широко используются спутниковые радионавигационные системы (СРНС) ГЛОНАСС (Россия) и GPS (США).

В общем случае задачу навигации КА по сигналам СРНС можно записать в следующем виде:

$$F_1(x, y, z) = \min(s_x^2 + s_y^2 + s_z^2), \quad (1)$$

$$F_2(V_x, V_y, V_z) = \min(s_{V_x}^2 + s_{V_y}^2 + s_{V_z}^2), \quad (2)$$

где x, y, z – координаты КА в некоторой системе координат;

V_x, V_y, V_z – компоненты вектора скорости по осям некоторой системы координат;

$s_x, s_y, s_z, s_{V_x}, s_{V_y}, s_{V_z}$ – среднеквадратические отклонения по координатам и проекциям скоростей соответственно.

Целевые функции (1-2) обеспечивают решение задачи навигации со сферической ошибкой, т.е. с одинаковой точностью по всем координатам и/или компонентам скоростей.

Однако часто бывает необходимо обеспечить различную точность по координатам и/или скоростям при той же выборке навигационных измерений.

В связи с этим целью работы является исследование влияния модели целевой функции на точность решения навигационной задачи.

В простейшем случае перепишем целевую функцию (1) в виде:

$$F(a, b, g) = \min(as_x^2 + bs_y^2 + gs_z^2), \quad (3)$$

где a, b, g – весовые коэффициенты.

Варьируя весовые коэффициенты, можно добиваться необходимой точности в указанном направлении.

Также можно записать совместную целевую функцию, объединяющую критерии точности по положению и по скорости. Например:

$$F(a, b, g) = \min(as_x^2 + bs_{V_z}^2). \quad (4)$$

Таким образом, записывая различные модели целевой функции, можно добиваться необходимой точности.

УДК 629.78

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОТДЕЛЕНИЯ НАНОСПУТНИКА ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ НАЧАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ ОРБИТАЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ

Восмячкин Е. А.

Научный руководитель: Крамлих А. В., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В настоящее время для отделения наноспутников широкое применение получили пружинные средства отделения [1-5]. Это обусловлено простотой их изготовления, высокой надёжностью.

Запуски наноспутников, как правило, осуществляются попутным образом, при этом относительное движение наноспутник–базовый космический аппарат зависит от начальных условий отделения.

Целью работы является анализ процесса отделения наноспутников класса CubeSat (рис. 1) для формирования начальных условий орбитального движения.

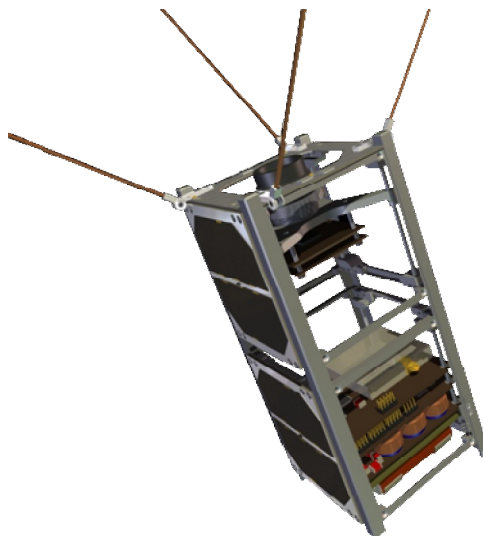


Рис. 1. Типовой вид наноспутника класса Cubesat 2U [6]

Проведён анализ процесса отделения для следующих факторов:

- масса наноспутника от 1 кг до 4 кг;
- форм-фактор 2U и 3U;
- скорости отделения от 0,3 м/с до 3 м/с;
- высоты отделения от 240 км до 650 км.

Полученные результаты позволят выбирать необходимые параметры систем отделения для формирования желаемых начальных условий орбитального движения.

Библиографический список

1. http://snospace.com/components_mechanisms.php
2. <http://www.planetarysystemscorp.com/#!/downloads>
3. http://www.isispace.nl/brochures/ISIS_ISIPOD_Brochure_v.7.11.pdf
4. <http://www.astrofein.com/astro-und-feinwerktechnik-adlershof/produkte/raumfahrt-eng/21/spl-dpl/>
5. http://www.novanano.com/products_flymate.php
6. <http://gomspace.com/index.php?p=products-platforms>

УДК 629.78

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ОТДЕЛЕНИЯ ДВУХ НАНОСПУТНИКОВ ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ ТРЕБУЕМОГО ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ПРИ ЗАПУСКЕ С ПЛАТФОРМЫ «АИСТ»

Вракова М. Г.

Научный руководитель: Аваряский Д. П., аспирант

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В работе рассматривается относительное движение группировки из двух наноспутников после запуска с платформы «АИСТ».

«АИСТ» – это малый космический аппарат, разработанный ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» совместно со СГАУ. Его возможно использовать как платформу для запуска наноспутников для выполнения различных задач.

В настоящее время перспективным является запуск группировок наноспутников, которые выполняют единую задачу. Для определённых миссий требуется, чтобы наноспутники не удалялись друг от друга больше, чем на заданное расстояние в течение некоторого времени. В связи с ограничением по массе (до 10 кг) наноспутники имеют ограниченные ресурсы и не имеют возможности поддерживать определённую формацию с помощью корректирующих двигательных установок. В силу этого для поддержания определённого расстояния требуется подобрать такие параметры отделения наноспутников, чтобы они наибольшее время находились на определённом расстоянии друг от друга.

Исследование проводилось для случая запуска группировки из двух наноспутников. Для изучения их движения относительно друг друга при различных параметрах использовалась математическая модель относительного движения:

$$\begin{cases} \ddot{x} + 2w\dot{y} - w^2x + \frac{w^2R^3}{\left(\sqrt{(R+y)^2 + x^2 + z^2}\right)^3}x = U_x \\ \ddot{y} - 2w\dot{x} - w^2(R+y) + \frac{w^2R^3}{\left(\sqrt{(R+y)^2 + x^2 + z^2}\right)^3}y = U_y \\ \ddot{z} + \frac{w^2R^3}{\left(\sqrt{(R+y)^2 + x^2 + z^2}\right)^3}z = U_z. \end{cases}$$

Данная модель описывает движение наноспутника относительно платформы «АИСТ», которая имеет круговую орбиту (575 км).

В результате исследования подобраны параметры отделения двух наноспутников, которые наибольшее время обеспечивают расстояние между ними не более 10 км.

УДК 629.78

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОТДЕЛЕНИЯ НАНОСПУТНИКА ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ИМПУЛЬСНОГО МАГНИТНОГО ПОЛЯ

Гимранов З. И.

Научный руководитель: Белоконов И. В., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Для теоретической оценки создаваемой силы отделения устройством, работающим на основе МИП, было использовано интегрально-дифференциальное уравнение, которое отражает зависимость тока в индукторе от параметров установки. Для моделирования установка представляется в виде RLC контура (рисунок 1). В общем случае параметры $L(i)$, $R(i)$ являются переменными величинами, зависящими от тока в индукторе $i(t)$, причём эти зависимости могут быть нелинейными. Нелинейность обусловлена электромагнитными процессами в разрядных устройствах и нагрузке. В предположении постоянных значений параметров L , R дифференциальное уравнение представляется в виде:

$$U_C = \frac{dq}{dt} R + L \frac{d^2 q}{dt^2} + \left(\frac{1}{C} \right) \int \left(\frac{dq}{dt} \right)_c dt. \quad (1)$$

Если начальные условия заданы в виде $\left(\frac{dq}{dt} \right)_c = i(0) = 0$, $U_C(0) = U_0$, то общее решение уравнения (1) описывается соотношением

$$i_c = \left(\frac{dq}{dt} \right)_c = \frac{U_0}{L} t e^{-\left(\frac{R}{2L} \right) t}.$$

На рисунке 1,б показан характер изменения $i_c(t)$ при заданных параметрах установки R и L . Сила, действующая на отделяемый спутник, может быть оценена из соотношения: $F(t) = i^2 dM / dz$, но при этом необходимо задать зависимость взаимной индуктивности катушек от расстояния между ними. Для моделирования было использовано выражение: $M = mm_0 N^2 R_{eff} f(k)$, где $R_{eff} \approx R_1 + \frac{1}{2}(R_2 - R_1)$.

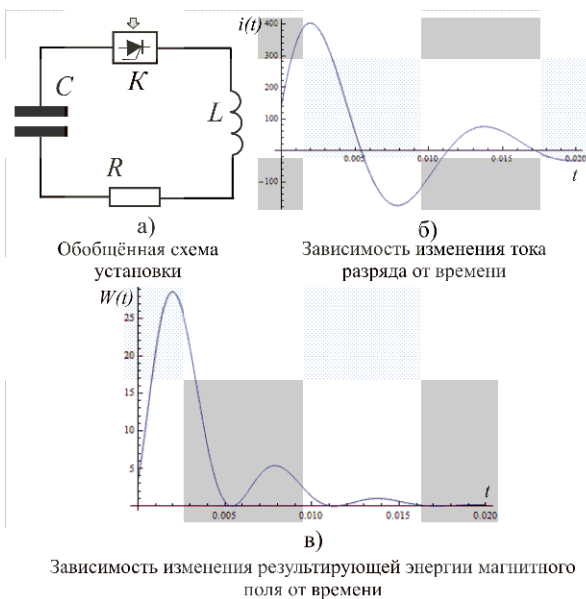


Рис. 1

УДК 629.78

АЛГОРИТМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ МИКРОСПУТНИКА НА ОСНОВЕ СОВМЕСТНОЙ ОБРАБОТКИ РАЗНОТИПНОЙ ИНФОРМАЦИИ

Григорьева М. Е.

Научный руководитель: Крамлих А. В., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

При разработке алгоритмов определения ориентации микроспутников (МС) необходимо учитывать массогабаритные и энергетические ограничения, которые в свою очередь накладывают требования на количество измерительной аппаратуры. В связи с этим актуальной становится задача разработки алгоритмов определения ориентации МС на основе совместной обработки разнотипной информации от минимального состава измерительных средств.

В качестве источников информации предлагается использовать:

- одночастотный многоканальный навигационный приёмник спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС/GPS;

- трёхосный магнитометр;

- панели солнечных батарей.

В разработанном алгоритме предлагается совместно использовать следующую информацию:

- о геометрической видимости навигационных спутников (НС) спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС и GPS;

- о векторе напряжённости магнитного поля Земли;

- о токоёмке с панелей солнечных батарей.

Разработанный алгоритм включает сильносвязанную и слабосвязанную схемы комплексирования, а также алгоритм на основе геометрической видимости НС ГЛОНАСС/GPS. В таблице 1 приведены источники информации и их использование в указанных схемах.

Таблица 1

№	Типы информации	Алгоритм
1	магнитометрическая с навигационного приёмника с солнечных батарей	Сильносвязанная схема комплексирования информации от трёх измерительных устройств
2	магнитометрическая с навигационного приёмника	Сильносвязанная схема комплексирования информации от двух измерительных устройств
3	магнитометрическая с солнечных батарей	
4	с навигационного приёмника с солнечных батарей	
5	магнитометрическая	Слабосвязанная схема комплексирования
6	с навигационного приёмника	Геометрическая видимость НС
7	отсутствие информации	Невозможно применение алгоритмов

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 12-08-31516 мол_а.

УДК 629.78

**ПОВЫШЕНИЕ КАЧЕСТВА НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ
ЗА СЧЁТ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ ОДНОМОМЕНТНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ
РЕШЕНИЙ НА БОРТУ КА И НИП**

Давыдов Д. Д.

Научный руководитель: Белоконов И. В., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Рассматривается возможность повышения качества навигации КА за счёт комплексирования одномоментных навигационных решений, получаемых синхронизировано на КА и наземном измерительном пункте (НИП) во время прохождения КА над НИПом.

Одним из направлений решения данной проблемы является применение дифференциального режима обработки измерений, который в настоящее время широко применяется для наземных потребителей.

Как известно, основной вклад в формирование бюджета ошибок односторонних навигационных приёмников вносят задержки во времени распространения радиосигнала в ионосфере, а также погрешности эфемерид навигационных спутников.

Использование данных об истинных координатах НИП и данных позиционирования, полученных в результате навигационных измерений, позволяет выявить большую часть из перечисленных ошибок.

Если навигационные решения на КА получаются в момент времени, при котором он находится в непосредственной близости НИПа (в момент прохождения зенита) по тому же созвездию навигационных спутников, то можно предложить алгоритм распространения ошибок позиционирования НИПа на КА.

В работе анализируются различные схемы построения алгоритмов комплексирования измерений, полученных на КА и НИПе.

На примере модельной задачи выявлены преимущества и недостатки предложенных алгоритмов и выявлены области их предпочтительного использования.

Рассмотрена возможность проверки предложенных алгоритмов на результатах летного эксперимента на МКА «АИСТ». В этом случае роль НИП будет играть существующий в СГАУ наземный навигационный сегмент спутниковой радионавигации, использующийся в научно-образовательных целях.

Предложена схема проведения эксперимента, которая позволит оценить эффективность предложенных решений.

В случае успешного проведения эксперимента лучший алгоритм комплексирования может быть рекомендован для использования на КА в качестве резервного алгоритма, повышающего качество навигационных решений в условиях возможного появления помех в принятии радионавигационных сигналов вне территории России.

УДК 629.7

УСТАНОВКА ДЛЯ ИМИТАЦИИ МАГНИТНОГО ПОЛЯ ЗЕМЛИ

Илюхин В. В.

Научный руководитель: Прудников О. П., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Сообщается о результатах разработки и эксплуатации установки для создания постоянного магнитного поля, позволяющей имитировать магнитное поле Земли по всей траектории полета КА.

Магнитная система установки состоит из трёх пар кольцевых катушек диаметром 1,2 м, расположенных ортогонально друг другу (рис. 1). Результирующее поле магнитной системы является суммой полей трёх пар катушек. Заданное направление и величина магнитного поля в конкретной точке рабочего объёма магнитной системы рассчитывается ПЭВМ с помощью специального программного обеспечения и создаётся путём задания и поддержания вычисленной величины тока в каждой паре катушек с помощью стабилизируемых усилителей тока. На рисунке 2 приведена функциональная схема установки. Магнитная система МС состоит из трёх пар катушек L_{X1} , L_{X2} , L_{Y1} , L_{Y2} , L_{Z1} , L_{Z2} в направлении осей X, Y, Z. Оси X, Y, Z катушек совпадают с осями магнитной системы. Электронный блок магнитной системы ИПМП-001 состоит из трёх идентичных каналов усилителей тока и собственного источника питания. Один канал блока ИПМП-001 состоит из устройства сопряжения с ИВК, цифро-аналогового преобразователя, масштабирующего усилителя, прецизионного усилителя тока, а также устройства контроля выходного тока. Заданное значение тока передается из платы L-780 по цифровому выходу с помощью шестнадцатиразрядного управляющего слова. Управляющее слово из платы L-780 поступает в устройство сопряжения. С буфера сигнал приходит на цифро-аналоговый преобразователь, который преобразует управляющий код в значение тока. Полученный ток поступает на масштабирующий усилитель и, далее, на прецизионный усилитель тока, где усиливается до необходимой величины. Ток заданной величины через устройство коммутации поступает в катушки. Устройство контроля преобразует ток, идущий через катушки, в напряжение, пропорциональное протекающему току, усиливает его и передает на аналоговый вход платы L-Card. В плате L-Card напряжение преобразуется в цифровую форму и поступает в ПЭВМ, где с помощью специального ПО записывается в массив.



Рис. 1. Вид установки

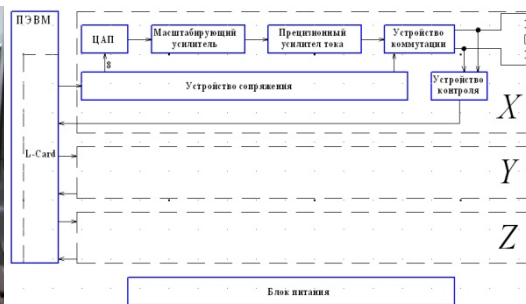


Рис. 2. Схема установки

Основные технические характеристики установки:

- величина (модуль) поля – от 30 до 600 мкТл;
- направление вектора поля (угловое) - 4π рад.;
- погрешность воспроизведения магнитного поля в рабочей зоне – не более 10 %.

УДК 629.78

ВЛИЯНИЕ СПОСОБА ПАРАМЕТРИЗАЦИИ МАТРИЦЫ ОРИЕНТАЦИИ НА ВЫБОР МЕТОДА РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ОРИЕНТАЦИИ

Климанова С. А.

Научный руководитель: Крамлих А. В., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

При постановке и решении задачи ориентации космических аппаратов (КА) удобно ввести правые ортогональные системы координат (триэдр) с центром в заданной точке, расположенной, как правило, в центре масс объекта. Например, орбитальную систему координат (ОСК) и связанную с КА систему координат (ССК).

Тогда задачу определения ориентации КА удобно рассматривать с позиций нахождения ориентации ССК относительно ОСК, т.е. определения матрицы между указанными системами координат.

При решении задачи ориентации наиболее широкое распространение получили следующие способы параметризации матрицы ориентации [1]:

- параметризация с помощью углов Крылова, Эйлера и т.п.;
- параметризация с помощью кватернионов;
- параметризация с помощью направляющих косинусов.

Каждый из приведённых способов параметризации матрицы ориентации влияет на тип решаемой задачи и, как следствие, на выбор метода её решения.

В таблице 1 приведена информация о связи способа задания ориентации с типом решаемой задачи.

Таблица 1

№	Способ параметризации матрицы ориентации	Тип задачи
1	Направляющие косинусы	Задача решения системы линейных уравнений
2	Кватернион	Задача отыскания собственных векторов и собственных значений
3	Углы ориентации	Задача решения системы нелинейных уравнений

Для послеполётного восстановления ориентации предлагается использовать следующие численные методы [2]:

- для решения системы линейных уравнений – метод Гаусса;
- для решения задачи отыскания собственных векторов и собственных значений – метод вращений;
- для решения системы нелинейных уравнений – метод Ньютона.

Выбор методов обусловлен простотой их алгоритмизации и реализации в современных средах разработки программного обеспечения.

Библиографический список

1. Бранец, В. Н. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела [Текст]/ В. Н. Бранец, И. П. Шмыглевский. – М.: Наука, 1973. - 320 с.
2. Амосов, А. А. Вычислительные методы для инженеров [Текст]/А. А. Амосов, Ю. А. Дубинский, Н. В. Копченкова. Учеб. пособие. – М.: Высш. шк., 1994. – 544 с.

УДК 629.78

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПАКЕТА SCILAB ДЛЯ АНАЛИЗА УСТОЙЧИВОСТИ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Кормухина Е. А.

Научный руководитель: Крамлих А. В., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В работе проводится анализ возможности использования математического пакета Scilab [1] для анализа устойчивости систем автоматического управления.

Scilab – пакет прикладных математических программ, предназначенный для выполнения научных и инженерных расчетов. Scilab можно рассматривать как аналог системы Matlab [2]. Scilab позволяет решать широкий круг задач вычислительной математики, таких как: аппроксимация и интерполяция табличных данных, численное дифференцирование и интегрирование, решение систем линейных и нелинейных алгебраических уравнений, решение систем дифференциальных уравнений, нахождение собственных значений и собственных векторов матриц, решение задач оптимизации, математической статистики, цифровой обработки сигналов, анализа и синтеза систем автоматического управления. Имеется встроенное приложение блочно-ориентированного моделирования динамических систем Xcos, аналогичное Simulink в Matlab. Символьные вычисления представлены в Scilab операциями с многочленами.

Главными достоинствами математического пакета Scilab являются:

- поддержка сценариев и включение новых алгоритмов;
- удобный внутренний язык описания сценариев;
- автоматизированная компиляция написанных пользователем функций, создание динамически загружаемых библиотек, исполняемых приложений.

Для повышения эффективности анализа устойчивости систем автоматического управления на базе встроенных функций Scilab была разработана библиотека функций, решающая следующие задачи:

- анализ необходимого условия устойчивости;
- проверка устойчивости по критерию Гурвица;
- проверка устойчивости по критерию Рауса;
- проверка устойчивости по критерию Михайлова;
- проверка устойчивости по критерию Найквиста;
- анализ запаса устойчивости;
- оценка устойчивости по логарифмическим частотным характеристикам.

Проведённый анализ показал эффективность использования математического пакета Scilab для анализа устойчивости систем автоматического управления.

Библиографический список

1. <http://www.scilab.org/>
2. <http://www.mathworks.com/>

УДК 629.78

**ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СПУТНИКОВОЙ
СИСТЕМЫ GLOBALSTAR ДЛЯ ПЕРЕДАЧИ НАУЧНОЙ ИНФОРМАЦИИ
СО СПУТНИКА АИСТ-2**

Лопухов Д. А.

Научный руководитель: Белоконов И. В., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Рассматривается возможность использования спутниковой системы GlobalStar для передачи научной информации со спутника АИСТ-2.

Рассматриваемая проблема актуальна, так как в настоящее время для обеспечения оперативного обмена данными со спутником наиболее перспективно использование низковысотных спутниковых сетей связи типа GlobalStar. Российский наземный сегмент системы GlobalStar включает три станции сопряжения, расположенные под Москвой, Новосибирском и Хабаровском. Они обеспечивают выполнение условий непрерывности связи при пролёте над всей территорией. Использование данной системы позволит получать научные данные с космического аппарата (КА) АИСТ-2 на каждом витке полёта, не загружая центр управления полётами.

В работе исследованы характеристики возможных сеансов связи с группировкой системы GlobalStar и передачи данных на станции сопряжения, расположенные на территории Российской Федерации, для орбит, на которых предполагается функционирование КА АИСТ-2.

Разработана математическая модель, объединяющая модели движения всех спутников системы GlobalStar и КА АИСТ-2, условий одновременной видимости «КА АИСТ-2 – спутник системы GlobalStar» и «спутник системы GlobalStar – наземная станция сопряжения». Выполнен предварительный анализ продолжительности сеансов связи на интервале повторяемости относительной конфигурации рассматриваемой группировки, оценены доплеровские сдвиги частот, на которых предполагается передача данных, оценена эффективность использования в космосе существующих в настоящее время спутниковых модемов.

Разработан подход к планированию сеансов измерений, основанный на анализе не только ожидаемой продолжительности выполнения условий видимости, но и доплеровского сдвига частот.

Сформулирована задача оптимального планирования сеансов измерений.

Обсуждается возможность проведения лётного эксперимента на КА АИСТ-2 по исследованию устойчивости и качества спутниковой связи через спутники системы GlobalStar.

УДК 629.7

ОЦЕНКА ЗАТРАТ РАБОЧЕГО ТЕЛА НА ОБЕСПЕЧЕНИЕ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ НАНОСПУТНИКА

Мякишев А. С.

Научный руководитель: Белоконов И. В., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Наноспутник (НС) – это космический аппарат, имеющий массу не более 10 кг. В настоящее время наиболее популярны НС стандарта CubeSat. Термином CubeSat обозначаются НС, спроектированные согласно стандарту, созданному под руководством профессора Боба Твиггса (факультет аэронавтики и астронавтики Стэнфордского университета). Такой стандарт позволил резко удешевить и ускорить создание научно-образовательных спутников студентами и аспирантами ведущих университетов. Это позволяет привлечь молодежь к разработке новых космических технологий, проектированию систем перспективных КА, расширению международного межвузовского сотрудничества. НС в формате CubeSat (рис. 1) могут быть изготовлены и запущены на околоземную орбиту с относительно низкой стоимостью, и большая часть компонентов является коммерческой.

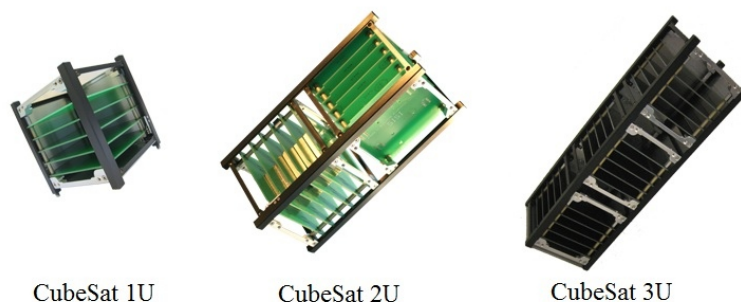


Рис. 1. Наноспутники стандарта CubeSat

Целью работы является исследование динамики НС с релейной системой ориентации на базе реактивных двигателей малой тяги, работающих на сжатом газе. Одним из требований к системе ориентации НС является экономичность в отношении расхода рабочего тела, запасы которого на борту НС ограничены. Исследование параметров режима поддержания заданной ориентации по углу тангажа производится на ЭВМ. Подбираются параметры режима поддержания заданной ориентации; проводится расчёт фазовой траектории НС вплоть до выхода на предельный цикл или на скользящий режим; рассчитываются параметры предельного цикла или скользящего режима; проводятся расчёты как в идеальном случае (при отсутствии запаздывания в системе), так и в случае запаздывания при включении и выключении исполнительных органов; проводится оценка затрат рабочего тела в цикле.

Выполненное исследование позволяет оценить целесообразность использования систем ориентации на сжатом газе, определить требуемые запасы рабочего тела для диапазона начальных отклонений углов ориентации и угловых скоростей движения.

Сделан вывод о целесообразности использования таких систем ориентации на начальном этапе полета, когда НС после отделения приобрёл значительную угловую скорость движения.

УДК 629.78

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ВОССТАНОВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ КА ПО АНАЛИЗУ СОСТАВА ОШИБОК РЕШЕНИЯ НАВИГАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ

Парамонова Т. В.

Научный руководитель: Крамлих А. В., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Целью работы является разработка алгоритма определения ориентации космического аппарата (КА) по анализу ошибок в решении навигационной задачи по сигналам спутниковых радионавигационных систем.

При решении задачи навигации (определения параметров движения центра масс) КА с использованием спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС и GPS в бюджете ошибок присутствует ошибка за счёт вращения навигационной антенны, т.е. ошибка за счёт дополнительного набега фаз. Эффект появления ошибки за счёт вращения навигационной антенны получил название – «wind-up»-эффект [1].

Наличие ошибки из-за вращения навигационной антенны позволяет сделать вывод о принципиальной возможности определения ориентации космического аппарата (КА) за счёт анализа бюджета ошибок в решении навигационной задачи. Также о принципиальной возможности решения задачи ориентации по анализу ошибок в решении навигационной задачи говорят результаты полунатурного эксперимента и имитационного моделирования [2].

Для этого необходимо решить задачу выделения всех составляющих ошибки решения навигационной задачи.

Суть метода заключается в следующем. Для обнаружения малых угловых скоростей необходимо устранить возмущения на фазе несущих частот спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС/GPS. Для обнаружения небольших фазовых сдвигов в измерениях фазы несущих частот необходимо отслеживать и прогнозировать радионавигационные сигналы с высокой точностью.

Для моделирования радионавигационных сигналов с высокой точностью будет использоваться имитатор сигналов СН-3803. Использование имитатора позволит решить ряд задач по моделированию среды прохождения сигнала, а также закладывать ошибку за счёт вращения приёмной антенны.

Алгоритм определения ориентации КА по анализу ошибок в решении навигационной задачи по сигналам спутниковых радионавигационных систем включает следующие этапы:

1. Анализ ошибок в решении навигационной задачи.
2. Исключение из рассмотрения всех ошибок, не связанных с вращением навигационной антенны.
3. Непосредственное решение задачи с использованием фильтра Калмана.

Библиографический список

1. Kim D., Serrano L., Langley R.B. (2005). Compensation of the Effects of Phase Wind-up for Improving the Performance of a GPS RTK-Based Vehicle Navigation System. ION GNSS 2005.
2. Simon Haberling. Determination of 3D Rotations of a Single GPS Antenna Using Phase Wind-up Measurements, GNSS 2009 Abstract.

УДК 629.78

К ВОПРОСУ ОТНОСИТЕЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ НАНОСПУТНИКОВ ПРИ ГРУППОВОМ ПОЛЁТЕ

Семенюта П. С.

Научный руководитель: Белоконов И. В., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Под групповым полётом в работе подразумевается координированное движение спутников по орбите, совместно решающих единую задачу. Проекты, предполагающие вывод в космос больших группировок КА нанокласса – наноспутников (НС), в настоящее время уже находятся в стадии реализации. Одним из главных требований в таких проектах является обеспечение заданной полётной конфигурации НС, что предъявляет повышенные значения точности к решению задачи навигации. Последнее в свою очередь обеспечит снижение потребных затрат топлива на маневрирование для поддержания полётной конфигурации. При этом требуется разработать новые методы и алгоритмы, упрощающие решение задачи навигации и ориентированные на получение повышенной точности определения параметров относительного движения.

Эффективность координации движения спутников в составе группировки напрямую зависит от способности спутников обмениваться информацией друг с другом. Наиболее эффективный способ – это передача информации напрямую, однако он требует выполнения условия нахождения всех спутников группировки на расстоянии прямой видимости. При движении на высотах до 500 км необходимо обеспечивать уверенную связь на расстоянии до 4 тыс. км, что может быть выполнено использованием современных систем передачи информации.

Особенность системы радионавигации при групповом полёте состоит в том, что измерения дальностей до навигационных спутников, получаемые на каждом наноспутнике («ведомые» НС), могут быть переданы по радиоканалу обмена данными на «ведущий» НС и обработаны на нём по алгоритму, оптимизирующему точности позиционирования всех наноспутников относительно «ведущего».

В работе рассмотрен алгоритм определения координат относительного движения «ведомых» НС относительно «ведущего» НС. При этом с каждого «ведомого» НС пересылаются данные об измеренных дальностях до навигационных спутников. Принимая предположение, что со всех НС наблюдается одинаковая группировка НС, предложена форма измерения для решения задачи относительной навигации в виде двойных разностей. Для повышения точности относительных определений принимается, что «ведомые» НС при пересылке пакетов данных на «ведущий» НС также передают временные метки. Так как время на всех НС считается синхронизированным, с высокой точностью можно сформировать дополнительные псевдоизмерения расстояний между каждым «ведомым» НС и «ведущим» НС, что повышает точность решения задачи относительной навигации.

На модельной задаче подтверждена возможность получения навигационных решений с высокой точностью и сформированы требования к синхронизации времени для всех НС.

УДК 629.78

ПАССИВНОЕ ВОЗМУЩЁННОЕ ДВИЖЕНИЕ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ ЧАСТИЧНО МНОГОРАЗОВОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ

Советкин Н. М.

Научный руководитель: Балакин В.Л., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Одним из актуальных направлений совершенствования сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов (ЛА) гражданского и военного назначения признано освоение области трансатмосферного движения.

Частично многоразовая транспортная система RASCAL (США) - доступная система для запуска малых грузов по требованию - предназначена для оперативного запуска спутников массой 75 – 200 кг.

Цель работы заключалась в исследовании возмущённого движения сверхзвуковой первой ступени транспортной системы RASCAL при отклонениях плотности атмосферы и отклонениях аэродинамических характеристик.

Методом Рунге - Кутты четвёртого порядка проводилось интегрирование стандартной системы уравнений движения ЛА в траекторной системе координат:

$$\begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= -X_a - mg \sin(q), \\ mV \frac{dq}{dt} &= Y_a - mg \cos(q) + \frac{mV^2 \cos(q)}{R + h}, \\ \frac{dh}{dt} &= V \sin(q), \end{aligned}$$

где V – скорость, q – угол наклона траектории, h – высота, m – масса, X_a – сила лобового сопротивления, Y_a – аэродинамическая подъёмная сила, g – ускорение свободного падения, R – радиус Земли, t – время.

Номинальным управлением при невозмущённом движении является изменение коэффициента аэродинамической подъёмной силы по ступенчатой программе.

Интегрирование уравнений трансатмосферного сверхзвукового движения ЛА начиналось с высоты 26,8 км и заканчивалось при достижении заданной высоты 63 км.

Расчёты проведены для трёх вариантов возмущённого движения ЛА:

- при возмущениях плотности атмосферы (три модели возмущений согласно монографии: Школьный Е.П., Майборода Л.А. Атмосфера и управление движением летательных аппаратов. Л.: Гидрометеиздат, 1973);

- при отклонении коэффициентов аэродинамических сил до 5%;

- при совместном действии данных возмущений.

Для всех вариантов определены отклонения конечных условий возмущённого движения (угла наклона траектории и скорости) от заданных значений.

Анализ полученных величин отклонений показывает необходимость введения командного управления при возмущённом движении первой ступени системы RASCAL.

УДК 629.78

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ БЛОКА МАНЕВРИРОВАНИЯ НАНОСПУТНИКА СТАНДАРТА CUBESAT

Столяров Д. В.

Научный руководитель: Белоконов И. В., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Рассматривается возможность создания блока маневрирования для наноспутников (НС) стандарта CubeSat. Блок маневрирования может быть использован для разгона НС с целью продления времени существования на низких околоземных орбитах, например при старте с орбитальной ступени ракеты-носителя (РН) и для его торможения с целью увода с орбиты.

Блок маневрирования (БМ) представляет собой куб с длиной грани 10 см и массой менее 1,2 кг, который конструктивно унифицирован со спутниками стандарта CubeSat1U. БМ войдет в состав разрабатываемой унифицированной платформы формата 3U, которая также будет включать в себя блок обеспечивающих систем (1U) и блок полезной нагрузки (1U). Таким образом, блок маневрирования должен обеспечивать изменение орбиты полезной нагрузки в формате двойного CubeSat массой 2 кг.

Для решения поставленной задачи был проведён обзор существующих видов двигательных установок (ДУ) и сделан вывод, что всем предъявляемым требованиям отвечает ДУ на твёрдом топливе. Преимуществами ДУ на твёрдом топливе являются простота конструкции, высокая надёжность, простота в эксплуатации, низкая стоимость производства и отработки. Предложенный вариант ДУ БМ состоит из пяти отдельных твёрдотопливных двигателей с удельным импульсом 2200 м/с. Такая конфигурация позволяет реализовывать одно-, двух- и трёхимпульсные переходы, а также выдавать тормозной импульс. Связь БМ с полезной нагрузкой обеспечивается посредством использования стандартной шины CubeSat.

Использование БМ позволяет увеличить орбиту с высоты 190×240 км (в случае старта с орбитальной ступени ракеты-носителя «Союз») до 372 × 386 км, что увеличит время существования НС с 7 до 98 суток. Орбитальные средства, конструкция которых не обеспечивает возможность изменения параметров орбиты или маневрирования после прекращения функционирования, должны выводиться в область низких околоземных орбит со временем пассивного баллистического существования не более 25 лет. БМ может быть использован не только для повышения орбиты НС с целью увеличения времени его существования, но и для увода с орбиты НС, прекратившего свою работу. Так, время существования НС на круговой орбите высотой 1000 км превышает предельно допустимое международным законодательством время существования, ограниченное 25 годами. БМ в этом случае способен понизить первоначальную орбиту до 631×1000 км после завершения миссии НС, что сократит время существования до 5 лет.

Таким образом, создание БМ позволит значительно расширить диапазон возможного использования НС и создать предпосылки более дешёвого доступа в космос для университетов и малых инновационных компаний.

УДК 621.382

УПРАВЛЕНИЕ АР ДЛЯ ПРИЁМА РАДИОСИГНАЛОВ СО СПУТНИКОВ

Татаринцева М. С.

Научный руководитель: Белоконов И. В., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Необходимым элементом наземной станции является спутниковая антенна. Рассмотрен вариант, где в качестве спутниковой антенны выбрана фазированная антенная решётка. Среди требований, предъявляемых к ней, есть и требование к ширине угла сканирования пространства. Величина угла сканирования определяется параметрами фазовращателей в составе ФАР.

Существуют следующие типы фазовращателей: ферритовые, на полупроводниковых управляемых компонентах, на микроэлектромеханических (МЭМС) системах и на сегнетоэлектриках. Наиболее перспективными по своим характеристикам являются фазовращатели на основе сегнетоэлектрических управляющих компонентов. Но на данном этапе их массовое производство не налажено. Также ни один из перечисленных типов фазовращателей не обеспечивает сдвиг фазы больше, чем в 360° .

Для обеспечения непрерывного сканирования в верхней полусфере предлагается использовать полусферическую антенную решётку. Приём сигнала обеспечивает группа излучателей в пределах угла раскрытия. Фазы излучателей подстраиваются внесением дополнительного фазового сдвига таким образом, чтобы суммирование сигналов было синфазным. На рисунке 1 показан фронт падающей волны, соответствующие компенсируемые разности хода волны и диаграмма направленности решётки.

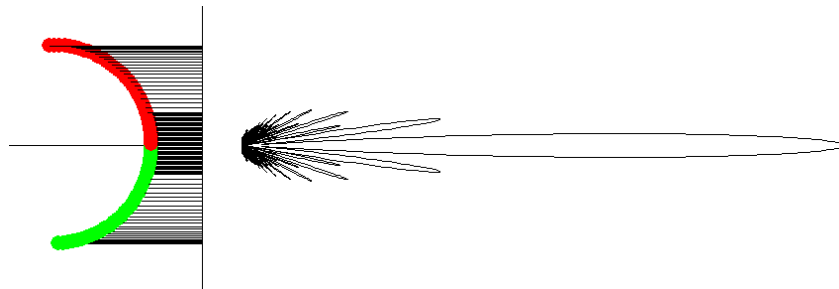


Рис. 1. Диаграмма направленности полусферической АР

Для обеспечения нужной величины сдвига фазы предлагается осуществлять обработку сигнала цифровым способом на промежуточной частоте. При таком подходе все элементы решётки выполняются одинаковыми и осуществляют первичную обработку сигнала. Компенсация разности фаз осуществляется в блоке обработки. В докладе рассматривается алгоритм управления диаграммой направленности ФАР путём манипулирования фазовыми сдвигами элементов и оценка параметров решётки при широкоугольном сканировании.

УДК 629.78

**ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ПОИСКОВЫХ
АЛГОРИТМОВ В ЗАДАЧАХ ВИДЕОНАВИГАЦИИ**

Устюгов Е. В.

Научный руководитель: Белоконов И. В., д-р техн. наук, профессор

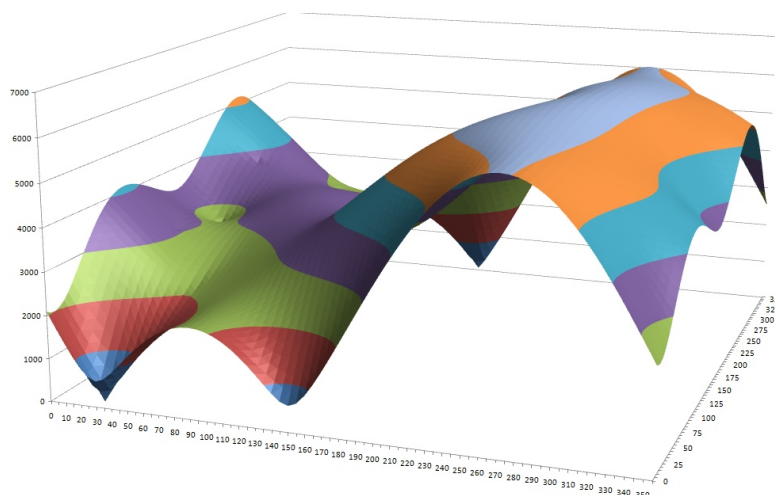
Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Под задачами видеонавигации понимаются задачи определения параметров системы по анализу видеоизображения и некоторой дополнительной информации. Одним из основных допущений является допущение о наличии наблюдаемости в системе, т.к. в рамках данной работы не проводится анализ для ненаблюдаемых систем по причине множества возможных решений и отсутствия возможности их селектирования.

В качестве примера в работе рассматривается задача определения ориентации некоторого тела относительно собственного центра масс при априорно известной ориентации и положении камеры, производящей съёмку объекта. Таким образом, в системе из двух тел, описываемой 9 параметрами, неизвестными являются 3 из них. Оптические свойства камеры также считаются известными.

Целевой функцией в данной задаче является суммарное расхождение координат характерных точек с их эталонным значением. Анализ целевой функции по всей её области определения, а именно в пределах от 0 до 360° каждого из углов ориентации, показал, что функция имеет 2 минимума, обусловленных неоднозначностью поворота на углы Эйлера-Крылова. На рисунке 1 приводится сечение целевой функции по эталонному углу рысканья, на котором видны оба минимума целевой функции.

Для оценки эффективности необходимо сравнение с некоторым эталонным значением, поэтому в качестве эталонного принимался метод последовательного перебора всей области определения целевой функции с заданным шагом и с учётом возможных погрешностей как априорной информации, так и знания точных координат характерных точек.

*Рис. 1. Сечение целевой функции*

УДК 69.782

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПЕРЕЛЁТА КА С ЭРД К ТОЧКЕ ЛИБРАЦИИ L1 СИСТЕМЫ ЗЕМЛЯ-СОЛНЦЕ

Файн М. К., Хабибуллин Р. М.

Научный руководитель: Старинова О. Л., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Рассматривается оптимальный по расходу рабочего тела перелёт между круговыми компланарными орбитами, осуществляемый КА с двигательной установкой малой тяги. Начальной орбитой является гелиоцентрическая орбита Земли, конечной – орбита, соответствующая точке либрации L1 системы Земля-Солнце. Траектория перелета определяется фазовым вектором в полярной системе координат $\bar{X}(t) = (r, j, V_r, V_j, m)$. Граничные условия перелета задаются: $\bar{X}(0) = (r_1, 0, 0, \sqrt{m/r_1}, 0)$, $\bar{X}(T) = (r_2, j_2, 0, \sqrt{m/r_2}, m_2)$. Масса m_2 израсходованного рабочего тела является критерием оптимизации и определяется

$$I = m_2 = b \int_0^T d \cdot dt \rightarrow \min. \quad (1)$$

На траектории перелёта имеется пять участков работы двигателя, включающих два пассивных участка (рис. 1). Управление осуществляется изменением направления тяги двигателей, предусмотрена возможность их отключения. Вводится расширенный функционал системы, который является суммой функционала (1) и условий попадания КА на конечную круговую орбиту:

$$I^* = b \int_0^T d \cdot dt + (r(T) - r_2)^2 + (j(T))^2 + (V_r(T))^2 + (V_j - V_{j_{L1}})^2 \rightarrow \min. \quad (2)$$

Для решения задачи оптимизации используется метод вычисления производных по Фреше, результаты решения показаны на рис. 2. Было проведено сравнение результатов численного определения производных по разностной схеме и численно-аналитического. Расчёты показали, что отклонение в функционале не превышает 5%. Вычислительные затраты сократились в 2,5 раза.

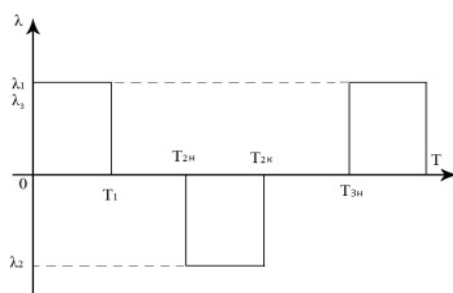


Рис. 1. Схема управления

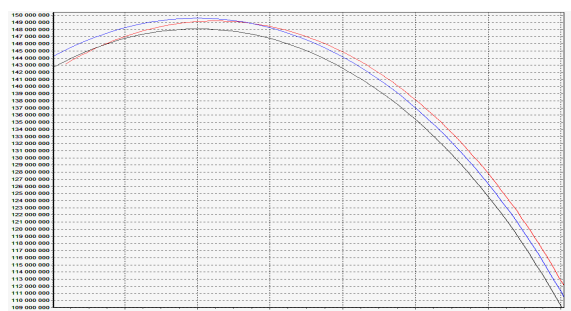


Рис. 2. Траектория движения КА

Библиографический список

1. Старинова О. Л. Расчёт межпланетных перелётов космических аппаратов с малой тягой – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2007.
2. Федоренко Р. П. Приближённое решение задач оптимального управления. - М.: Наука, 1978.

УДК 69.782

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ КА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ ПРИ СОВЕРШЕНИИ ГЕОЦЕНТРИЧЕСКИХ МАНЕВРОВ

Хабибуллин Р. М., Файн М. К.

Научный руководитель: Старинова О. Л., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В данной работе рассматривается оптимальное решение задачи перелёта космического аппарата (КА), оснащённого солнечным парусом, между круговыми компланарными орбитами Земли и Венеры. Начальной орбитой является гелиоцентрическая орбита Земли, конечной – орбита Венеры. Траектория перелёта (рис. 1) определяется фазовым вектором в полярной системе координат $\bar{X}(t) = (r, j, V_r, V_j, m)$. Перелёт задается граничными условиями:

$$\text{при } t = 0: r(0) = r_0, \varphi(0) = 0, V_r(0) = 0, V_\varphi(0) = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}}, \bar{X}(0) = \left(r_0, 0, 0, \sqrt{\frac{\mu}{r_0}} \right);$$

$$\text{при } t = T: r(T) = r_k, \varphi(T) = \varphi_k, V_r(T) = 0, V_\varphi(T) = \sqrt{\frac{\mu}{r_k}}, \bar{X}(T) = \left(r_k, \varphi_k, 0, \sqrt{\frac{\mu}{r_k}} \right),$$

где μ - параметр притяжения центрального гравитационного поля, r_0 и r_k - радиусы круговых орбит Земли и Венеры, соответственно.

Вся траектория перелёта разбивается на пять частей (рис. 2), которые характеризуются параметрами δ - параметр состояния паруса (свернут/развернут), и угловым параметром λ . Траектория перелёта включает в себя три активных участка и два пассивных. Решением задачи является определение наиболее оптимальных параметров перелёта между круговыми компланарными орбитами Земли и Венеры.

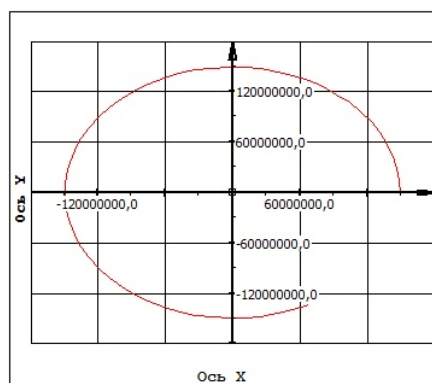


Рис. 1. Траектория движения КА

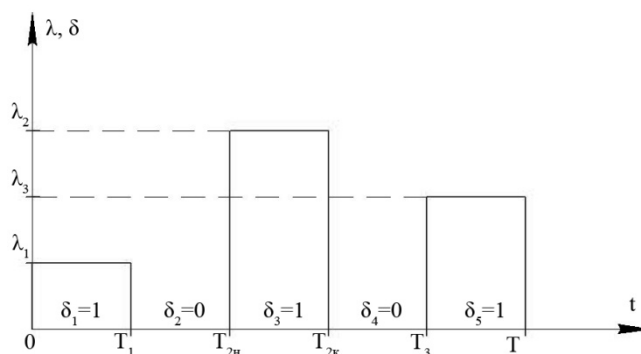


Рис. 2. Управление КА

Библиографический список

1. Старинова О. Л. Расчёт межпланетных перелётов космических аппаратов с малой тягой. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2007.
2. Федоренко Р. П. Приближённое решение задач оптимального управления. - М.: Наука, 1978.

УДК 629.78 (075)

РАСЧЁТ ТРАЕКТОРИЙ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДВИГАТЕЛЕЙ БОЛЬШОЙ И МАЛОЙ ТЯГИ

Шлыков Д. Н.

Научный руководитель: Салмин В. В., д-р техн. наук, профессор,
Петрухина К. В., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Выведение большинства коммуникационных спутников на удалённые орбиты сегодня осуществляется носителями тяжёлого класса. В последнее время стал появляться интерес к выводу спутника на опорную орбиту носителем среднего или лёгкого класса с последующим довыведением при помощи космической системы на основе комбинации двигателей большой и малой тяги. В случае же использования носителей тяжёлого класса применение указанной космической системы позволяет обеспечить вывод нескольких космических аппаратов за один пуск с последующим формированием орбитальной группировки.

Разработана методика расчёта траекторий комбинированной схемы выведения космических аппаратов (КА) на геостационарную орбиту (ГСО).

Космические аппараты с электрореактивными двигателями малой тяги (ЭРД) могут иметь весьма большую протяженность активных участков. Анализ активного участка полёта аппаратов с ЭРД проводится на основе исследования полной математической модели с учётом ускорений, которые для аппаратов с большой тягой рассматриваются как возмущающие. Это возмущения, вызванные нецентральностью гравитационного поля земли, притяжением Луны, Солнца, солнечным давлением.

При расчёте движения с малой тягой используются законы управления, полученные в результате решения задачи о локально-оптимальном изменении большой полуоси, эксцентриситета и наклона, обеспечивающие минимум интегрального функционала по этим невязкам (рис. 1).

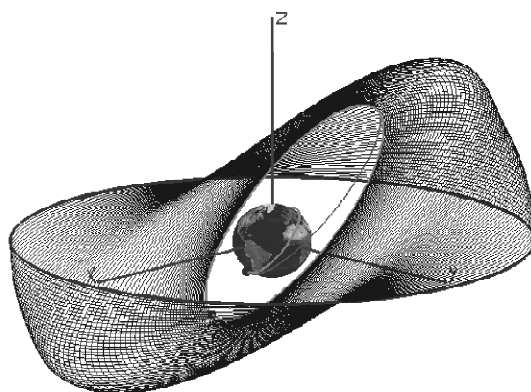


Рис. 1. Пространственная траектория выведения

УДК 629.7

УПРАВЛЕНИЕ КА С ЭРДУ ПРИ МАНЕВРИРОВАНИИ В СИСТЕМЕ САТУРНА

Шорников А. Ю.

Научный руководитель: Старинова О. Л., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Целью данной работы является моделирование управляемого движения космического аппарата (КА) с электрореактивной двигательной установкой (ЭРДУ) в системе Сатурна и одного из его спутников.

Рассматривается задача о полёте КА с ионным или плазменным двигателем в предположении, что затраты электрической мощности постоянны. Вследствие малости реактивных ускорений по сравнению с гравитационным ускорением управляемое движение КА в системе Сатурн - спутник должно описываться в рамках ограниченной задачи двух тел. Движение КА в плоской сидерической (инерциальной) системе координат в рамках ограниченной задачи трёх тел определяется следующими соотношениями [1]:

$$\frac{d^2X}{dt^2} = -k \left[\frac{m_1(X - X_1)}{((X - X_1)^2 + (Y - Y_1)^2)^{1.5}} + \frac{m_2(X - X_2)}{((X - X_2)^2 + (Y - Y_2)^2)^{1.5}} \right] + a_x,$$

$$\frac{d^2Y}{dt^2} = -k \left[\frac{m_1(Y - Y_1)}{((X - X_1)^2 + (Y - Y_1)^2)^{1.5}} + \frac{m_2(Y - Y_2)}{((X - X_2)^2 + (Y - Y_2)^2)^{1.5}} \right] + a_y,$$

где k - гравитационная постоянная; m_1 , m_2 - массы первого и второго притягивающего центра (Сатурн и Титан); X_1 , Y_1 - координаты первого притягивающего центра; X_2 , Y_2 - координаты второго притягивающего центра; X , Y - координаты КА в инерциальной барицентрической системе координат; a_x , a_y - проекции управляющего ускорения от тяги двигателей.

Для моделирования управляемого движения КА с ЭРДУ в системе Сатурн - Титан в среде Delphi 2010 был разработан программный комплекс. Результаты моделирования выводятся в табличной и графической форме (рисунок 1).

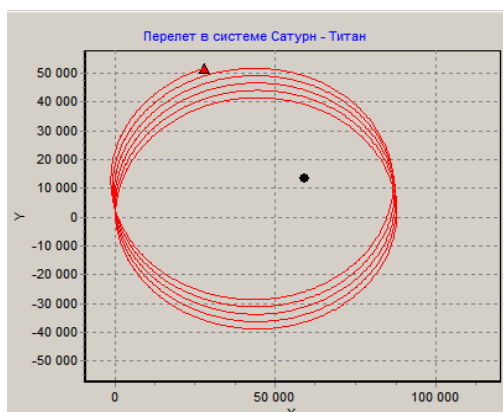


Рис. 1. Результаты моделирования движения перелета в системе Сатурн - Титан

Библиографический список

1. Себехей В. Теория орбит: ограниченная задача трёх тел. Пер. с англ. / Под ред. Г. Н. Дубошина. – М.: Наука, 1982. – 656 с.

УДК 621.389

ИНЖЕКТОР ЛУННЫХ ПЫЛЕВЫХ ЧАСТИЦ

Видманов А. С.

Научный руководитель: Сёмкин Н. Д., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Важным фактором, влияющим на безопасность будущих Лунных миссий, является наличие пылевой плазмы. Эксперимент LEAM, проводимый в ходе миссии Apollo 17, показал зависимость интенсивности пылевой активности от угла падения солнечного света. Наибольшее количество зарегистрированных пылевых частиц было получено в зоне терминатора [1]. Согласно [2] размеры левитирующей пыли могут составлять 0,1-1,5 мкм, скорость 0,1-1 км/с, концентрация 25-700 см⁻³. Рассчитана также высота подъёма частиц: 0,1 м – 100 км.

Таким образом, встаёт задача разработки лабораторного оборудования, позволяющего проводить эксперименты по влиянию лунной пыли на аппаратуру, материалы, элементы конструкции космического аппарата. Анализ существующих средств генерации потоков твёрдых заряженных частиц показал, что оптимальным вариантом являются электростатические ускорители [3].

В качестве прототипа взят инжектор, описанный в [4]. Основное усовершенствование конструкции генератора направлено на увеличение заряда частиц, увеличение количества частиц пыли в области зарядного электрода, уменьшение загрязнения ускорительного тракта. Повышение заряда пылевых частиц обеспечивается с помощью увеличения количества зарядных иголок и повышения напряжённости поля за счёт их геометрической конфигурации. Увеличение концентрации частиц пыли в области зарядного электрода достигается введением механических средств подъёма частиц пыли в бункерных камерах. Проблема загрязнения ускорительной камеры решается добавлением в конструкцию системы фокусирующих электродов. Также для регулирования потока частиц на выходе инжектора устанавливаются индукционные датчики, данные с которых поступают в блок электроники, который устанавливает напряжение на бункерном электроде и управляет механической системой подачи частиц.

Библиографический список

1. Halekas, J. S. Lunar Prospector observations of the electrostatic potential of the lunar surface and its response to incident currents[Text]/ J. S., Halekas, G. T., Delory, R. P., Lin T. J., Stubbs, W. M., Farrel, // Journal of Geophysical Research – 2008. - V. 113.
2. Rhee, J. W. Electrostatic dust transport and Apollo 17 LEAM experiment[Text]/ J.W., Rhee, O. E., Berg, H Wolf// Space research XVII, Philadelphia, Oxford and New York, Pergamon Press – 1977. – P. 627 -629.
3. Семкин, Н. Д. Эволюция и перспективы развития устройств для моделирования микрометеоритов в лабораторных условиях [Текст]/ Н. Д. Сёмкин, А. В. Пияков, А. П. Погодин // Прикладная физика. – 2008 – №4 – С. 153 -163.
4. Семкин, Н. Д. Инжектор заряженных пылевых частиц [Текст]/ Н. Д. Сёмкин, А. В. Пияков, К. Е. Воронов, Н. Л. Богдавленский, С. М. Шепелев// Приборы и техника эксперимента. – 2006. – №3. – С. 154-159.

УДК 629.7

ИМПУЛЬСНЫЙ УСКОРИТЕЛЬ ТВЁРДЫХ ЧАСТИЦ

Сухачев К. И.

Научный руководитель: Сёмкин Н. Д., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Предложенный метод ускорения отличается от существующих и позволяет достигать высокого эффективного напряжения всего на одной ступени ускорителя, при этом система электродов аналогична простой системе статического ускорителя, а система управления максимально упрощена. Задачи системы управления сводятся к детектированию момента влёта частицы и генерации запускающего сигнала, поступающего на систему инициации генератора импульсного напряжения. Масса и заряд частицы значения не имеют. Импульсный ускоритель состоит из независимых друг от друга ускорительных модулей, которые можно соединять последовательно и получать тем самым необходимые скорости частиц. Отдельные ступени импульсного ускорителя могут быть присоединены к другим типам ускорителей, как начальный, промежуточный или конечный каскад. Для подтверждения возможности реализации такого метода ускорения было проведено математическое и физическое моделирование отдельных частей, которое показало, что система обладает более высокими характеристиками, чем существующие аналоги. Так, ступень на эффективное напряжение 2 МВ имеет линейные размеры около двух метров и позволяет разгонять частицы с удельным зарядом, равным 30 Кл/кг, до наиболее вероятной скорости, равной 10 км/с в диапазоне частиц до 1 мкм. Очевидно, что при увеличении числа ступеней будет происходить увеличение скорости частицы. Ограничений по количеству ступеней конструкция не имеет, все ступени одинаковы, с независимыми системами управления. Моделирование показало, что ускорительная ступень на 2 МВ без дополнительных мер может работать на частоте следования частиц, равной 1 Гц. Физическое моделирование управляемого генератора импульсного напряжения (ГИН) показало возможность создания ГИН с надёжной и простой системой инициации по первому разряднику. Испытания, проводимые на физической модели, подтвердили стабильное срабатывание по управляющему импульсу. При математическом моделировании использовались параметры, замеренные на работающем ускорителе другого типа с идентичной системой ускоряющих электродов.

Библиографический список

1. Friichtenicht, J., F., Two-million-Volt electrostatic accelerator for hypervelocity research, Rev. Sci. Instrum., 34, 1962, 209-212.
2. S. Hasegawa, A. Fujiwara, K. Morishige, H. Yano, T. Nishimura, S. Sasaki, Y. Hamabe, H. Ohashi, K. Nogami, T. Kawamura, T. Iwai, K. Kobayashi, and H. Shibata. Acceleration of micro-particles to hyper velocities by using a 3.75 mv Van de Graaff accelerator. // Lunar and Planetary Science XXX submitted, pp. 1543-1544.
3. Сёмкин Н. Д., Пияков А. В., Воронов К. Е., Богоявленский Н. Л., Горюнов Д. В. Линейный ускоритель для моделирования микрометеоритов. // Приборы и техника эксперимента. - №2. - 2007. - С. 140-147. (На английском языке: Instruments and Experimental Techniques, 2007, Vol. 50, No. 2, pp. 275-281.).
4. Патент № 2447626 С2 Российской Федерации. Ускоритель высокоскоростных твердых частиц; СГАУ, Сёмкин Н. Д., Пияков А. В. и др.

УДК 629.7

РЕЗОНАНСНЫЙ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫЙ УСКОРИТЕЛЬ

Сухачев К. И.

Научный руководитель: Сёмкин Н. Д., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В современных электромагнитных ускорителях основная энергия тратится на тепловые потери в токопроводящих элементах, и все усилия по увеличению КПД направлены на снижение этих потерь. Резонансный метод ускорения позволяет несколько отодвинуть проблему тепловых потерь и необходимость применения сверхпроводников. Предложенный метод направлен на максимально полное использование энергии ускорителя, позволяет отказаться от нескольких накопителей в многоступенчатых системах, тем самым снизить массогабаритные параметры ускорителя и его стоимость. Резонансный метод ускорения решает ещё одну проблему современных ускорителей: необходимость разрыва больших токов силовыми ключами в момент прохождения ускоряемым объектом середины соленоида, тем самым отпадает необходимость в цепях рекуперации всплесков самоиндукции.

Суть метода состоит в том, что необходимо добиться синхронизации процесса коммутации соленоидов с резонансным разрядом накопителя и движением объекта по тракту. В таком режиме каждый соленоид отрабатывает всю доступную в данный момент энергию накопителя, так как последний полностью перезаряжается через соленоид. Применяя многоступенчатую систему, можно добиться полного использования энергии накопителя [1], так как все ступени отрабатывают полную энергию накопителя.

Математическое моделирование показало, что уже на начальных этапах оптимизации была получена эффективность ускорения в пределах 34%, что выше эффективности существующих аналогов. Максимальная скорость частицы при энергии накопителя 28 кДж составляет 10 км/с. При дальнейшей оптимизации многоступенчатой конструкции с применением системы подзарядки накопителя в момент паузы между полуволнами тока удалось достигнуть эффективности ускорения до 60%. Данный результат был получен на модели ускорителя, содержащего шесть ступеней ускорения.

Библиографический список

1. Патент № 2466340 С1 Российской Федерации. Резонансный электромагнитный ускоритель; СГАУ; Сухачев К.И., Сёмкин Н. Д., Пияков А. В. Опубликовано 10.11.2012.
2. Патент № 2447626 С2 Российской Федерации. Ускоритель высокоскоростных твердых частиц; СГАУ; Сёмкин Н. Д., Пияков А. В. и т.д.
3. Сёмкин Н. Д., Пияков А. В., Воронов К. Е., Сухачёв К. И. Резонансный метод ускорения немагнитных материалов // Вестник СГАУ. - 2012.- №2 (33). - С. 126-132.

Секция 2.

Проблемы аэро-, термодинамики
летательных аппаратов и двигателей

Подсекции:

- аэродинамика
- рабочие процессы двигателей летательных аппаратов, теплотехника и тепловые двигатели
- промышленная экология

УДК 629.7.015

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ КЛАПАНОВ ПРОТИВОПЕРЕГРУЗОЧНОЙ СИСТЕМЫ ЖИДКОСТНОГО ДЫХАНИЯ

Скворцов К. А.

Научный руководитель: Клементьев В. А., старший преподаватель
Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В СГАУ с 2008 года проводятся работы, связанные с созданием системы жидкостного дыхания, которая может быть использована в противоперегрузочных системах нового типа [1]. На кафедре КиПЛА был разработан и изготовлен универсальный гидравлический стенд. Схема приведена на рисунке 1.

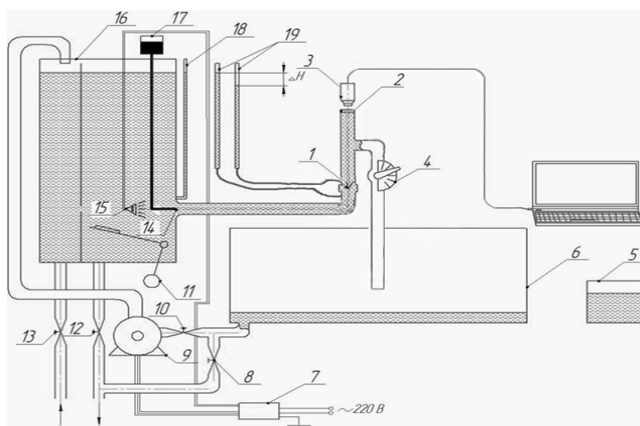


Рис. 1. Схема универсального гидравлического стенда

На рисунке 2 приведены экспериментальные зависимости коэффициента сопротивления ζ клапана от числа Рейнольдса искусственного двухстворчатого митрального клапана, полученного на данном стенде.

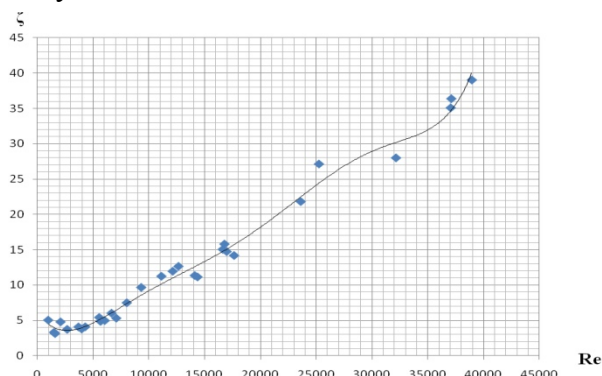


Рис. 2. Экспериментальная зависимость коэффициента гидравлического сопротивления ζ двухстворчатого клапана от числа Рейнольдса

Библиографический список

1. Бирюков Р. В. Исследование гидродинамических характеристик клапанов для системы жидкостного дыхания [Текст] /Бирюков Р. В., Клементьев В. А., Филиппенко А. В.//Симпозиум с международным участием «Самолетостроение России. Проблемы и перспективы»:Тезисы докладов. - Самара: СГАУ.- 2012. - С. 78-79.

УДК 533.69.048

ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАКОНЦОВОК КРЫЛА ЛЁГКОГО САМОЛЁТА

Хоробрых М.А.

Научный руководитель: Фролов В. А., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Цель - построение поля скоростей за крылом лёгкого сельскохозяйственного самолёта “Ястреб” для проведения анализа распределения рабочей смеси за крылом. Необходимо подобрать оптимальную форму законцовки крыла, у которой концевой вихревой жгут как можно меньше искажает и затягивает на себя пелену, сходящую с задней кромки крыла. Это позволит избежать забрасывания химиката концевым вихрем выше поверхности крыла, предотвращая разнос аэрозоля ветром и повышая эффективность обработки.

На самолёте “Ястреб” используется крыло, имеющее профиль GW-1, т.к. этот профиль обладает хорошими несущими свойствами и идеально с точки зрения аэродинамики подходит для лёгких самолётов. Так как крыло симметричное, то для ускорения и увеличения точности расчётов рассматриваем только одну консоль крыла.

Проведём исследование для ряда законцовок крыла. На рисунке 1 представлены схемы законцовок, которые использовались для расчёта.

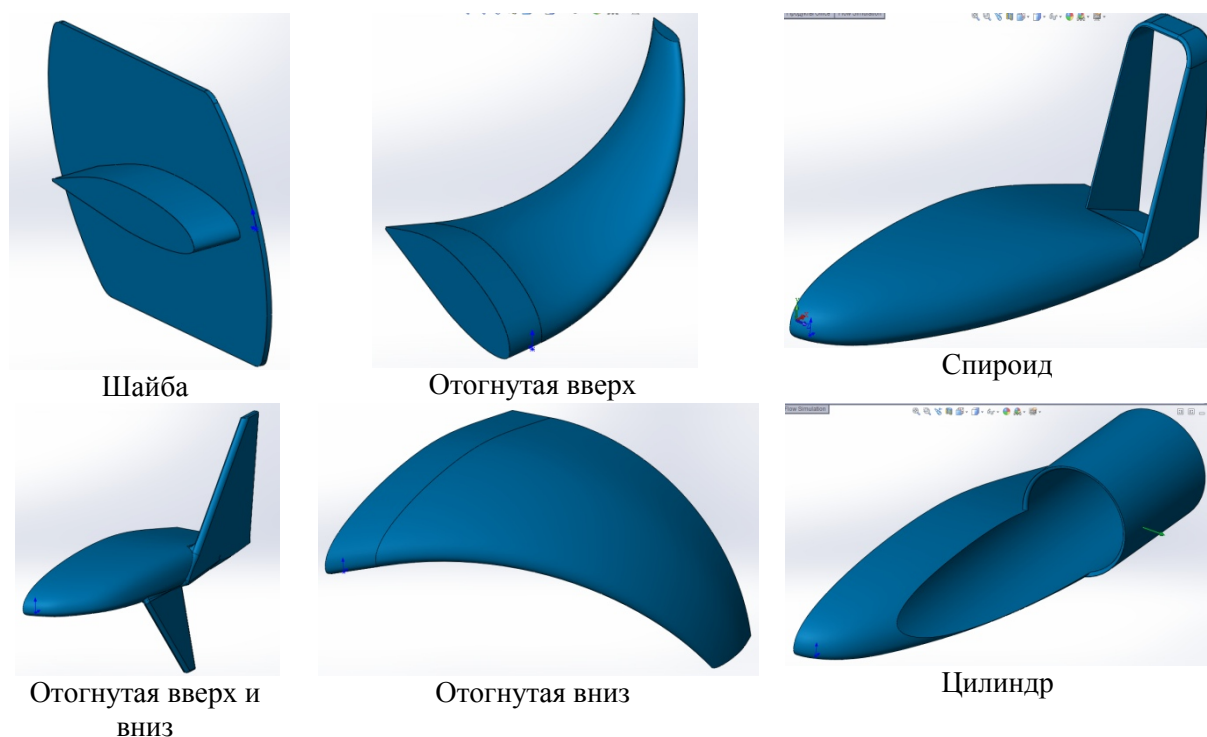


Рис. 1. Модели законцовок

Моделирование проводилось в программном пакете SolidWorks, а аэродинамический расчёт проводился в его составной части Flow Simulation. В основе решателя использованного программного пакета лежит метод конечных элементов.

Для расчётов использовалась сетка с общим количеством ячеек, составляющим примерно 600000. Расчёты проводились на персональном компьютере с процессором Intel Core i5 CPU 2,3 GHz, ОЗУ 8 Гб.

Для выбора наилучшей конструкции законцовки построили зависимости коэффициента подъёмной силы от угла атаки $C_{ya}(a)$, коэффициента лобового сопротивления от угла атаки $C_{xa}(a)$ и поляр C_{ya} (C_{xa}) (рис. 2). С помощью поляры оценили качество K крыла с разными типами законцовок.

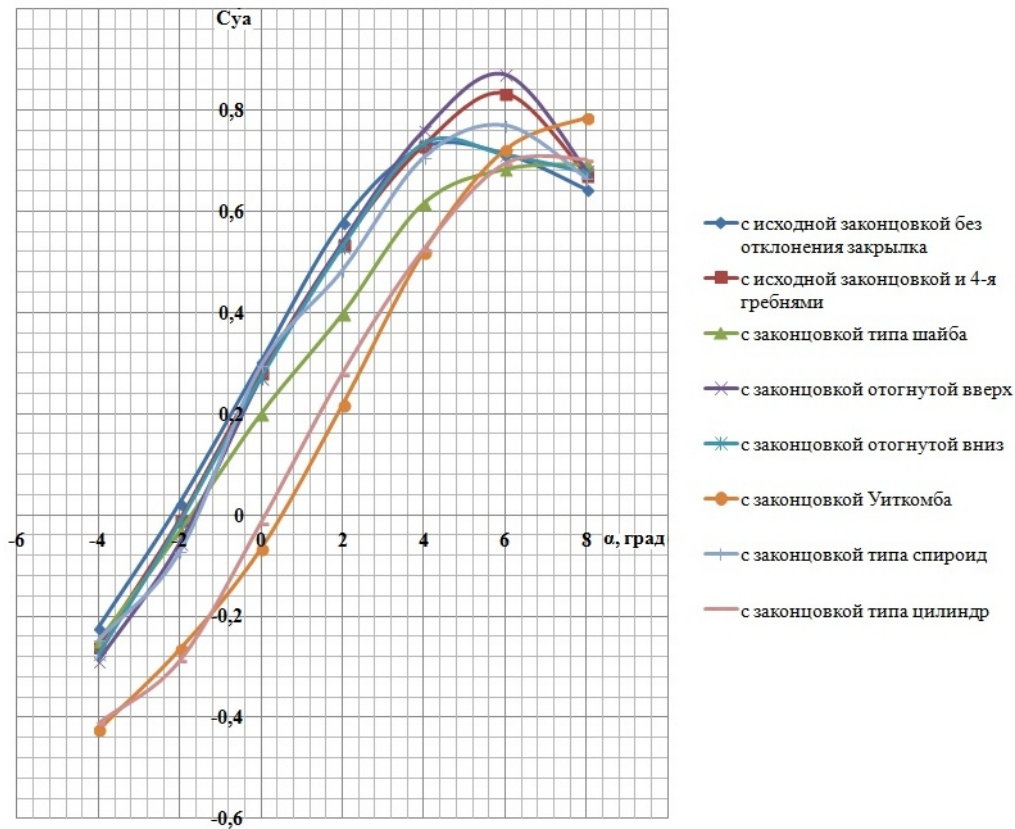


Рис. 2. Зависимость коэффициента подъёмной силы от угла атаки $C_{ya}(a)$

Для выбора наиболее эффективной законцовки необходимо учитывать более равномерную пелену за крылом (поле скоростей) и аэродинамические характеристики.

Сравнение вихревых структур показывает, что вихревые жгуты имеют разную толщину и оказывают разное влияние на вихревую пелену. Законцовка, отогнутая вверх, придаёт вихревым жгутам скорость, направленную вдоль размаха крыла. Программный пакет SolidWorks был применён для оценки эффективности аэродинамической схемы крыла лёгкого агросамолёта. При проектировании крыла со сложной формой в плане встают вопросы распределения аэродинамической нагрузки по размаху крыла, а также влияния формы крыла, наличия вихреобразователей и формы законцовок на аэродинамические характеристики крыла.

Учитывая равномерность вихрей и улучшение аэродинамического качества, сделаем вывод о том, что более эффективной законцовкой является законцовка, отогнутая вверх.

Библиографический список

1. Прохоренко В. П. SolidWorks. Практическое руководство. – М.: Бином, 2004. – 289 с.
2. Кашафутдинов С. Т., Лушин В. Н. Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей. – М.: Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина, 1994. – 74 с.
3. Асовский В. П. Теория и практика авиационного распределения веществ. – М.: Воздушный транспорт, 2008. – 580 с.

УДК 533.69.048.2

ИССЛЕДОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ ПО ПРОФИЛЮ С ВРАЩАЮЩИМСЯ ЦИЛИНДРОМ

Хоробрых М. А.

Научный руководитель: Фролов В. А., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Целью исследования является выполнение автоматизированного эксперимента по определению величины подъёмной силы, силы лобового сопротивления и отрывной зоны при обтекании профиля с вращающимся цилиндром. Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи:

1. Проектирование в программном пакете SolidWorks.
2. Выполнение расчёта обтекания профиля при помощи пакета газодинамического анализа Flow Simulation, являющегося составной частью пакета SolidWorks.
3. Изготовление дренированной модели профиля крыла по математической модели с помощью технологии быстрого прототипирования 3D-печать.
4. Разработка и изготовление средств автоматизации эксперимента.
5. Продувка модели профиля в аэродинамической трубе малых скоростей Т-3.

Автоматизация эксперимента включала в себя изменение углов атаки модели и закрылка, снятие показаний дифференциального электронного манометра с последующей математической обработкой.

На рисунке 1 представлена схема вращения цилиндра. Математическое моделирование и физический эксперимент проводились для скоростей вращения цилиндра $U = 0; 1V; 2V; 3V; 4V; 5V$. По результатам исследования можно сделать вывод, что вращение цилиндра на верхней поверхности профиля дает увеличение коэффициента подъёмной силы от 1% до 20%.

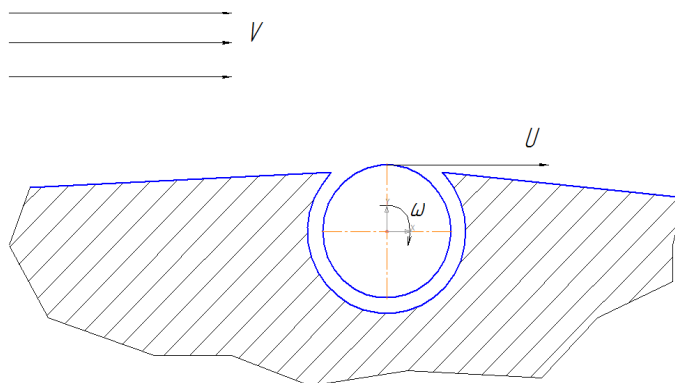


Рис. 1. Схема вращения цилиндра

Выполнено сравнение результатов физического и математического моделирования.

Библиографический список

1. Прохоренко В. П. SolidWorks. Практическое руководство. – М.: Бином, 2004. – 289 с.
2. Кашафутдинов С. Т., Лушин В. Н. Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей. – М.: Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина, 1994. – 74 с.

УДК 621.452.3

ОПИСАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК И ВНЕШНЕГО ВИДА ТЕПЛООБМЕННОГО АППАРАТА ДЛЯ МАЛОРАЗМЕРНОЙ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ ЗАМКНУТОГО ТИПА

Ахполов Д. А., Палагин Е. С.

Научный руководитель: Бирюк В. В., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Целью данной научной работы являлось создание регенеративного теплообменного аппарата для малоразмерной газотурбинной установки замкнутого типа. Теплообменник должен был соответствовать требуемым тепловым параметрам и обеспечивать минимальные гидравлические потери. Также, учитывая размеры газотурбиной установки, необходимо было создать достаточно компактный теплообменный аппарат.

На начальном этапе работы планировалось создать выносной рекуператор, подключенный к установке посредством трубопроводов. Проводилось сравнение двух типов теплообменников: кожухо-трубчатого и пластинчато-ребристого. Был выполнен конструкторский и тепловой расчёт названных выше рекуператоров. По результатам расчёта стало очевидно, что по габаритным размерам, коэффициенту компактности и массе оптимален пластинчато-ребристый теплообменник. Для сравнения параметры теплообменников приведены в таблице 1.

Таблица 1

	Кожухо-трубчатый теплообменник	Пластинчатый теплообменник
Габаритные размеры	D = 0,663 м, L = 3 м	0,77x0,55x0,71 м
Коэффициент компактности	95,3	273

На следующем этапе работы было принято решение об изменении компоновки. Была поставлена задача сделать теплообменник не выносным, а встраиваемым в корпус установки. Было решено развернуть пластины, по которым течёт холодный теплоноситель, перпендикулярно к оси установки, а сам теплообменник сделать кольцевым. Эта конструкция размещалась над валом, соединяющим компрессор и турбину газотурбинной установки. В связи с изменением положения пластин с холодным теплоносителем изменилась и схема течения газа. Теперь газ из компрессора на входе в теплообменник двигался перпендикулярно оси установки вверх, а на выходе - вниз. Такая схема течения позволила уменьшить габаритные размеры теплообменника. Так, длина, по сравнению с начальным вариантом пластинчато-ребристого теплообменника, уменьшилась почти в 3,5 раза, а высота - в 0,7 раза.

Спроектированный пластинчато-ребристый теплообменник полностью соответствовал требуемым тепловым параметрам, значениям гидравлических потерь и значительно выигрывал в габаритных размерах по сравнению с вариантами, посчитанными на начальном этапе.

Исследование выполнено при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, соглашение 14.В37.21.0297.

УДК 533

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭПИЮР СКОРОСТИ В СТРУЕ ИЗ СОПЛА ВИТОШИНСКОГО С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ANSYS FLUENT И 3D-LDA

Ахтеряков А. В.

Научный руководитель: Диденко А. А., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Теория турбулентных струй развита в трудах классиков газовой динамики и имеет большой объём взаимосогласованных аналитических, расчётных и экспериментальных результатов. Цель данной работы – используя известные литературные данные и собственные экспериментальные результаты, полученные разными диагностическими методами, в том числе лазерно-оптическими, осуществить верификацию разработанных в среде Ansys FLUENT математических моделей для трёхмерного численного расчёта струйных течений.

Расчёты выполнялись с использованием программного комплекса Ansys FLUENT 14. В качестве рабочего тела был использован воздух. Перепад давления воздуха на сопле составлял $\Delta p = 3\%$ от атмосферного давления, принятая модель турбулентности – k- ϵ Realizable.

В результате расчётов были получены поля и эпюры скоростей, по которым построена схема данной струи, представленная на рисунке 1.

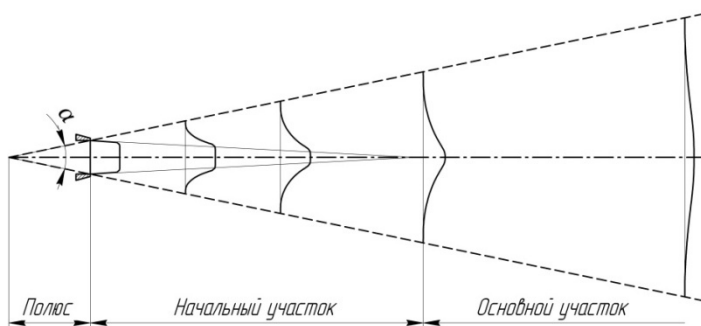


Рис. 1. Схема свободной турбулентной струи

Угол α , образованный внешними границами свободно расширяющейся струи, называется центральным углом раскрытия, он равен 24° . Протяжённость начального участка S_0 и глубина полюса h_0 в расчётах получились равными, соответственно, 138 мм и 35 мм.

Измерения проводились с помощью 3D-LDA Dantec (Дания) и ЛАД-056С (Россия). Сопло

прикреплялось к выходному фланцу воздушного ресивера. Через малорасходную форсунку, установленную на входе в воздушный ресивер, подавалась жидкость под большим давлением, микрокапли которой использовались в качестве маркерных частиц для лазерных измерителей. Измерения скорости выполнены в поперечной YOZ плоскости на расстоянии $X = 30$ мм от среза сопла, в $17 \times 17 = 289$ точках, расположенных в узлах прямоугольной решетки с шагом 2 мм.

По данным лазерных измерений осевые скорости в ядре струи $W = 68 \dots 72$ м/с. Расхождения в значениях W , полученных двумя разными оптическими измерителями, оказались равными $0,06 \dots 0,3$ % от среднего значения.

Скорость, подсчитанная по измеренному расходу воздуха, оказалась меньше измеренной лазерными методами на 5,2 %. Скорость, подсчитанная по данным игольчатого насадка полного давления воздуха, установленного на оси струи вблизи среза сопла, оказалась в среднем на 1 % меньше значений лазерных измерений. Расхождения экспериментальных данных и результатов численных расчетов оказались также в допустимом диапазоне.

Работу планируется продолжить с целью исследования турбулентной структуры потока лазерно-оптическими и численными методами.

УДК 621.59

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЁТА ПРОЦЕССОВ ТЕПЛОПЕРЕДАЧИ В СИСТЕМЕ ТОПЛИВОПОДАЧИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ НА ОСНОВЕ БАЛЛОНА С КРИОГЕННОЙ ЗАПРАВКОЙ

Благин Е. В., Цапкова А. Б., Шатохин Е. С., Шиманов А. А.

Научный руководитель: Угланов Д. А., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В настоящее время проявляется тенденция к увеличению потребления природного газа практически во всех отраслях промышленности. Применительно к поршневым силовым установкам, работающим на газе, газ может храниться либо в сжатом, либо в сжиженном состоянии. Для использования сжиженного природного газа необходима его газификация, которая происходит за счёт естественных или подводимых тепловых потоков. При этом необходимо отметить, что для сжижения газа затрачивается энергия. Существует ряд решений, которые позволяют получить дополнительную энергию за счёт низкотемпературного потенциала.

Для решения поставленной задачи предлагается использовать газопоршневую установку (ГПУ) с теплоотрицательным комплексом, в состав которого будут входить: ёмкость с криогенной заправкой (ЕКЗ), соединённая с резервуаром для хранения СПГ. Для получения дополнительной энергии предполагается использовать расширительные турбины.

Как показывают расчёты температуры в ёмкости в момент времени, равный 30 минутам работы, температура снижается до $-89,6^{\circ}\text{C}$, что недопустимо для материала 30ХМА, из которого выполнена ЕКЗ. Для нейтрализации этого явления необходимо увеличить температурный напор или увеличить площадь теплопередающей боковой поверхности ЕКЗ. Однако, увеличение площади приведёт к увеличению массы баллона, что нежелательно и экономически нецелесообразно.

С увеличением температурного напора работа баллона достигает 50 минут, при этом температура самого баллона снижается до температуры $-89,6^{\circ}\text{C}$, как и в предыдущем расчёте.

Аналогично был проведен расчёт ёмкости с увеличенной площадью боковой поверхности, которая составляет 1400 м^2 , и температурой в тепловом напоре 180°C . Ёмкость работает в течение необходимого периода времени. При этом из результатов следует, что в этом случае возникает перегрев материала до температуры $83,1^{\circ}\text{C}$. Следовательно, необходимо уменьшить площадь ёмкости или снизить температуру теплового потока, для того чтобы не возникало сильного охлаждения или перегрева ёмкости.

При площади боковой поверхности 900 м^2 и температуре в тепловом напоре 180°C время работы ЕКЗ составит 60 минут. При этом температура находится в допустимом диапазоне от $5,3^{\circ}\text{C}$ до $49,6^{\circ}\text{C}$. Этот диапазон температур не повлияет отрицательно на прочность материала ёмкости с криогенной заправкой.

Таким образом, было выбрано оптимальное соотношение температуры и площади боковой поверхности ЕКЗ, рассчитан процесс естественной газификации с оптимальными параметрами, а также подобрано необходимое количество ЕКЗ с учётом их работы в условиях естественной газификации для бесперебойной работы силовой установки.

УДК 629.7

АНАЛИЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ФОРСУНОК С ПОРИСТЫМИ ВКЛАДЫШАМИ В РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

Будайбекова Я. М.

Научный руководитель: Белоусов А. И., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Создание технологических машин и высокоскоростных транспортных средств, форсированных по мощностям, нагрузкам, температурам и другим параметрам приводит к увеличению интенсивности и расширению спектра вибрационных и виброакустических полей. Этому способствует также широкое использование в технике, энергетике, промышленности и строительстве высокоэффективных вибрационных и виброударных процессов. Вредная вибрация нарушает планируемые конструктором законы движения машин, механизмов и систем управления, порождает неустойчивость процессов и может вызвать отказы и полную расстройку всей системы. Из-за вибрации увеличиваются динамические нагрузки в элементах конструкций, стыках и сопряжениях, снижается несущая способность деталей, инициируются трещины, возникают усталостные разрушения, повышаются энергозатраты технических объектов на производствах, транспорте и так далее. Вибрация оказывает и непосредственное пагубное влияние на человека, снижая его функциональные возможности и работоспособность, вызывая профессиональные заболевания. Поэтому особое значение приобретают методы и средства уменьшения вибрации. Совокупность технологий борьбы с вредной вибрацией называют виброзащитой.

В виброзащите нуждаются все виды систем: механические, гидравлические, газовые, электрические и так далее.

Проблемы виброзащиты систем любого вида сопровождают практически все области современных промышленных технологий и базируются на четырех главных разделах:

1) демпфирование колебаний - совокупность методов и технологий, призванных обеспечить рассеяние энергии вибрационных процессов;

2) виброизоляция - технология, дающая возможность предотвратить распространение вибрации от её источников до защищаемых от её воздействия объектов;

3) динамическое гашение колебаний - оснащение защищаемых конструкций специальными и часто весьма нетривиальными устройствами, в которых индуцируются вибрационные движения или движения других типов. За счёт этого защищаемые объекты потеряют возможность совершать интенсивные вибрационные движения;

4) снижение виброактивности источников колебаний - организация условий, при которых вибрация изначально не может оказаться недопустимо интенсивной (оптимизация проектирования машин и конструкций, балансировка роторов машин, внедрение современных методов динамического расчёта технических средств и др.).

В настоящей работе будет решаться проблема виброзащиты камеры сгорания ракетного двигателя путём устранения низко- и высокочастотных колебаний при горении компонентов топлива в нём благодаря использованию нового типа форсунок

для распыла компонентов из упругодемпфирующего пористого материала МР, который разработан в СГАУ.

Проблема разработок в этой области заключается в том, что мало материалов, статей, тема практически не изучена. Этот материал представляет собой однородную упругопористую массу, полученную холодным прессованием определённым способом уложенной, растянутой и дозированной по весу спирали. В качестве исходного материала для изготовления МР применяется тонкая металлическая проволока различных марок. Марка проволоки определяется условиями работы детали из МР: температурным режимом, наличием агрессивной среды, характером приложения нагрузки и т.д. Предложение изменения этого материала в качестве элемента форсунок отличается новизной.

Получение характеристик материала осложняется тем, что они зависят от большого числа факторов: диаметра проволоки, диаметра спирали, степени растяжения спирали при формировании заготовок, технологии укладки спирали при формировании заготовки, массы спирали, формы УДЭ, степени опрессовки заготовки (плотности детали, материала проволоки, технологией её изготовления) и др.

В связи с указанными трудностями до сих пор методики расчёта конкретного изделия носили даже в динамических системах экспериментальный характер, что затрудняло оптимизацию динамических систем. В настоящее время в СГАУ разрабатывается новый подход к созданию математических моделей деформирования изделий из материала МР. Суть этого подхода состоит в следующем.

Для заданной технологии укладки спирали в заготовку, материала проволоки и плотности изделия экспериментально исследуется образец в виде параллелепипеда на сжатие, сдвиг и изгиб. Результаты эксперимента обрабатываются в общеизвестных координатах: напряжение – деформация. Поскольку характеристики материала МР имеют гистерезисный характер, петли расщепляются при обработке эксперимента на упругие и неупругие компоненты, аппроксимируются математическими зависимостями, которые затем используются в расчётах конкретных изделий в системах ANSYS, NASTRAN и других. Этот же подход предполагается использовать для гидрогазовых систем аэрокосмической техники.

Целью работы является разработка теории и конструкции газожидкостной пористой форсунки. Она представляет собой форсунку с пористым вкладышем из материала МР. Жидкость смачивает его и в виде мокрых струй попадает в газовый поток, что способствует улучшению качества распыла. Данный вкладыш позволяет бороться с возникновением низко- и высокочастотных колебаний системы, которые оказывают негативное влияние на работоспособность энергетических установок. В ЖРД данной проблеме придают особое значение, поскольку форсуночная головка является источником колебаний, последствием которых может стать взрыв двигателя и всей ракеты-носителя.

УДК 621.452.3

ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЫХОДНОГО УСТРОЙСТВА ТРДД

Горячкин Е. С.

Научный руководитель: Батурин О. В., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Выходное устройство ГТД является важным узлом двигателя, оказывающим существенное влияние на его параметры. Для сокращения экспериментальных исследований при доводке сопла целесообразно для определения его характеристик воспользоваться CFD программными комплексами, которые на сегодняшний день являются самым точным расчётным инструментом.

В представленной работе проводилось исследование газодинамической эффективности сопла ТРДД без смещения потоков. В качестве критериев эффективности рассматривались коэффициент скорости $\varphi_c = C_c / C_{c_s}$ и коэффициент восстановления полного давления $\sigma_c = p_c^* / p_T^*$.

Расчёт проводился в программном комплексе CFX. Расчётная конечно-элементная модель представляет собой сектор выходного устройства с углом 20° вместе с выходной областью, протяжённостью 5 диаметров обечайки наружного контура в осевом направлении и 2 диаметра в радиальном направлении.

В качестве граничных условий было задано значение полных давлений и температур на входе в сопла внутреннего и наружного контура, а также статическое давление на границе выходной области. Расчёт велся в стационарной постановке с учётом изменения свойств рабочего тела в зависимости от его температуры.

При анализе результатов расчёта исходной конфигурации сопла было установлено, что во внутреннем контуре присутствует скачок уплотнения (рис. 1, а), что обуславливает ухудшение критериев эффективности. Поэтому для увеличения газодинамической эффективности сопла было принято решение укоротить наружную обечайку внутреннего сопла и спрямить обводы центрального тела. Результаты расчётного исследования структуры потока в модернизированном варианте приведены на рис. 1, б. Как видно, внесённые изменения позволили устранить скачок уплотнения, что позволило увеличить коэффициент скорости на 2% (абс) и коэффициент восстановления полного давления на 3,5%.

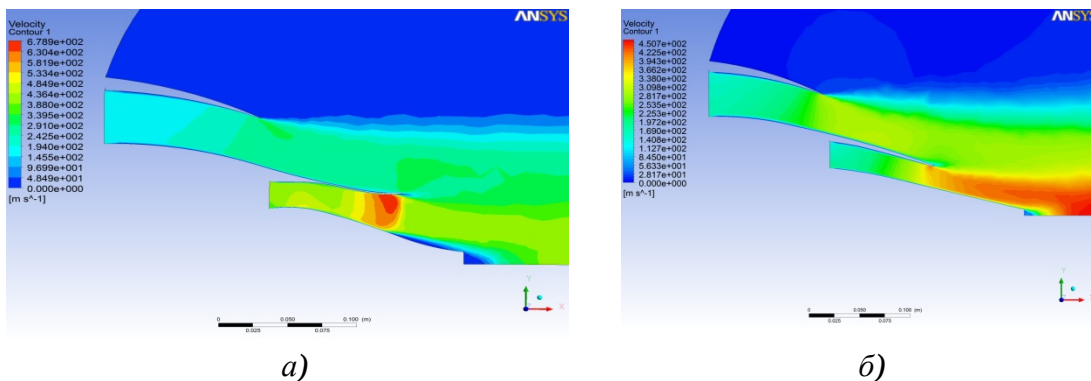


Рис. 1. Поле изменения скорости в исходной (а) и измененной (б) конструкции сопла

УДК 621.438.001.2

О ВЛИЯНИИ МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НА РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННЫХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ ТУРБИН СВЕРХМАЛОЙ МОЩНОСТИ

Калабухов Д. С.

Научный руководитель: Григорьев В. А., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В работе описана задача определения зависимости мощностного КПД осевой турбины сверхмалой мощности (ТСММ) с полным подводом рабочего тела в зависимости от частоты вращения ротора n и степени понижения давления π_t с помощью CFD-пакета Ansys CFX. Расчёт турбины выполнялся в стационарной постановке, сопряжение СА и РК выполнено без осреднения параметров по окружному направлению, стенки моделировались адиабатическими с шероховатостью 16 мкм, рабочим телом служил идеальный газ. Расчёты проводились на неструктурированной тетраэдральной сетке с призматическими слоями у твёрдых стенок.

Использовались модели турбулентности RANS, основанные на осреднении по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса: k - ϵ , k - ϵ RNG, k - ω и SST. Сравнение КПД-характеристик, полученных в ходе натурного и вычислительного экспериментов, показано на рисунке 1. Наиболее близкие к экспериментальным данным результаты дают модели k - ϵ RNG и SST. Модель k - ϵ RNG эффективна при относительно малых числах Рейнольдса, большой кривизне линий тока и в областях больших деформаций поля скорости, что имеет место в ТСММ. Модель SST позволяет точно рассчитывать как турбулентный пограничный слой вблизи стенок, так и ядро потока, что также имеет большое значение при расчётах малоразмерных каналов ТСММ. Величины средней относительной погрешности $\delta\eta_t$ по всем исследуемым режимам составили 5,83% и 6,78% для моделей SST и RNG соответственно, что немногим выше максимальной погрешности экспериментального определения КПД, равной 4,2%. На расчётном режиме ($\pi_t = 5$ и $n = 35000 \text{ мин}^{-1}$) была получена минимальная величина $\delta\eta_t = 0,25 \%$ при использовании модели k - ϵ RNG.

Погрешности в расчётах по всем моделям турбулентности возрастают с уменьшением π_t в сторону от расчётного значения, а также при повышении n , что объясняется различием реальной структуры течения в ТСММ от моделируемой в CFX.

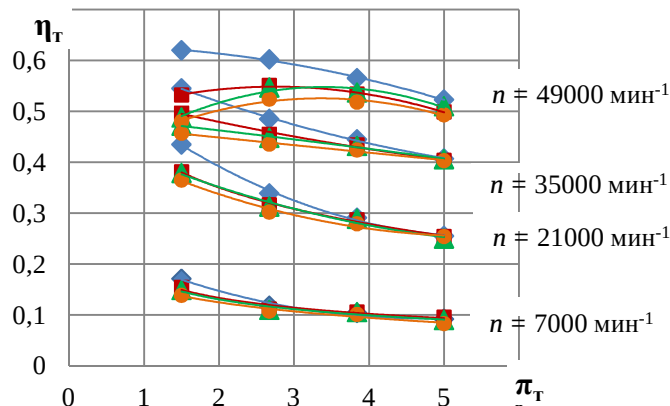


Рис. 1. Сравнение расчётных КПД-характеристик ОТСММ для различных моделей турбулентности с экспериментальными данными:

◆ – экспериментальные точки; ● – модель k - ϵ ; ▲ – модель k - ϵ RNG; ■ – модель SST

УДК 621.43

КОНЦЕПЦИЯ ФОРСУНКИ СТУПЕНЧАТОГО ВПРЫСКА ТОПЛИВА

Каюков С. С.

Научный руководитель: Бирюк В. В., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Основным направлением совершенствования систем топливоподачи признан многофазный впрыск. При нём распыливание топлива происходит при высоких давлениях за исключением периодов открытия и закрытия иглы.

Проблемой при создании систем многофазного впрыска является низкое быстродействие форсунок, при котором ограничена скважность и возможность подачи топлива малыми дозами, а также увеличенная доля цикловой дозы с низким качеством распыления на режимах открытия, закрытия и частичного открытия иглы форсунки.

Известен другой путь достижения необходимого расхода и качества распыления топлива - ступенчатый впрыск, характеризующийся изменением общей площади и количеством распыляющих отверстий на этапе впрыска. В этом случае при сравнительно невысоких давлениях можно обеспечить мгновенный расход, близкий к оптимальному для конкретного ДВС, и улучшить как качество смесеобразования, так и протекание рабочего процесса в целом, в результате чего можно значительно снизить токсичность выхлопных газов и улучшить характеристики двигателя.

Несмотря на указанные привлекательные возможности в этом направлении, в настоящее время не наблюдается каких-либо практических реализаций данного типа впрыска. Предполагаемой причиной такого состояния вопроса являются конструктивно-технологические сложности при создании форсунок и распылителей с независимым открыванием разного количества распыливающих отверстий. Особую сложность представляет размещение нескольких седел с иглами и элементов управления их работой в очень малых габаритах известных конструкций форсунок. Современные технологии обеспечивают возможности для создания оригинальных конструкций наиболее проблемных элементов при рассматриваемом варианте управления процессом впрыска, таких как форсунка в целом и распылитель в частности.

В качестве примера рассматривается конструкция электроуправляемой форсунки для топливной системы типа Common Rail.

В настоящее время ведутся работы по моделированию и расчёту опытного образца форсунки и распылителей нового поколения с учётом современных требований по вредным выбросам, в результате выполнения которых предполагается получить:

- математический аппарат описания динамики клапана;
- конечно-элементную модель проточной части форсунки для CFD расчётов;
- методику построения конечно-элементной модели и обоснование выбора сетки и параметров для граничных условий;
- методику проведения экспериментальных исследований для выявления оптимального облика конструктивных схем.

УДК 621.45.02

О НЕОБХОДИМОСТИ УЧЁТА НЕОПРЕДЕЛЁННОСТИ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ТУРБОМАШИН

Колмакова Д. А.

Научный руководитель: Батурин О. В., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Неоднородность геометрических параметров лопаток турбомашин и неопределённость граничных условий – два главных фактора, влияющих на точность моделирования турбомашин и, как следствие, на характеристики узла в целом. Однако в настоящее время алгоритмы и программная реализация учёта неопределённости исходных данных находятся на начальном этапе.

Целью данной работы является оценка влияния неопределённости исходных данных на расчётные газодинамические характеристики турбомашин.

На первом этапе был проведён анализ отраслевых стандартов и рабочих чертежей турбомашин, составленных на разных предприятиях, который позволил выделить их важнейшие геометрические размеры и типовые значения допусков на эти размеры. Значения погрешностей для физических параметров потока были приняты согласно оценкам, приведённым в технической литературе.

Оценка влияния неопределённости геометрических и физических переменных на рабочий процесс в венце лопаточной машины была проведена на примере незакрученной решётки соплового аппарата (СА) постоянного сечения по высоте, для которого имеются обширные экспериментальные данные.

Моделирование течения в сопловом аппарате осуществлялось в специализированном программном комплексе *NUMECA*. В качестве контролируемых критериев эффективности СА были приняты 3 параметра: пропускная способность (A_{CA}), коэффициент потерь (ζ_{CA}) и угол выхода потока из СА (α_1). Сравнение результатов расчёта базового варианта СА и экспериментальных данных показало, что созданная модель адекватно описывает процессы, происходящие в решетке, но недостаточно хорошо предсказывает численное значение потерь.

Далее была проведена серия расчётных исследований. Первая группа расчётов была ориентирована на выявление влияния неопределённости геометрических параметров на параметры СА. Вторая группа расчётов была направлена на выявление зависимости исследуемых параметров от изменения параметров потока, которые используются в качестве граничных условий при моделировании (p^* , T^* , p).

Полученные результаты и сравнение их с результатами расчёта базового варианта СА показали, что неопределённость исходных данных в CFD расчёте оказывает существенное влияние на количественные оценки, получаемые с их помощью. Разница между расчётными и экспериментальными данными может превышать 5%. В этой связи представленная работа является лишь первым шагом в решении данной проблемы. В дальнейшем планируется разработать универсальный автоматический алгоритм, который позволит при проектировании рассчитывать не детерминированное значение искомого параметра, а указывать диапазон, в котором он может находиться. Данный алгоритм позволит повысить точность оценок параметров лопаточных венцов CFD методами.

УДК 621.5.01+ 533.17

РАСЧЁТ ВРЕМЕНИ НАТЕКАНИЯ ДЛЯ ИЗДЕЛИЙ ФОТОЭЛЕКТРОНИКИ КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

Корнилова М. В.

Научные руководители: Самвелов А. В., вед. инженер; Угланов Д. А., доцент

ГНЦ РФ ФГУП «НПО «ОРИОН», г. Москва,
Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Отсутствие обоснованных математических моделей разгерметизации объёмных соединений не позволяет точно определить усилие обжатия с учётом свойств среды, материала уплотнений и характеристик микрогеометрии их поверхностей. Поэтому получили распространение эмпирические формулы для определения усилия обжатия. Они справедливы только в том диапазоне изменения параметров, в котором ставились эксперименты.

Требуется определить время, за которое газ (ксенон) вытечет из заданного объёма фотоприёмного устройства (ФПУ). Для определения времени, за которое газ выйдет из изделия, необходимо определить массовый расход и массу газа в изделии. Массовый расход газа через неплотности стыка герметичного соединения определяется следующим эмпирическим выражением:

$$Q = \frac{ph_0^3(P_u^3 - P_0^3)}{4K_0t^2RTh \cdot \ln \frac{r_g}{r_0}} \cdot \frac{Sm^4}{(Sm^2 + 2p^2 + Ra^2)^2},$$

где h_0 - средняя высота щели при отсутствии контактного давления на стыке;

P_u - давление газа в изделии;

P_0 - давление окружающей среды;

K_0 - постоянная Козени, зависящая от формы поперечного сечения щели;

t - коэффициент извилистости ($t = \sqrt{2}$);

R - газовая постоянная ксенона,

T - абсолютная температура;

η - динамическая вязкость уплотняемой среды (газа);

r_0, r_g - соответственно наружный и внутренний радиусы уплотнительных поверхностей;

S_m - средний шаг неровностей профиля (ГОСТ 2789-73);

Ra - среднеарифметическое отклонение профиля.

Параметрами, наиболее сильно влияющими на значение массового расхода, являются наибольшая высота неровностей профиля уплотнительных поверхностей, среднеарифметическое отклонение профиля и средний шаг неровностей профиля. Данные параметры определяются в зависимости от класса шероховатости.

По условиям исследуемой задачи, срок службы изделия должен быть не менее 15 лет. Для обеспечения этого параметра необходимо определить время вытекания ксенона до минимального рабочего давления.

Время вытекания газа для классов шероховатости 8–11 составило, соответственно, от 18,93 до 30,25 лет, то есть количества ксенона, заполняющего внутренний объём изделия, необходимого для его функционирования в штатном режиме, хватит не менее, чем на 18 лет непрерывной работы, что полностью удовлетворяет требованиям поставленной задачи для использования этого объекта фотоэлектроники в условиях ближнего космоса.

УДК 621.5.011

**ОЦЕНКА ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ВНЕДРЕНИЯ
УСОВЕРШЕНСТВОВАННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ИЗГОТОВЛЕНИЯ
БОРТОВЫХ КРИОГЕННЫХ МАШИН СТИРЛИНГА**

Корнилова М. В.

Научный руководитель: Угланов Д. А., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Инфракрасные фотоприёмники, для создания которых используются такие материалы, как теллуриды кадмия-ртути и антимонид индия, относятся к группе охлаждаемых. Уровень температур криостатирования располагается в интервале 60...90 К. Поддержание температур необходимо для обеспечения фотоэлектрических параметров матричных фотоприёмных устройств (МФПУ), входящих в состав фотоэлектронных модулей с минимизацией при этом влияния собственного излучения фоточувствительного элемента (ФЧЭ). С этой целью организуют внешнее охлаждение МФПУ до криогенных температур.

В НПО «Орион» была разработана усовершенствованная технология производства интегральной микроригенной системы (МКС) холодопроизводительностью 0,5 Вт с повышенным ресурсом работы не менее 10 000 часов и пониженным энергопотреблением не более 7 Вт в стационарном режиме для комплектации фотоэлектронных приборов. Опытный образец произведён и прошёл апробацию.

В данном исследовании автором была поставлена задача провести экономическую оценку внедрения усовершенствованной технологии производства интегральной МКС с точки зрения технологической и эксплуатационной эффективности. Для оценки эффективности предлагаемых мероприятий по усовершенствованию технологии изготовления МКС было проведено технико-экономическое исследование. Для этого рассчитан экономический эффект от внедрения изменений в технологический процесс, которые привели к сокращению времени проведения доводочно-испытательных операций, а также эффект от улучшения эксплуатационных характеристик: повышения надёжности и ресурса (с 0,9 года до 1,8 лет) и снижения энергопотребления МКС при эксплуатации на борту ЛА (с 10 Вт до 3,5 Вт).

В соответствии с методикой были рассчитаны следующие показатели экономической эффективности внедрённых усовершенствований: годовой экономический эффект, срок окупаемости дополнительных капитальных вложений, расчётный коэффициент экономической эффективности разработки. Исходные данные для проведения исследования по запросу были предоставлены ГНЦ РФ ФГУП «НПО «Орион».

Таким образом, только за счёт улучшения эксплуатационных характеристик удалось достичь экономического эффекта, равного 162 490 руб. Внедренные технологии привели к увеличению себестоимости изделия, что, с одной стороны, вызвало увеличение трудоёмкости его изготовления, с другой – повысило привлекательность оборудования на рынке. Применение новых, более дорогих, но и более качественных материалов и комплектующих, а также закупка нового оборудования для линии контроля и испытаний позволило сократить время на доводку и испытания на 12 часов.

УДК 621.452.32

ВЫБОР МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ДИФФУЗИОННОГО ФАКЕЛА

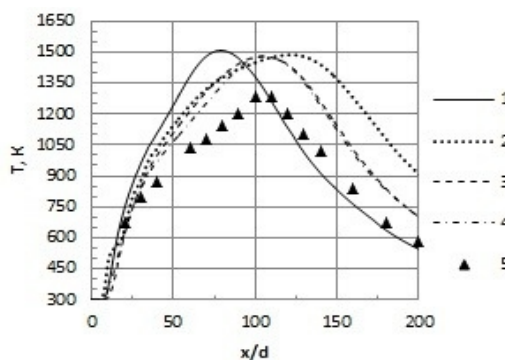
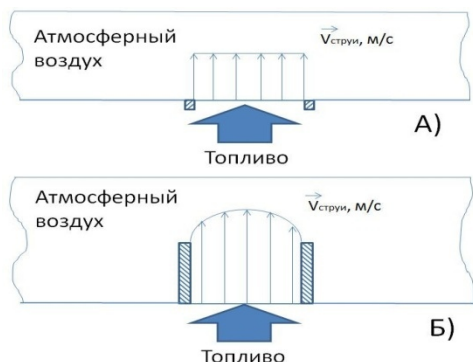
Красовская Ю. В.

Научный руководитель: Чечет И. В., ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В данной работе была построена двумерная осесимметричная конечно-элементная модель, проведен расчёт математической модели с горением диффузионного факела пропана, истекающего из сопла диаметром 6 мм со скоростью 9,7 м/с при $Re=1,3 \cdot 10^4$ в стационарной постановке по модели тонкого фронта пламени (Flamelet). Кинетическая схема горения взята в работе [1].

В ходе проведения расчётов была установлена сеточная независимость решения, а также выявлено влияние граничных условий на результаты расчётов. Исследования показали, что моделирование истечения затопленной струи с учётом процессов горения необходимо производить на модели, отражающей движение потока как внутри, так и снаружи сопла. С этой целью оно было включено в расчётную область (рис. 1). Также важным оказался учёт сил гравитации, плавучести, процессов излучения и образования сажевых частиц, без которых не получалось адекватного сравнения с экспериментом [2]. При расчёте турбулентного диффузионного факела использовались четыре модели турбулентности: модель Рейнольдсовых напряжений (RSM – Reynolds Stress Model), модель переноса касательных напряжений (SST – Shear – Stress Transport), Realizable k-ε модель, Standart k-ε модель. Сравнение расчётов с экспериментальными данными [2] (рис. 2) показало, что наиболее точно положение фронта пламени на оси струи описывается моделями RSM и SST. Отличие расчётных значений температуры от экспериментальных обусловлено погрешностью измерения охлаждаемой термопары.



Библиографический список

1. Smith, G.P., Golden, D.M., et al. 2GRI-Mech 3.0@ 2008, from http://www.me.berkeley.edu/gri_mech/.
2. Лукачев, С. В. Образование и выгорание бензапирена при сжигании углеводородных топлив / С. В. Лукачев, А. А. Горбатко, С. Г. Матвеев. - М.: Машиностроение, 1999. – 153 с.

УДК 621.45.02

ТРЕХМЕРНОЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Кривцов А. В., Шаблий Л. С.

Научный руководитель: Матвеев В. Н., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Согласование характеристик узлов газотурбинного двигателя (ГТД) при его проектировании является актуальной задачей авиационного двигателестроения. При одномерном термогазодинамическом расчёте сложно оценить, какое влияние на характеристики компрессора окажет рабочий процесс камеры сгорания и наоборот. Поэтому было произведено совместное газодинамическое моделирование рабочего процесса одновального ТРД, спроектированного в СГАУ, обладающего следующими параметрами: расход воздуха через двигатель равен 0,76 кг/с, внешний диаметр рабочего колеса компрессора 130 мм, номинальная частота вращения ротора 70 тыс. об/мин.

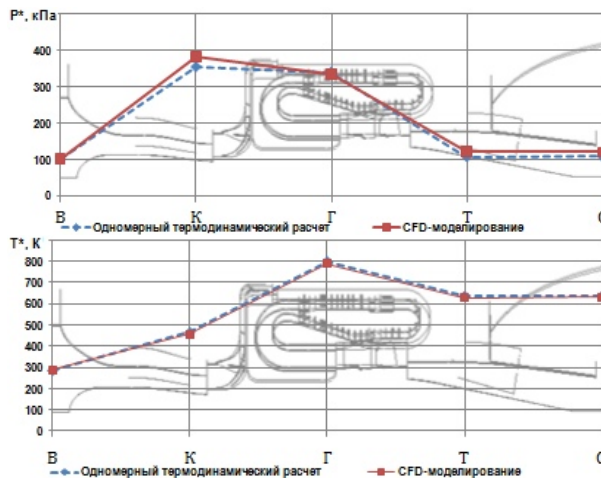
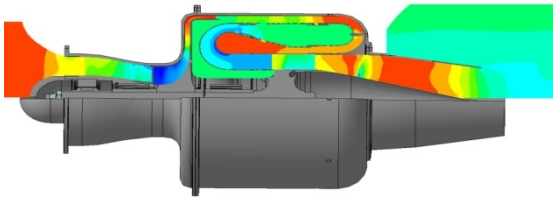


Рис. 1. Распределение полного давления и полной температуры по длине проточной части двигателя

Для CFD-расчёта были созданы сеточные модели проточной части воздухозаборника, рабочего колеса центробежного компрессора, радиально-осевого лопаточного диффузора, противоточной камеры сгорания¹, соплового аппарата, рабочего колеса осевой турбины и сопла с общим количеством элементов 5 млн. Моделирование проводилось на основе ранее разработанных подходов, обеспечивающих учёт взаимного влияния узлов.

Сравнение параметров рабочего процесса газогенератора по длине проточной части одномерного термогазодинамического расчёта и CFD-моделирования представлено на рисунке 1. Полученные результаты хорошо согласуются (расхождение

менее 10%), что доказывает адекватность моделирования рабочего процесса двигателя. Среднее время расчета одной точки характеристики двигателя составляет 9 часов на 64 ядрах суперкомпьютера «Сергей Королёв» максимальной производительностью 12 Тфлопс.

¹ Сеточная модель предоставлена группой изучения процессов горения НОЦ ГДИ СГАУ, руководитель группы - к.т.н., доцент Матвеев С.Г.

УДК 536.24

РАСЧЁТ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ГАЗООБРАЗНОГО ТОПЛИВА

Крюкова Д. Е.

Научный руководитель: Шаблий Л. С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Горение топлива – химическая реакция соединения горючих элементов топлива с окислителем при высокой температуре, сопровождающаяся интенсивным выделением теплоты. В качестве окислителя используют кислород воздуха.

Сжигание газов производится в топочной камере, куда горючая смесь подаётся через горелки. В топочном пространстве в результате сложных физико-химических процессов образуется струя горящего газа, называемая факелом.

В данной работе рассмотрена возможность применения программного комплекса ANSYS Fluent для моделирования процесса горения газообразного топлива. В качестве топлива предлагается использовать метан (CH_4) и этан (C_2H_6). В качестве сравниваемых параметров используются максимальная и средняя температура горения на выходе.

На основании расчёта получена следующая сравнительная характеристика (рис. 1).

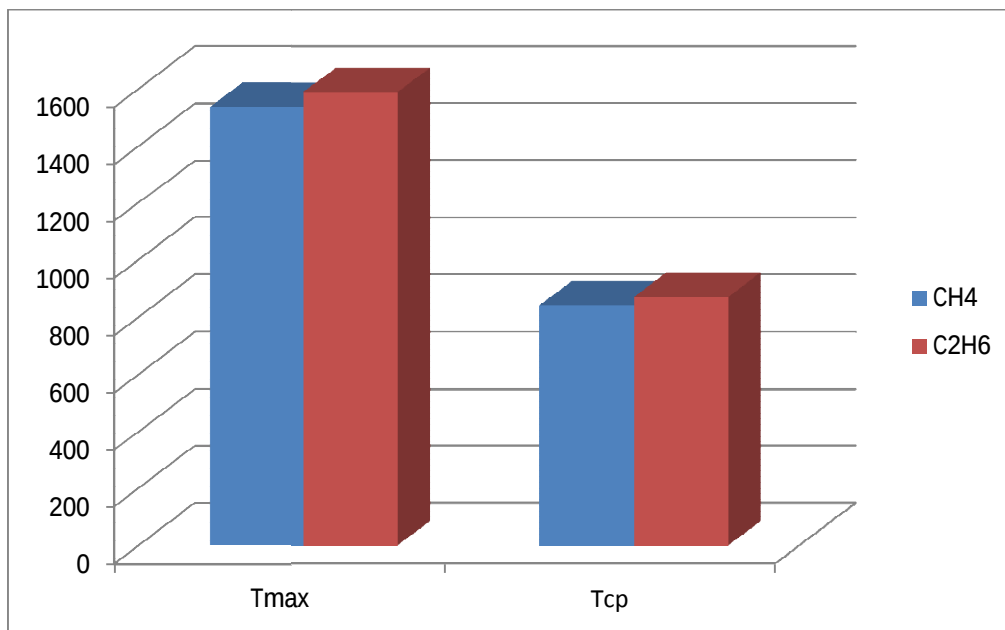


Рис. 1. Сравнительная характеристика параметров процесса горения метана и этана

На основании полученных данных можно сделать вывод о том, что температура сгорания этана выше температуры горения метана.

УДК 621.39

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ВНЕДРЕНИЯ АЛЬТЕРНАТИВНЫХ И АВТОНОМНЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

Крюкова Д. Е.

Научный руководитель: Угланов Д. А., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Вопросы теплоснабжения промышленных предприятий в настоящее время имеют высокую значимость вследствие постоянного роста тарифов на все виды коммунальных услуг, увеличения требуемых мощностей, связанных с модернизацией производственного оборудования.

В данной работе произведён сравнительный анализ и технико-экономическое обоснование внедрения двух вариантов автономного теплоснабжения промышленных предприятий: организация теплоснабжения с помощью мини-ТЭЦ на базе газопоршневой когенераторной установки (ГПУ) и с использованием теплового насоса (ТН).

Для каждого варианта исследованы технические характеристики проектов, оценён размер необходимых капиталовложений и рассчитана экономия, получаемая в результате реализации проектов. На основании этих расчётов проведена оценка инвестиционной привлекательности проекта.

В ходе оценки инвестиционной привлекательности выявлено, что показатели внутренней нормы доходности для проекта ГПУ-ТЭЦ незначительно выше, чем для проекта организации теплоснабжения с помощью теплового насоса, но по всем другим показателям (срок окупаемости, индекс доходности, внутренняя норма рентабельности) проект теплового насоса наиболее выгоден.

Сравнительный анализ двух вариантов теплоснабжения представлен на рис. 1.

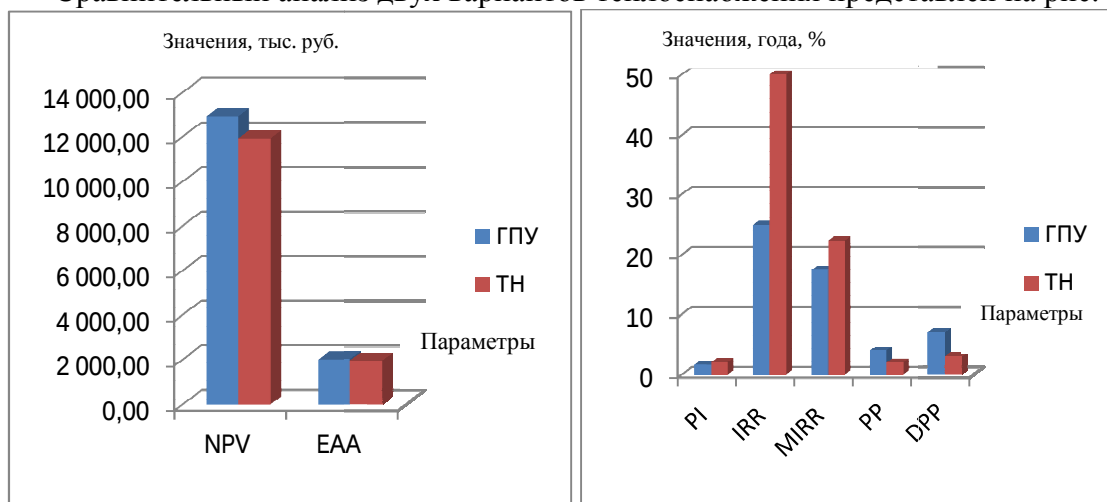


Рисунок 1 – Графическая интерпретация оценки инвестиционной привлекательности вариантов автономного теплоснабжения

Так как у двух вариантов автономного теплоснабжения разные сроки службы, был рассчитан показатель эквивалентный годовой аннуитет, характеризующий доход от использования установок. Для проекта мини-ТЭЦ данный показатель незначительно выше, чем для проекта теплового насоса.

На основании расчётов сделан вывод о целесообразности использования автономных и альтернативных энергетических установок для снабжения тепловой энергией промышленных предприятий.

УДК 620.9

РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ СТАТОРА ГАЗОВОЙ ВИХРЕВОЙ ВЕТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ЭНЕРГОСБЕРЕГАЮЩЕЙ УСТАНОВКИ

Лапшина В. А., Чертыковцев П. А., Горшкалёв А. А.

Научные руководители: Бирюк В. В., д-р техн. наук, профессор;

Угланов Д. А., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Поставленная цель прочностного расчёта газовой вихревой ветроэнергетической установки (ГВВЭУ) достигалась с помощью современных расчётных программных комплексов, основанных на методе конечных элементов.

В данной работе рассчитан статор газовой вихревой ветроэнергетической установки для газоперекачивающего агрегата (ГПА-25-Ц), изображенный на рисунке 1. Расчётная модель была построена в программе SolidWorks.

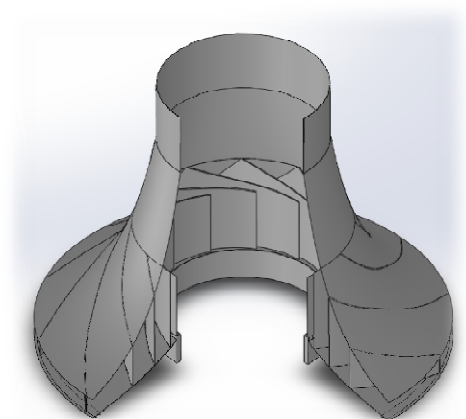


Рис. 1. Модель статора ГВВЭУ

Задав размеры ячеек конечно-элементной сетки для каждого элемента модели, мы получили приемлемую для расчёта сеточную модель. При выборе размера элемента конечно-элементной сетки необходимо учитывать возможности компьютера, потому что при наложении очень мелкой сетки расчёт может вовсе не запуститься.

В процессе задания граничных условий был выбран вариант нагрузки проектируемой установки.

Заданы давления, полученные в газодинамическом расчёте, также были учтены воздействия ветра и снежного покрова на поверхность ГВВЭУ.

Опоры газовой вихревой ветроэнергетической установки закреплены от перемещений.

По завершении вычислений построены поля напряжений и деформации. На рисунке 2 представлены поля напряжений ГВВЭУ.

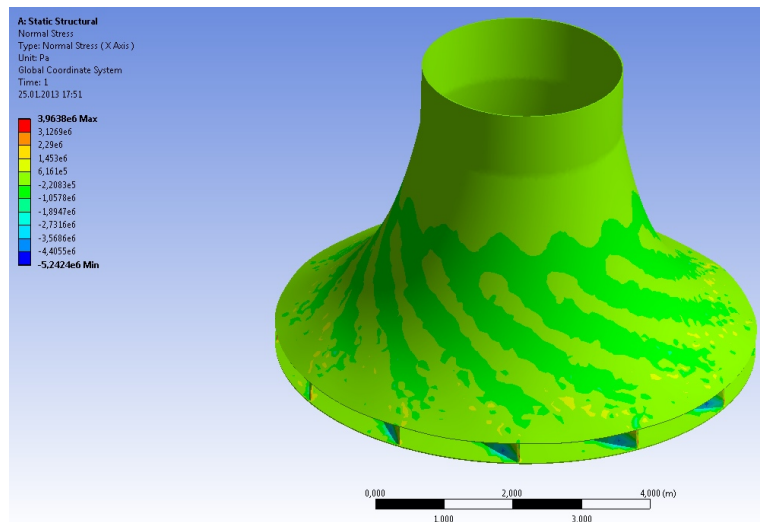


Рис. 2. Поля напряжений газовой вихревой ветроэнергетической установки

По полученным результатам была составлена сводная таблица 1.

Таблица 1. Результаты расчёта

Вариант нагружения	Деформации, мм	Напряжение, МПа
Давления, полученные в газодинамическом расчёте с учётом воздействия ветра и снежного покрова на газовую вихревую ветроэнергетическую установку	22,8	3,96

По полученным результатам можно сделать вывод, что напряжения и деформации не превышают допустимые значения.

Библиографический список

1. Цанева, С. В. Газотурбинные и парогазовые установки тепловых электростанций [Текст]: Учебное пособие для вузов / Под ред. С. В. Цанева – М.: Издательство МЭИ, 2002. – 584 с.
2. Ветроэнергетические установки [Электронный ресурс] – <http://www.good-terplo.ru/page.145.html>;
3. Комплексное исследование перспектив использования возобновляемых источников энергии и вторичных энергетических ресурсов на территории Самарской области [Текст]: Отчет о НИР; Рук. Бирюк В.В. – Самара: СГАУ, 2011. - 237с.

УДК 62-978

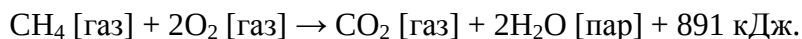
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ИЗБЫТКА ВОЗДУХА НА ПРОЦЕСС ГОРЕНИЯ МЕТАНА

Лисицын М. С.

Научный руководитель: Шаблий Л. С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Процесс горения метана представляет собой химическую реакцию, в результате которой образуется двуокись углерода, вода и энергия. Горение метана можно описать уравнением:



Из уравнения следует, что одна молекула метана при взаимодействии с двумя молекулами кислорода образует молекулу двуокиси углерода и две молекулы воды, а также выделяется тепловая энергия, равная 891 кДж. Для полного сгорания 1 м³ метана должно быть израсходовано 2 м³ кислорода или 9,52 м³ воздуха [1]. Это количество воздуха называется теоретическим расходом воздуха, необходимым для полного сгорания 1 м³ природного газа. Отношение действительного расхода воздуха $V_{\text{возд}}^{\text{действ}}$ к теоретическому значению $V_{\text{возд}}^{\text{теор}}$ называется коэффициентом избытка воздуха:

$$\alpha = \frac{V_{\text{возд}}^{\text{действ}}}{V_{\text{возд}}^{\text{теор}} \cdot 9,52}.$$

В работе моделировался процесс горения метана посредством ANSYS Workbench в горелке (рис. 1) и проводился анализ зависимости выходной температуры потока от коэффициента избытка воздуха. Численным экспериментом определены расходы воздуха и метана, рассчитан коэффициент избытка воздуха. Максимальная температура наблюдается при $\alpha=1$. При $\alpha \neq 1$ температура начинает снижаться. При задании скоростей движения метана $V=0,5$ м/с и кислорода $\text{O}_2=0,4$ м/с, что соответствует стехиометрическому соотношению, на выходе получается температура 1268 К, которая является максимальной для указанного опыта. На рис. 2 представлен график зависимости выходной температуры потока от коэффициента избытка воздуха.

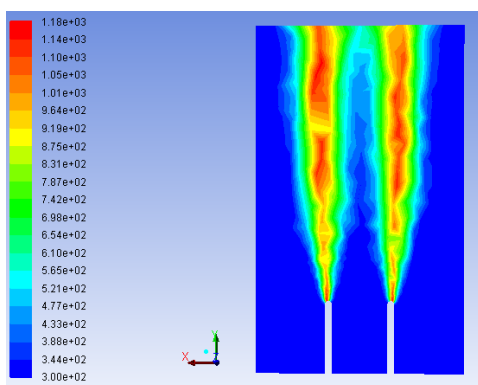


Рис. 1. Моделирование процесса горения метана в ANSYS Workbench

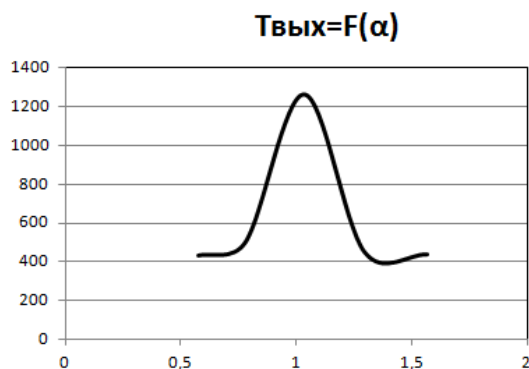


Рис. 2. Зависимость выходной температуры потока от коэффициента избытка воздуха

Библиографический список

1. <http://www.ko4egar.ru/rashod-vozdruha-na-szhiganie-prir-gaza>.

УДК 621.22-225

ВЛИЯНИЕ РАДИУСА ПОВОРОТНОГО СЕЧЕНИЯ КАНАЛА НА ЕГО ГИДРАВЛИЧЕСКОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ

Лукашева М. В.

Научный руководитель: Шаблий Л. С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Трубопроводы входят в состав всех современных сложных технических систем и включают не только линейные участки, но и различные развязки, фасонные соединительные детали: отводы, переходы, тройники и т.д. Чем больше разветвлённость и сложность рассматриваемого трубопровода, тем выше будут потери гидравлического напора - местные и на трение по длине. В связи с этим задача снижения потерь давления в системах трубопроводов является на сегодняшний день весьма актуальной.

В данной работе был проведён анализ влияния радиуса поворотного канала трубопровода на его гидравлическое сопротивление. Для построения расчётных моделей и проведения численных экспериментов была использована программа ANSYS Fluent (рис. 1). В качестве базовой модели была выбрана поворотная труба диаметром $D=12,5$ мм с углом поворота $\alpha=90^\circ$. В рамках работы было построено пять моделей труб с описанной конфигурацией и различными радиусами скругления

поворотного канала: 17,5 мм, 37,5 мм, 57,5 мм, 77,5 мм, 97,5 мм.

Для каждой модели были построены расчётные сетки, заданы граничные условия, проведен расчёт, проанализированы показатели падения давления Δh в канале. В результате проведенной работы была составлена зависимость Δh от радиуса скругления канала R . Полученная зависимость представлена на рис. 2.

Таким образом было установлено, что с увеличением радиуса скругления канала R падение давления Δh нелинейно снижается.

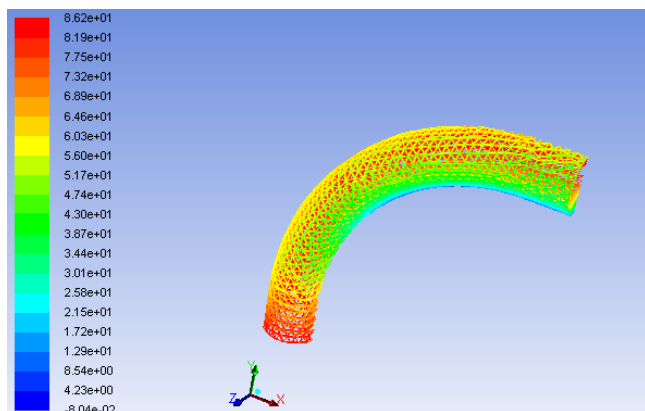


Рис. 1. Расчёт изменения давления
в поворотном канале

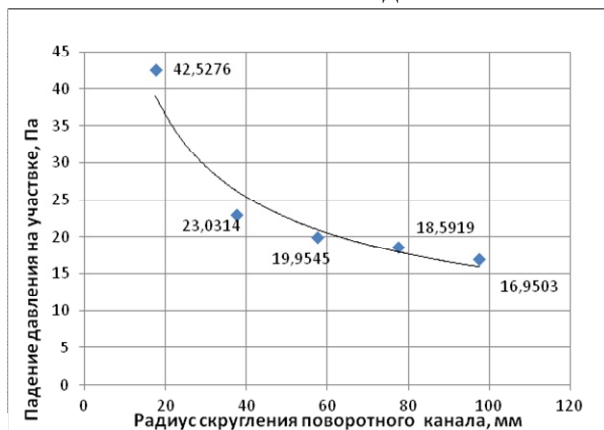


Рис. 2. График изменения падения напора в поворотном канале в зависимости
от радиуса скругления канала

УДК 621.6.053

**ВОЗМОЖНОСТЬ ПОЛУЧЕНИЯ ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ ЭНЕРГИИ
ПУТЁМ ВНЕДРЕНИЯ ТУРБОДЕТАНДЕРА В СОСТАВ КОМПЛЕКСА,
РАБОТАЮЩЕГО НА СЖИЖЕННОМ ПРИРОДНОМ ГАЗЕ**

Лукашева М. В.

Научный руководитель: Угланов Д. А., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В настоящее время в энергетике всё чаще используется природный газ в сжиженном состоянии (СПГ).

Развитию использования СПГ в последние годы придается всё большее значение благодаря преимуществам, которыми он обладает как энергоресурс: эффективности и удобству хранения и транспортировки, достигаемым за счёт высокой плотности СПГ, нетоксичности, а также возможности газификации объектов, удалённых от магистральных трубопроводов на значительные расстояния.

В работе были поставлены следующие задачи: рассмотрение существующих систем, работающих на сжиженном природном газе, анализ их эффективности и перспектив развития, а также расчёт возможности получения дополнительной энергии в системах СПГ.

В процессе производства СПГ затрачивается большое количество энергии: около 1000 кВт·ч электроэнергии для получения 1 тонны СПГ. Однако при последующем использовании СПГ всегда осуществляется процесс регазификации, происходящий, как правило, за счёт подвода теплоты из окружающей среды. Данный процесс считается энергосберегающим, однако факт, что для сжижения СПГ ранее затрачивается энергия, сбрасываемая затем в окружающую среду, не учитывается. В данной работе предлагалось разработать решение, которое позволит использовать низкотемпературный потенциал СПГ для получения энергии.

Для решения поставленной задачи в комплекс СПГ предполагается установить турбодетандер за испарителем, с помощью которого можно будет получить работу и затем преобразовать её в электрическую энергию. При расходе СПГ $G=1000$ кг/ч возможно получить мощность работы расширения около 10 кВт. При этом здесь реализуется разомкнутый цикл Ренкина, где криогенный насос небольшой мощности (около 500Вт) выполняет свою обычную функцию, обеспечивая давление цикла.

В ходе работы были проанализированы существующие на сегодняшний день установки, использующие сжиженный природный газ, рассмотрены термодинамические аспекты возможности использования теплоотрицательной энергии в составе комплексов СПГ, был произведен расчёт установки на основе СПГ с турбодетандером и рассмотрены перспективы дальнейшего развития и совершенствования систем, основанных на СПГ.

УДК 621.452 (07)

ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ДОЖИГАНИЯ ТОПЛИВА В МЕЖЛОПАТОЧНОМ КАНАЛЕ ТУРБИНЫ

Мураева М. А.

Научный руководитель: Харитонов В. Ф., канд. техн. наук, доцент

Уфимский государственный авиационный технический университет, г. Уфа

В последние годы большое внимание стало уделяться совершенствованию цикла авиационных двигателей с целью увеличения полезной работы. Одним из направлений, в котором ведутся исследования в этой области, является изучение цикла с подводом тепла при примерно постоянной температуре газа $T_{г^*} \approx \text{const}$ и сгоранием топлива в межлопаточном канале.

В настоящей работе представлен результат численного моделирования процесса дожигания топлива в межлопаточном канале турбины. Моделирование проводилось в программном комплексе ANSYS CFX с целью оптимизации подачи топлива в межлопаточное пространство. Рассматривалась подача через выходную кромку соплового аппарата (СА) и входную кромку рабочего колеса (РК) турбины через круглые отверстия различного диаметра под разными углами к основному потоку. На рисунке 1 представлено поле концентраций СО в межлопаточном пространстве турбины при сгорании метана.

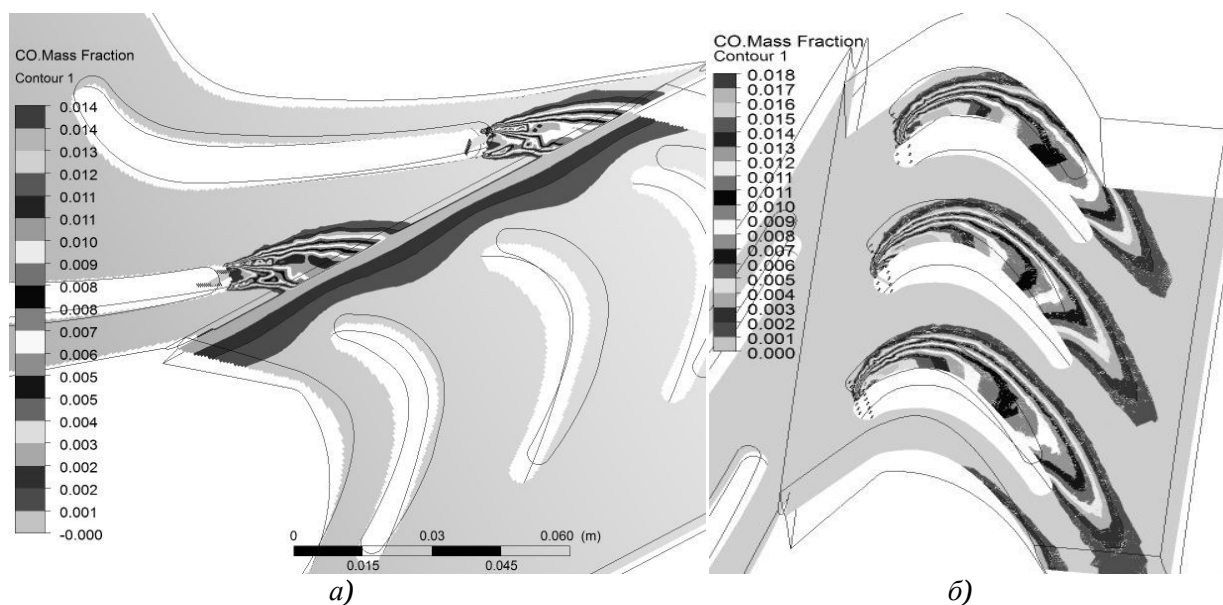


Рис. 1. Поле концентраций СО:

а) – Подача топлива через круглое отверстие в выходной кромке СА диаметром 1 мм под углом 45° к основному потоку; б) - Подача топлива через круглое отверстие во входной кромке РК диаметром 1 мм под углом 90° к основному потоку

По результатам моделирования сделан ряд заключений о физических основах рабочего процесса в турбине при наличии горения, подтверждена целесообразность применения и дальнейшего исследования дожигания топлива в канале турбины. Оптимальным с точки зрения эффективности процесса горения является подвод топлива в МЛК турбины через отверстия диаметром 1...1,2 мм в сопловом аппарате турбины под углом, меньшим, чем угол выхода потока.

УДК 66

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ТЕПЛООТДАЧИ ОТ ОРЕБРЁННОГО ТРУБОПРОВОДА

Петряева Ю. В.

Научный руководитель: Шаблій Л. С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Для передачи тепла от одного теплоносителя другому часто используются теплообменники, состоящие из цилиндрических трубок. При этом известна зависимость между количеством отдаваемой теплоты и скоростью потока, обдувающего теплообменник [1].

Целью представленной работы является определение коэффициента теплоотдачи от оребрённого металлического цилиндра в зависимости от скорости обдувающего его воздуха. Внутри цилиндра находится жидкость – вода с постоянной температурой 90°C . Цилиндр имеет продольное оребрение, а обдувающий его поток воздуха идёт в перпендикулярном направлении (рис. 1). Параметры потока: давление 101 325 Па, температура 27°C , скорость варьируется от 0,1 до 1,5 м/с.

Построение цилиндра и моделирование процесса охлаждения производилось в программной среде ANSYS Fluent. Компьютерная геометрическая модель воздушного потока представляла собой параллелепипед (габаритные размеры 350x350x1000 мм), в центре которого располагался оребрённый трубопровод. Путём разбиения данной геометрической модели и наложения граничных условий (температура стенки трубопровода, скорость, температура и давление потока на входе) получили расчётную модель. Путём её решения были определены значения коэффициента теплоотдачи для четырёх скоростей.

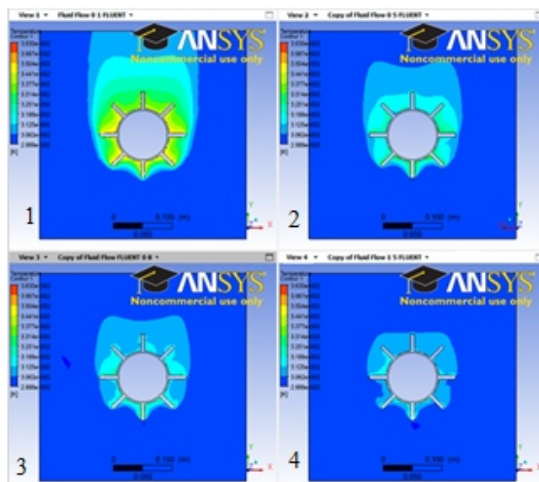


Рис. 1. Поля температур воздуха вокруг оребрённого цилиндра в зависимости от скорости обтекающего потока: 1 – 0,1 м/с; 2 – 0,5 м/с; 3 – 0,8 м/с; 4 – 1,5 м/с

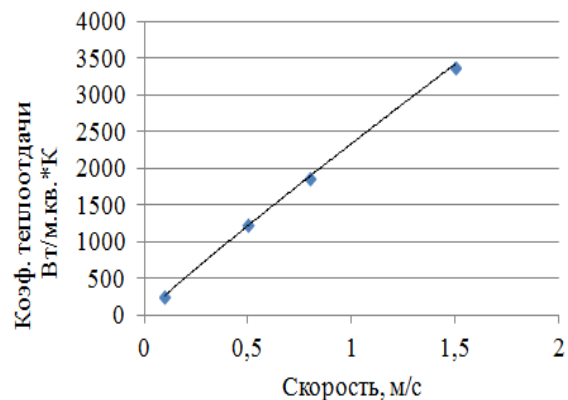


Рис. 2. Зависимость коэффициента теплоотдачи от скорости потока

Исследования показали, что чем больше скорость охлаждающего потока, тем больше коэффициент теплоотдачи (рис. 2).

Библиографический список

1. Гавра Г. Г., Михайлов П. М., Рис В. В. Тепловой и гидравлический расчёт теплообменных аппаратов компрессорных установок. Учебное пособие. - Л., ЛПИ, 1982, 72 с.

УДК 621.59

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ МАССОГАБАРИТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И РАБОЧИХ ПАРАМЕТРОВ КРИОГЕННОГО РЕЗЕРВУАРА

Поматилов Ф. С., Цапкова А. Б.

Научный руководитель: Угланов Д. А., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В аэрокосмической отрасли, для разных целей, широко используются криогенные жидкости под высоким давлением. Для их хранения и транспортировки необходимы специальные резервуары (термосы), отвечающие целому ряду условий. Правильный подбор резервуара будет определять долговечность, надёжность и экономичность всей системы.

Основным требованием является прочность и надёжность конструкции, которые, в итоге, определяют массогабаритные параметры.

Работа посвящена определению оптимальной формы резервуара, его массогабаритных параметров, оптимального рабочего объёма и давления с заданным коэффициентом запаса. Для сравнения приведены расчёты сферического и цилиндрического резервуаров, с целью выявления оптимальной (наименьшая масса, наибольшая прочность) геометрической формы. Определены оптимальные значения давления и объёма, при которых формулы будут давать наибольшую точность. Выведены эмпирические формулы для подсчёта массы резервуара:

$$W_{\text{цил}} = 2,1(V^{1,07} P^{1,5} F_s^m);$$

$$W_{\text{сфер}} = 25,3(V^{0,86} P^{0,49} F_s^m),$$

где W – масса резервуара (кг), V – объём резервуара (м^3), P – рабочее давление, F_s – коэффициент запаса (изменяется в пределах 1,5...2), m – показатель степени, принимающий значения: 1,36 – для цилиндрического резервуара, 0,7 – для сферического резервуара.

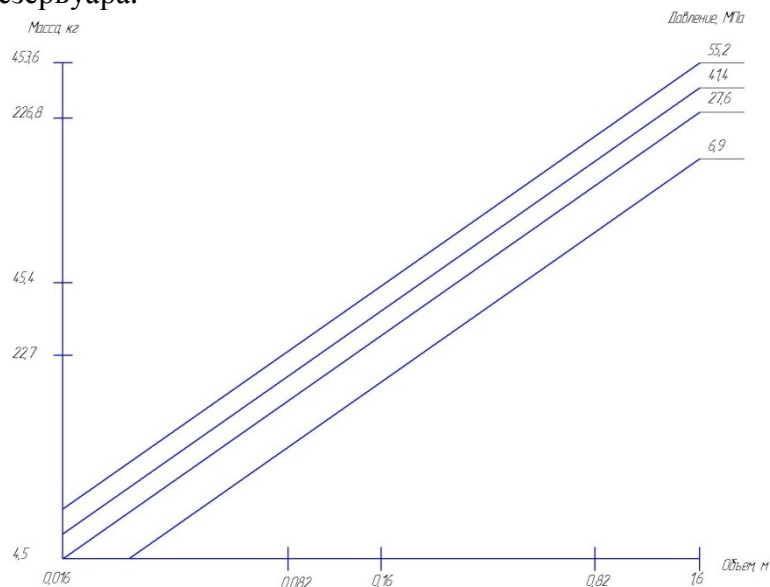


Рис. 1. График зависимости массы от объема с учётом давления

УДК 621.431.75

ИДЕНТИФИКАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ МНОГОСТУПЕНЧАТОЙ ТУРБИНЫ

Попов Г. М.

Научный руководитель: Матвеев В. Н., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Данная работа посвящена идентификации расчётной модели многоступенчатой турбины. В качестве объекта исследования была выбрана экспериментальная четырёхступенчатая турбина с выходным направляющим аппаратом NASA. Для данной турбины были известны её геометрические данные, а также результаты её экспериментальных исследований. Идентификация расчётных моделей была проведена за счёт сопоставления расчётных характеристик турбины с экспериментальными.

Расчётная модель турбины была создана в программном комплексе NUMECA FineTurbo и состояла из доменов всех сопловых аппаратов, рабочих колёс и выходного направляющего аппарата. Суммарное количество элементов расчётной сетки составило 8 млн. элементов. Размер первой ячейки (ближайшей к стенкам) выдерживался таким образом, чтобы обеспечить значение параметра y^+ не более 1. В качестве граничных условий при расчёте использовались полное давление и полная температура на входе в турбину, а также статическое давление на выходе. Данные параметры соответствовали аналогичным параметрам при проведении эксперимента. Расчёт течения в доменах рабочих колёс проводился во вращающейся системе координат. Скорость вращения также соответствовала эксперименту.

В результате расчёта были получены основные характеристики турбины: зависимость эквивалентного расхода от степени понижения давления в турбине, а также КПД от степени понижения давления в турбине. Данные характеристики были построены и сравнены с аналогичными экспериментальными (рис. 1 и рис. 2). Экспериментальные характеристики на данных рисунках показаны кругами, расчётные – линиями с маркерами в виде квадратов.

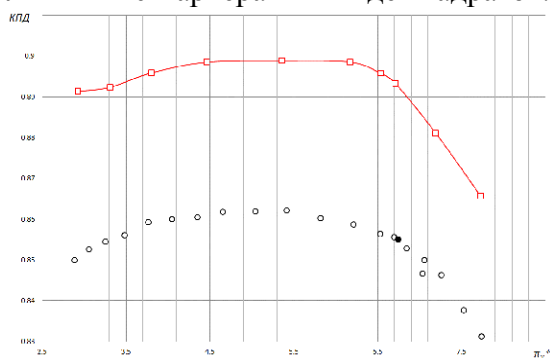


Рис. 1. Экспериментальные и расчётные КПД-характеристики турбины

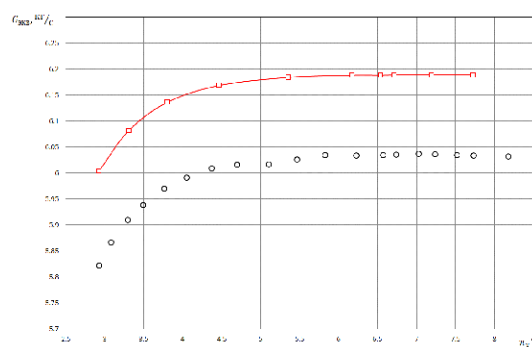


Рис. 2. Экспериментальные и расчётные характеристики эквивалентного расхода через турбину

Как видно из сравнения экспериментальных и расчётных характеристик, разница в определении КПД достигает 4%, в определении эквивалентного расхода – 2,5%. Однако необходимо отметить, что расчётные характеристики с большой точностью повторяют характер изменения экспериментальных. Следовательно, созданная расчётная модель может быть использована для прогнозирования изменения уровня КПД турбины и её пропускной способности в ходе её оптимизации.

УДК 621.45.022.2

**УЧЁТ ВЛИЯНИЯ НЕРАВНОМЕРНОСТИ И НЕОДНОРОДНОСТИ
ТОПЛИВНО-ВОЗДУШНОЙ СМЕСИ НА ЭКОЛОГИЧЕСКИЕ
И ТЕМПЕРАТУРНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД
В ПРОЕКТИРОВОЧНОМ РАСЧЁТЕ**

Соколов А. Б.

Научный руководитель: Диденко А. А., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Существующая в СГАУ методика одномерного проектировочного расчёта камеры сгорания газотурбинного двигателя значительно дополнена.

а) Учитывается неравномерность распределения топлива в зоне горения и его сгорание в диапазоне локальных коэффициентов избытка воздуха 0,55...1,65. Для каждой порции топлива задаются «неоднородностные» функции распределения, которые показывают, какая часть (фракция) каждой порции топлива сгорает на соответствующем своем участке при фактической величине локального α_j . Для каждой j -ой фракции сгорающего топлива определяется равновесный состав продуктов сгорания и адиабатическая температура пламени. Принимается, что в составе продуктов сгорания присутствуют следующие 10 основных компонентов: CO_2 , CO , H_2O , H_2 , O_2 , N_2 , OH , NO , H , O .

б) Количество парообразного топлива на каждом участке определяется с учётом размеров испаряющихся капель. Изменение боковой поверхности капель по времени их пребывания (квадрата их диаметра) описывается линейным законом Срезневского. Из этих зависимостей вычисляется количество парообразного топлива, которое будет готово к выгоранию на соответствующем участке, а также остаточное количество жидкого топлива в каплях.

в) Уравнения теплового баланса позволяют для каждого k -го участка найти среднемассовую температуру пламени для каждой сгоревшей порции топлива и воздуха. Известными также являются и температуры пламени для каждой j -ой фракции. Средняя температура газа для всей текущей массы рабочего тела на k -ом участке жаровой трубы определяется из тех же самых уравнений теплового баланса, в предположении, что вся выделившаяся теплота от только что сгоревших порций топлива и воздуха, а также теплота, привнесённая продуктами сгорания с предыдущих участков, равномерно распределяется по всей массе рабочего тела. Таким образом, оценивается неравномерность пламени по температуре.

г) Предложена оригинальная схема смешения продуктов сгорания с вторичным и смесительным воздухом. Вводится коэффициент смешения, который показывает, какое количество балластного воздуха смешивается с продуктами сгорания на молекулярном уровне на том или ином участке жаровой трубы.

д) Рассчитываются индексы эмиссии NO по расширенному механизму Я. Б. Зельдовича с учётом времени пребывания и изменения температуры газа и подвода смесительного воздуха на участках жаровой трубы.

е) Оценивается влияние принятой схемы и значений коэффициентов смешения на скорость образования окислов азота, индекс эмиссии NO и неравномерность температурных полей по участкам жаровой трубы и на выходе из камеры сгорания.

Методика иллюстрируется примером расчёта малоэмиссионной камеры сгорания.

УДК 621.454.2

ИССЛЕДОВАНИЕ НОВОГО ВИДА ГОРЮЧЕГО ДЛЯ ЖРД НА ОСНОВЕ КЕРОСИНА С ДОБАВКАМИ ПИРОФОРНЫХ ВЕЩЕСТВ

Ташев В. П., Заранкевич И. А.

Московский авиационный институт «МАИ»
(национальный исследовательский университет), г Москва

Возможности улучшения привычных видов ракетных горючих очень малы, так как они практически полностью изучены с точки зрения своей эффективности. Выходом из данной ситуации является внедрение нового вида горючего.

Идея заключается в добавлении к традиционному горючему с высокой энергетикой, например керосину, небольшого количества самовоспламеняющегося компонента, который будет выступать в качестве катализатора. В результате получается самовоспламеняющийся компонент с высокой энергетикой, который обладает всеми свойствами, присущими обычному горючему.

Благодаря такой системе самовоспламенения не потребуется дополнительных катализаторов, подогрева, электроискрового и других видов зажигания для инициирования воспламенения в камере жидкостно-реактивного двигателя (ЖРД). Следовательно, вся система станет более простой и относительно более дешёвой.

Данная разработка имеет высокий потенциал для будущего применения как в системах ориентации космического аппарата, так и в маршевых ЖРД для вывода большей массы полезной нагрузки на орбиту.

В работе сделан упор на исследование нового самовоспламеняющегося двухкомпонентного топлива. Высококонцентрированная перекись водорода (ВПВ) – в качестве окислителя и керосин с различной концентрацией добавки пирофорных веществ триэтилалюминия (ТЭА) и триэтилбора (ТЭБ) – как горючее.

Эксперименты для определения порога и задержки самовоспламенения при различных концентрациях добавки и времени впрыска проводились в лаборатории топлив кафедры 202 МАИ. Опытным путём было установлено, что лучше производить впрыск горючего в окислитель, т.к. керосин с добавкой на открытом воздухе склонен к самонагреванию. Инжектируемый компонент, угол впрыска горючего, температура и давление в помещении были постоянными для всех проведённых экспериментов. Изменяемыми параметрами являлись концентрация добавки к керосину, скорость впрыска горючего, а также температура вводимого компонента.

Суммарная концентрация добавки уменьшалась с 20% с шагом в 2% при постоянной температуре до момента исчезновения самовоспламенения. Далее керосин с концентрацией добавки, не дающей самовоспламенения, подогревался с шагом в 10К до возникновения самовоспламенения при впрыске в перекись. Для каждого случая было сделано по 3 эксперимента для получения достоверных результатов.

Во время всех экспериментов проводилась высокоскоростная съёмка со скоростью 420 кадров в секунду, что позволило определить время начала контакта компонентов и выявить задержку воспламенения.

По результатам проведённых экспериментов выявлен нижний предел концентрации добавки, при которой происходит надёжное самовоспламенение и время задержки воспламенения в атмосферных условиях. В дальнейшем планируется проведение огневых испытаний с использованием исследуемых образцов топлива на экспериментальных ЖРД МТ в атмосферных условиях.

УДК 679.7.036.5-543

**РЕГРЕССИОННЫЕ МОДЕЛИ УДЕЛЬНОГО ИМПУЛЬСА ТЯГИ
ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТЯГОЙ ОТ 10 ДО 420 Н,
ПОЛУЧЕННЫЕ С ПОМОЩЬЮ МЕТОДОВ
ПЛАНИРОВАНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА**

Хохлов А. Н.

Научный руководитель: Коломенцев А. И., канд. техн. наук, доцент

Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), г. Москва

В EADS Astrium разработаны, прошли экспериментальную отработку и поставлены для лётных испытаний двигатели S10 с тягой 10 Н и S400 с тягой 420 Н на компонентах топлива монометилгидразин (ММГ)+азотный тетраоксид (АТ) [1, 2].

В качестве параметра для регрессионных моделей выбран удельный импульс тяги двигателей, в качестве факторов – массовые расходы компонентов топлива. Для построения регрессионной модели второго порядка выбран центральный композиционный план.

Планирование и обработка результатов экспериментов проводились с помощью специально разработанного программного обеспечения [3].

После статистической обработки результатов испытаний регрессионные модели удельного импульса тяги для двигателей S10 (1) и S400 (2) выглядят, соответственно, следующим образом:

$$I_y = 291.222 + 3.25\overline{m}_{\text{г}} + 6.875\overline{m}_{\text{о}} - 5.333\overline{m}_{\text{г}}^2, \quad (1)$$

$$I_y = 315,89 + 3,325\overline{m}_{\text{г}} - 0,333\overline{m}_{\text{г}}^2 + 0,417\overline{m}_{\text{о}}^2, \quad (2)$$

где $\overline{m}_{\text{г}}$ и $\overline{m}_{\text{о}}$ – массовые расходы горючего и окислителя в безразмерном (кодовом) виде.

Выводы:

- построены адекватные регрессионные модели удельного импульса тяги ЖРДМТ S10 и S400 разработки EADS Astrium;
- с увеличением тяги влияние массового расхода горючего на удельный импульс тяги уменьшается при одинаковом соотношении компонентов топлива;
- разработано и апробировано программное обеспечение для планирования эксперимента и статистической обработки результатов испытаний ЖРДМТ.

Библиографический список

1. Интернет-ресурс [«http://cs.astrium.eads.net/sp/brochures/thrusters/10N%20Thrust-ter.pdf»](http://cs.astrium.eads.net/sp/brochures/thrusters/10N%20Thrust-ter.pdf).
2. Интернет-ресурс [«http://cs.astrium.eads.net/sp/brochures/apogee-engines/400N%20Engine.pdf»](http://cs.astrium.eads.net/sp/brochures/apogee-engines/400N%20Engine.pdf).
3. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2013615794 «Планирование и обработка результатов испытаний жидкостных ракетных двигателей малых тяг».

УДК 621.5

ТЕПЛООТРИЦАТЕЛЬНАЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКАЯ УСТАНОВКА В КОМПЛЕКСЕ АВТОНОМНОГО ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ

Цапкова А. Б., Шиманов А. А.

Научный руководитель: Угланов Д. А., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В настоящее время объёмы потребления сжиженного природного газа (СПГ) в мире растут. Основным его преимуществом является удобство хранения и транспортировки. Одним из перспективных способов его использования является газификация удалённых населённых пунктов, до которых строительство газопроводов является экономически нецелесообразным.

В дальнейшем для использования СПГ необходима его регазификация. Для этого используются специальные устройства - газификаторы. Регазификация происходит за счёт тепла окружающей среды или специально подводимого тепла. При этом считается, что использование тепла окружающей среды является не энергозатратным процессом. Однако, при этом не учитывается тот факт, что для ожижения СПГ ранее была затрачена энергия, которая затем в видоизменённом состоянии сбрасывается в окружающую среду.

Существует ряд решений, которые позволяют использовать низкотемпературный потенциал СПГ для получения энергии. Одним из таких решений является установка в комплекс СПГ расширительной турбины за испарителем, с помощью которой можно получить работу, которую затем преобразовать в электрическую энергию. Принципиальная схема теплоотрицательной установки представлена на рисунке 1.

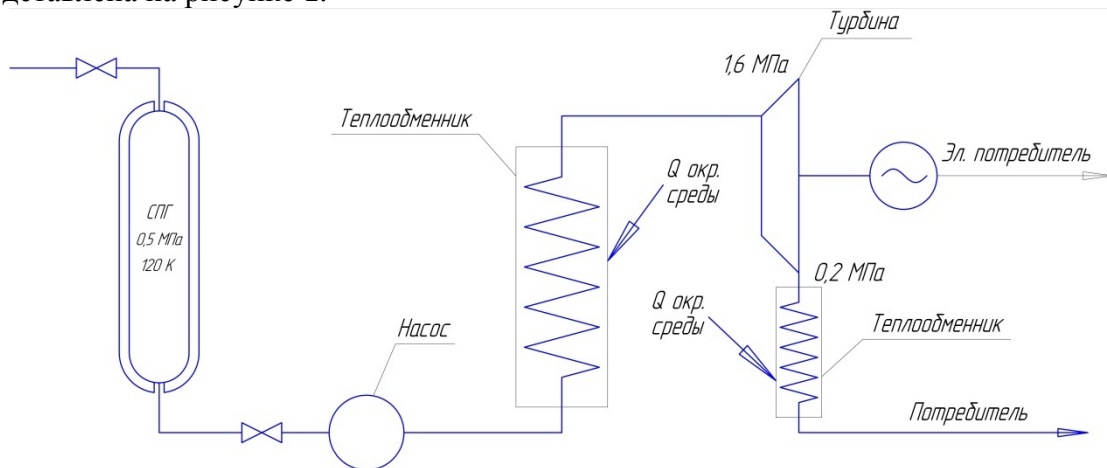


Рис. 1. Принципиальная схема теплоотрицательной установки

У современных газификаторов давление газа на выходе может достигать 1,6 МПа. При этом для снабжения газом бытовых потребителей, небольших котельных и предприятий используется газ низкого давления - до 0,5 кПа. На этом перепаде давления с помощью турбины можно получить дополнительную энергию. С учётом гидравлических сопротивлений прием давление после турбины равным 0,2 МПа.

При степени понижения давления $\pi_T^* = 8$, температуре газа $T_T^* = 300\text{ К}$ и $\text{КПД} = 0,7$ удельная работа составит 190 кДж/кг. При расходе газа 1000 кг/час, что составит приблизительно 0,3 кг/с, можно получить дополнительную мощность на турбине, которая составит около 57 кВт.

УДК 629.7.03.0637:519.67

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К МАТЕМАТИЧЕСКОМУ МОДЕЛИРОВАНИЮ СИСТЕМ СМАЗКИ ГТД

Щуровский Ю. М.

Научный руководитель: Гулиенко А. И., канд. техн. наук

ГНЦ ФГУП «Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова», г. Москва

Электроприводная система смазки в электрическом ГТД заменит традиционную систему с приводом насосов от коробки приводов. Она позволит уменьшить подогрев масла и содержание воздуха в масле, откачиваемом из масляных полостей, улучшить запуск двигателя после длительной стоянки при низких температурах и др. В ЦИАМ разработана демонстрационная система смазки с регулируемыми электроприводными насосами нагнетания и откачки, которые соединены штатными трубопроводами маслосистемы с имитатором масляной полости ГТД, в которую подводится воздух. Экспериментальные исследования её характеристик показали, что при работе насоса на чистом масле (без воздушной фракции) обеспечивается устойчивая работа насоса с возможностью десятикратного изменения прокачки, при этом переходные процессы имеют аperiodический характер при задании скачкообразных возмущений по частоте вращения. При задании скачкообразных возмущений по частоте вращения откачивающего насоса, работающего на масловоздушной смеси, переходные процессы носят колебательный характер и возможен заброс параметров (давления, расхода и др.). Длительная работа на двухфазной смеси может приводить к перегрузке по току электропривода насоса и его отключению. На установившихся режимах работы системы в ней возбуждаются колебания давления с частотами 0.3, 5.5 и 32 Гц.

Перечисленные особенности процессов в системе смазки указывают на сложность происходящих в ней гидро-, газодинамических процессов и необходимости разработки динамических математических моделей таких систем. В литературе, как правило, для исследования систем смазки предлагаются матмодели, основанные на статических соотношениях гидравлики без учёта динамических свойств соединяющих трубопроводов, изменения газосодержания по тракту прокачки двухфазной смеси и др.

Для выбора законов управления электроприводными насосами и характеристик системы смазки выполнено её математическое моделирование с помощью динамической модели, разработанной на базе конечных элементов. Под конечным элементом понимается часть пневмогидравлической схемы системы. Для этого газовая и гидравлическая сети разбиваются на отдельные участки течения рабочей среды (трубопроводы и т.п.), связь между участками осуществляется сосредоточенными объёмами, насосы располагаются на участках и представляются квазистатическими характеристиками, распределённые потери давления на трение в пределах участка сосредотачиваются на границе участка и суммируются с потерями на других сопротивлениях этого участка, механические подвижные элементы автоматики располагаются на участках и образуют переменное сосредоточенное сопротивление.

Принимается, что в пределах сосредоточенного участка давление и температура рабочей среды, а также её теплофизические характеристики в виде зависимостей плотности и вязкости рабочей среды от температуры постоянны по длине и изменяются только во времени. В ёмкостях происходит слияние потоков рабочей среды и изменение её теплофизических и термодинамических характеристик. При этом по всему объёму параметры состояния (давление, температура, объёмное газосодержание и др.) одинаковы и изменяются только во времени. Для расчёта движения двухфазной среды в трубопроводе с учётом её инерционности выведено специальное уравнение.

Сравнение расчётных и экспериментальных процессов показали их хорошее совпадение в области первого тона колебаний гидравлической сети системы 0.2...0.5 Гц.

УДК 504.054:629.78(03)

ЭКОЛОГИЧЕСКАЯ ЭКСПЕРТИЗА РАКЕТНОГО ТОПЛИВА КЕРОСИН И КИСЛОРОД И ПРОДУКТОВ ЕГО СГОРАНИЯ ПРОЕКТИРУЕМОГО ЖРД ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РАКЕТОНОСИТЕЛЯ

Аюпова Ю. А.

Научный руководитель: Егорычев В. С., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Целью данной научной работы является предупреждение вредных последствий работы жидкостно-реактивных двигателей (ЖРД). Задача – оценить степень экологического воздействия продуктов сгорания ЖРД на окружающую природную среду и здоровье человека.

Объектом исследования являлись продукты сгорания ракетного топлива на выходе из ЖРД первой ступени, работающего на компонентах керосин и $O_{2ж}$, равновесный состав которых был рассчитан с помощью специализированного программного комплекса (СПК) TERRA.

При анализе горючих и окислительных элементов, входящих в состав топлива двигателя, было выявлено, что керосин является слабоопасным веществом и относится к четвёртому классу опасности, жидкий же кислород не токсичен. Также были проанализированы продукты сгорания топлива и выявлены среди них токсичные вещества, такие как оксид углерода и сажа, наносящие вред окружающей среде.

В результате проведённого исследования было установлено, что концентрации токсичных веществ оксида углерода $CO = 3,1 \text{ мг/м}^3$ и сажи $C(s) = 0,1 \text{ мг/м}^3$ продуктов сгорания ракетного топлива не превышают предельно допустимые значения, которые соответственно равны 5,0 и 4,0 мг/м^3 . Однако при расчёте предельно допустимых выбросов по формуле:

$$ПДВ_i = \frac{ПДК_{MP,i} \cdot H^2 \sqrt[3]{V \cdot \Delta T}}{A \cdot F \cdot m \cdot n \cdot 1000},$$

где $ПДК_{MP,i}$ – максимально-разовая предельно допустимая концентрация i -го компонента;

H – высота выброса над уровнем земли;

ΔT – разность между температурой выбрасываемой газовой смеси и температурой окружающей среды;

A – коэффициент, зависящий от температурной стратификации атмосферы и определяющий условия горизонтального и вертикального рассеивания атмосферных примесей;

F – безразмерный коэффициент, учитывающий скорость оседания вредных веществ в атмосфере;

m, n – безразмерные коэффициенты, учитывающие условия выхода газовой смеси из устья источника выброса

установлено, что организованный выброс продуктов сгорания в трубу протяженностью 10 метров и диаметром 2,79 метров не удовлетворяет условиям экологической безопасности. Поэтому было принято решение об установке на двигатель специального устройства дожигания для снижения вредных выбросов в окружающую среду и улучшения экологической обстановки.

УДК 551.583+504.7

ПАРНИКОВЫЙ ЭФФЕКТ

Бессонова И. С.

Научный руководитель: Морозов В. В., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Энергия, которая необходима для различных биологических, геофизических и геохимических процессов, достигает Земли в форме солнечного излучения. Основной механизм эмиссии и абсорбции электромагнитного излучения - переходы атома или молекулы между более высокими и более низкими уровнями энергии. Когда молекула получает энергию, её электроны переходят на более высокий уровень энергии, в случае потери молекулой энергии, последняя выделяется в виде излучения, длина волны которого определяет температуру поверхности тела, которая излучается. Температура поверхности Солнца составляет 5800 К, и она излучается в коротковолновой области. Солнечное излучение отражается атмосферой, поверхностью Земли, однако в основном абсорбируется поверхностью Земли, которая таким образом нагревается, а часть полученной энергии вновь излучает. Но так как Земля имеет значительно меньшую температуру, чем Солнце, она излучает в длинноволновой инфракрасной области (144). Водяные пары и диоксид углерода поглощают это излучение и превращают его обратно в тепло. В результате атмосфера нагревается и излучает соответственно её температуре части энергии снова на поверхность Земли. Так увеличивается температура Земли и близких к её поверхности слоёв воздуха. Этот эффект подобен парнику, стеклянная крыша которого удерживает инфракрасное излучение. Если бы наша атмосфера не содержала так называемых парниковых газов (H_2O , CO_2 , N_2O , O_3 и др.), температура поверхности Земли была бы значительно ниже.

Равновесная температура излучения Земли соответствует -18°C . Но это значение температуры значительно ниже действительной средней температуры. Температура поверхности Земли составляет 15°C . Разница ($T_z - T_o = 33\text{ K}$) называется естественным парниковым эффектом.

В среднем примерно 30% солнечного излучения, которое падает на Землю, снова возвращается в космос, примерно 25% абсорбируется атмосферой (в основном за счет озона стратосферы, а также облаков и водяных паров тропосферы), 45% падающего излучения абсорбируется поверхностью Земли, из него приблизительно 60% (29/45) расходуется на испарение воды и на конвекцию тепла. Наиболее значительными природными парниковыми газами атмосферы являются водяные пары, диоксид углерода, метан, оксид азота N_2O , а также озон тропосферы O_3 .

Парниковый эффект относится к числу проявлений глобального экологического кризиса. Одним из реальных действий для решения этой проблемы стало заключение Киотского протокола - международного соглашения (Киото (Япония), декабрь 1997 г.), обязывающего развитые страны и страны с переходной экономикой сократить или стабилизировать выбросы парниковых газов. Возможные последствия парникового эффекта являются колоссальными по своему масштабу. Для того, чтобы предотвратить страшные последствия, нужно принимать радикальные меры по устранению одной из самых острых проблем современности – проблемы парникового эффекта.

УДК 504.054:629.78(03)

**ЭКОЛОГИЧЕСКАЯ ЭКСПЕРТИЗА КОМПОНЕНТОВ РАКЕТНОГО
ТОПЛИВА НЕСИММЕТРИЧНЫЙ ДИМЕТИЛГИДРАЗИН И АЗОТНЫЙ
ТЕТРАОКСИД И ПРОДУКТОВ ЕГО СГОРАНИЯ ДЛЯ ВТОРОЙ СТУПЕНИ
РАКЕТЫ ТЯГОЙ 195 КН**

Василенко Д. А.

Научный руководитель: Егорычев В. С., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Экологическая экспертиза представляет собой самостоятельный вид экологического контроля и имеет чисто предупредительное значение. Целью данной работы является предупреждение вредных выбросов работы жидкостных реактивных двигателей (ЖРД).

Проведена экологическая экспертиза ЖРД второй ступени, работающего на компонентах ракетного топлива несимметричный диметилгидразин (НДМГ) и азотный тетраоксид (АТ). НДМГ и АТ являются токсичными веществами, ПДК_{м.р.} в атмосфере воздуха населенных мест которых составляет 0,001 мг/м³ и 0,4 мг/м³ соответственно. НДМГ - достаточно стойкое и стабильное вещество, способное к термическому разложению, относится к первому классу опасности, обладает сильным мутагенным действием. Наиболее опасным источником отравления является вдыхание паров. Азотный тетраоксид представляет собой светло-оранжевую жидкость, переходящую с повышением температуры в бурую с запахом азотной кислоты. АТ является сильным окислителем, он высокотоксичен и коррозивен, обладает выраженным раздражающим действием, вызывает ожоговые поражения.

С помощью специализированного программного комплекса (СПК) TERRA был проведен расчёт равновесного химического состава на выходе из двигателя, который был проанализирован с точки зрения нахождения токсичных веществ. Выявлены токсичные вещества и определен их ПДВ, а также проанализирована токсичность компонентов СО и С(с), концентрация которых составляет 4,57 мг/м³ и 0,04 мг/м³ соответственно.

При рассмотрении реального процесса истечения продуктов сгорания из сопла, то есть при условии примешивания к ним воздуха, количество которого составляет 10% от их общего количества, полученная концентрация окислов азота оказалась настолько мала, что ею можно пренебречь.

Экологическая экспертиза показала, что проектируемый двигатель второй ступени, работающий на компонентах несимметричный диметилгидразин и азотный тетраоксид, не представляет опасности с экологической точки зрения, так как ПДК продуктов сгорания не превышает максимально разовой допустимой концентрации. Однако выброс токсичных веществ в несколько раз превышает их ПДВ и не удовлетворяет требованиям экологической безопасности, вследствие чего на стенде необходимо ставить очистные сооружения для уменьшения концентрации данных веществ, отводные коллекторы, катализаторы или же специальные устройства дожигания.

УДК 504.054:629.78(03)

ЭКОЛОГИЧЕСКАЯ ЭКСПЕРТИЗА КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА ЖРД ПЕРВОЙ СТУПЕНИ

Кузнецов А. В.

Научный руководитель: Егорычев В. С., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В специализированном программном комплексе TERRA была проведена экологическая экспертиза жидкостного ракетного двигателя на компонентах топлива керосин и жидкий кислород.

Производство кислорода с экологической точки зрения не представляет никакой опасности, но из-за того, что он является криогенным компонентом, требуется соблюдать повышенные меры безопасности. Керосин производят путём перегонки или ректификации нефти. При работе с керосином необходимо использовать противогазы, помещение должно обладать проточной вентиляцией.

После термодинамического расчёта на срезе сопла были получены следующие характеристики продуктов сгорания: температура $T = 2084$ К, давление $p = 0,038$ МПа, скорость $w = 3573$ м/с. Во время работы двигателя на испытательном стенде к продуктам сгорания примешивается воздух. Примем количество примешиваемого воздуха равным 10% от общего их количества.

В результате расчёта были получены следующие массовые доли вредных веществ: $C(c) - 0,04397$, $CO - 0,2695$, $NO - 386,0 \cdot 10^{-6}$, $NO_2 - 6,562 \cdot 10^{-10}$, $NH - 1,348 \cdot 10^{-9}$, $NH_2 - 1,093 \cdot 10^{-9}$, $NH_3 - 1,85 \cdot 10^{-8}$, $HNO - 2,191 \cdot 10^{-9}$, $HNO_2 - 1,234 \cdot 10^{-10}$. Отсюда можно сделать вывод, что массовые доли соединений азота очень малы, поэтому в дальнейшей работе их учитывать не будем.

Используем следующую формулу для вычисления концентрации вредных веществ:

$$C = \frac{M \cdot 10^{-3} \cdot c^m \cdot 100}{R \cdot T / p}. \quad (1)$$

Вычислив концентрации вредных веществ по формуле (1), получили: $C(c) - 0,1152$ мг/м³, $CO - 1,655$ мг/м³, что намного меньше предельно допустимой концентрации этих веществ, которая составляет для $C(c) - 8$ мг/м³, $CO - 20$ мг/м³. Зная расход и массовую долю, получим расходы вредных веществ: $C(c) - 0,4918$ кг/с, $CO - 19,49$ кг/с.

Предельно допустимый выброс вычислим по формуле (2):

$$ПДВ_i = \frac{ПДК_{МР,i} \cdot H^2 \sqrt{V \cdot \Delta T}}{A \cdot F \cdot m \cdot n \cdot 1000}. \quad (2)$$

Утилизация продуктов сгорания осуществляется через трубу высотой $H = 10$ м и диаметром $D = 1,5$ м. Температура окружающей среды $T = 300$ К; коэффициент A для Самарской области равен 160; продукты сгорания являются газом, значит $F=1$. Подставив все известные значения в формулу (2) для расчёта предельно допустимого выброса, получили следующие значения: $C(c) - 0,03661$ г/с, $CO - 0,2353$ г/с.

Выброс вредных веществ значительно превышает предельно допустимый выброс. Чтобы избежать загрязнения атмосферы и снизить штрафы за неэкологичность испытаний двигателя, в отводящий канал поставим фильтр для отделения твёрдых частиц углерода от продуктов сгорания, а после него – каталитическую камеру сгорания для дожигания угарного газа.

УДК 504.054:629.78(03)

ЭКОЛОГИЧЕСКАЯ ЭКСПЕРТИЗА ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МТА, РАБОТАЮЩЕГО НА КОМПОНЕНТАХ ЖИДКИЙ КИСЛОРОД И ЖИДКИЙ ВОДОРОД

Нечаев А. Д.

Научный руководитель: Егорычев В.С., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Одним из решающих факторов обеспечения охраны окружающей среды является экологическая экспертиза. Цель экологической экспертизы — обеспечить предупреждение вредных последствий хозяйственной деятельности для охраны окружающей среды, здоровья человека, экологической безопасности общества. Задача — оценить степень экологического воздействия спроектированного жидкостного ракетного двигателя на окружающую среду.

В работе определены физические, химические, эксплуатационные параметры компонентов топлива, а также представлены способы промышленного производства промышленного жидкого кислорода и жидкого водорода. Принцип получения кислорода основан на применении воздуха низкого давления с получением холода только за счёт расширения этого воздуха в воздушной турбине (турбодетандере) с производством внешней работы. Описаны два способа получения жидкого водорода — электролиз и плазмохимия. Электролиз очень прост: в электролит, то есть в токопроводящую среду (классический вариант - вода с небольшим количеством щёлочи), помещают два электрода и подводят к ним напряжение. Однако в установках, работающих по этому принципу, для получения одного кубометра водорода требуется 4...5 киловатт-часов электроэнергии, что довольно дорого. Гораздо производительнее метод плазмохимии, использующий химическую активность ионизованного газа - плазмы.

В специализированном программном комплексе TERRA был проведён расчёт равновесного состава продуктов сгорания жидкого ракетного топлива (компоненты топлива: жидкий водород и жидкий кислород).

После термодинамического расчёта на срезе сопла были получены следующие характеристики продуктов сгорания: температура $T = 1196$ К, давление $p = 0,0165$ МПа, скорость истечения продуктов сгорания $w = 4384$ м/с.

Во время работы двигателя на испытательном стенде к продуктам сгорания примешивается воздух. Примем количество примешиваемого воздуха равным 10% от общего их количества.

В результате расчёта равновесного состава продуктов сгорания были получены следующие массовые доли вредных веществ: $\text{NO} - 1,76 \cdot 10^{-11}$, $\text{NH}_2 - 1,27 \cdot 10^{-12}$, $\text{NH}_3 - 8,05 \cdot 10^{-7}$. Отсюда можно сделать вывод, что массовые доли соединений азота очень малы, поэтому в дальнейшем вычисление предельно допустимого выброса не имеет смысла.

В результате проведённой экологической экспертизы можно сделать вывод о том, что спроектированный ранее жидкостный ракетный двигатель, работающий на компонентах жидкий кислород и жидкий водород, экологически чист. Проводить испытания данного ракетного двигателя будет возможно в любых широтах планеты, не нанося вред окружающей среде.

Спроектированный жидкостный ракетный двигатель не найдет конкурентов на международном рынке из-за своей экологичности, экономичности, высокого удельного импульса и высокой эффективности на верхних ступенях ракеты-носителя.

УДК 543.5

**МИКРОАНАЛИТИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ
ДЛЯ ЭКСПРЕССНОГО МОНИТОРИНГА ГАЗОВЫХ СРЕД**

Платонов В. И., Агафонова В. О.

Научный руководитель: Платонов И. А., д-р. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Оперативное и достоверное определение вредных органических и неорганических соединений в промышленных выбросах является неотъемлемой составляющей обеспечения экологической безопасности производств. В настоящее время в анализе газовых сред лидирующее положение занимает газовая хроматография. Яркой выраженной тенденцией развития современной газовой хроматографии является миниатюризация хроматографической аппаратуры с целью проведения конкретных анализов. К достоинствам микроприборов можно отнести меньший расход реактивов, электроэнергии, анализируемых веществ, повышение экспрессности анализа и др. Кроме того переход к микроприборам обеспечивает проведение анализа «на месте», что позволяет давать результаты и принимать меры по устранению вредного воздействия на окружающую среду в режиме реального времени.

Целью данной работы являлась разработка и создание конструктивных узлов газового микрохроматографа.

В рамках данной работы разработаны конструкции и изготовлены опытные образцы основных узлов газового хроматографа в миниатюрном исполнении:

- микродозатор газовых проб;
- капиллярные и микронасадочные колонки;
- микродетектор по теплопроводности.

Принципиальным отличием данного микродозатора от имеющихся конструкций является формирование всех каналов на плоскости, управление работой пневмосистемы проводится при помощи микроэлектродов.

Капиллярные и микронасадочные колонки на плоскости получены с использованием технологий микроэлектронномеханических систем, а именно фотолитографии, лазерной абляции и с использованием 3D-принтера. В качестве материала использовали нержавеющую сталь, титан, фторопласт, композиционные полимерные материалы, кремний. Все работы по изготовлению проводились в научных подразделениях СГАУ. Формирование адсорбционного слоя проводили методом аэрозоль-гель технологии.

Предложенная конструкция отличается уменьшенным объемом рабочей камеры и увеличенным омическим сопротивлением чувствительных элементов, что позволяет снизить инерционность и работать с капиллярными колонками.

УДК 504.054:629.78(03)

**ЭКОЛОГИЧЕСКАЯ ЭКСПЕРТИЗА РАКЕТНОГО ТОПЛИВА ЖИДКИЙ
ВОДОРОД И ЖИДКИЙ КИСЛОРОД И ПРОДУКТОВ ЕГО СГОРАНИЯ
ДЛЯ ВТОРОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ ТЯГОЙ 210 КН**

Погребная Е. А.

Научный руководитель: Егорычев В. С., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Экологическая экспертиза представляет собой самостоятельный вид экологического контроля, она имеет чисто предупредительное значение. Её задачей является оценка степени экологического воздействия конкретного хозяйственного объекта на окружающую среду и здоровье человека.

Проведена экологическая экспертиза компонентов топлива жидкий водород и жидкий кислород. Жидкий водород является высокоэффективным горючим, он представляет собой бесцветную жидкость без запаха. Водород можно получить многими способами. В промышленности используют природные газы, а также газы, получаемые при переработке нефти, коксовании и газификации угля и других топлив. При наличии дешёвой энергии водород получают электролизом воды, пропуская ток через растворы щелочей. В лабораторных условиях его легко получить взаимодействием металлов с кислотами. Жидкий кислород является высокоэффективным окислителем, он не имеет запаха, в тонких слоях бесцветный, а в толстых слоях приобретает голубоватый цвет. Кислород получают электролизом дистиллированной воды, протекающим по реакции: $2\text{H}_2\text{O} \rightarrow \text{O}_2\uparrow + 2\text{H}_2\uparrow$. В лабораторных условиях – каталитическое разложение пероксида водорода H_2O_2 , разложение нагреванием оксидов тяжелых металлов (например, оксида ртути HgO), перманганата калия KMnO_4 , хлората калия KClO_3 и др. Оба компонента являются экологически чистыми.

С помощью специализированного программного комплекса (СПК) TERRA проведен расчет равновесного состава продуктов сгорания ракетного топлива жидкий водород и жидкий кислород на выходе из камеры двигателя. Проведённый анализ показал, что продукты сгорания содержат токсичные и нетоксичные вещества.

После термодинамического расчёта на срезе сопла были получены следующие характеристики продуктов сгорания: $T = 1529 \text{ K}$, $p = 0,0105 \text{ МПа}$, $W = 4677 \text{ м/с}$.

Во время работы двигателя на испытательном стенде к продуктам сгорания примешивается воздух. Примем количество примешиваемого воздуха равным 10 % от общего их количества.

В результате расчёта были получены следующие массовые доли токсичных веществ: $\text{NO} - 4,198\text{E-}08$, $\text{NH}_2 - 5,250\text{E-}11$, $\text{NH}_3 - 1,309\text{E-}07$. Массовые доли данных веществ очень малы, поэтому ими можно пренебречь.

Проведенная экспертиза показывает, что данные компоненты топлива жидкий водород и жидкий кислород являются экологически чистыми и могут использоваться в ракетной технике. Эксплуатация данного двигателя является безопасной.

Секция 3.

Общие вопросы механики, прочности,
конструирования, проектирования
и производства летательных аппаратов,
стандартизация и управление качеством

УДК 531.36, 629.7

ИССЛЕДОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С БОЛЬШИМ ЗАПАСОМ ТОПЛИВА

Ахмадуллин И. И.

Научный руководитель: Алексеев А. В., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Космические аппараты (КА) обычно представляют собой с конструкционной точки зрения симметричный объект, который можно считать твёрдым телом с полостью с жидкостью. Кроме того, на КА не действует или действует малый гравитационный момент. Исследование движения вокруг центра масс КА с жидким топливом под действием малого гравитационного момента является важной задачей, имеющей прикладной характер. Особенно подобные исследования важны для спутников, корректная работа которых зависит от чёткости ориентации в пространстве (КА дистанционного зондирования, спутники связи, космические телескопы и другие).

В работе осуществляется математическое моделирование движения КА с топливным баком, целиком заполненным топливом. Наиболее интересными случаями для исследования движения являются так называемые интегрируемые случаи Эйлера, Лагранжа и Ковалевской. Ставится задача сравнения математических моделей движения космического аппарата с топливом и без топлива при условиях интегрируемых случаев.

На основании теоремы об изменении кинетического момента построена математическая модель движения вокруг центра масс космического аппарата с топливным баком, целиком заполненным жидким топливом. Динамические уравнения движения составлены в проекциях угловой скорости на оси связанной системы координат. В качестве кинематических уравнений принимаются уравнения Пуассона.

Уравнения движения составляются для каждого из интегрируемых случаев. Например, для случая Лагранжа динамические уравнения принимают вид:

$$\begin{aligned} A\ddot{\phi} + (C - A)qr &= Pcg_2 - \frac{r}{n} \frac{D}{A} \left(\left[Pcg_2 + (A - C) \left(\frac{1}{A} [-Pcg_1 + (C - A)pr] \right) r \right] - r [-Pcg_1 + (C - A)pr] \right) \\ A\ddot{q} + (A - C)pr &= -Pcg_1 - \frac{r}{n} \frac{D}{A} \left(\left[-Pcg_1 + (C - A) \left(\frac{1}{A} [Pcg_2 + (A - C)qr] \right) r \right] + r [Pcg_2 + (A - C)qr] \right) \\ C\ddot{\psi} &= -\frac{r}{n} \frac{D}{A} (p[-Pcg_1 + (C - A)pr] - q[Pcg_2 + (A - C)qr]). \end{aligned}$$

Строятся зависимости параметров движения от времени численными методами. Численное интегрирование уравнений движения показало, что движения систем с жидкостью и без неё сходны, а, следовательно, для исследования движения возмущённых систем можно применить асимптотические методы хотя бы на начальном этапе движения. Приближённые аналитические зависимости можно получить асимптотическими методами Пуанкаре, Ван-дер-Поля и усреднения.

Работа поддержана Российским фондом фундаментальных исследований (РФФИ 11-08-00794-а).

УДК 62.534 (031)

ПАРАМЕТРИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПЛОСКИМИ ДВИЖЕНИЯМИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА В АТМОСФЕРЕ

Батина Е. С.

Научный руководитель: Безгласный С. П., канд. физ.-мат. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Рассмотрена задача о гашении плоских колебаний космического аппарата при его неуправляемом спуске в атмосфере [1]. Работа посвящена построению алгоритма параметрического управления плоскими движениями спускаемого аппарата (СА) с помощью подвижной массы по принципу качелей. Рассматривалась модель СА – твёрдое тело сферической формы, центр масс которого не совпадает с геометрическим центром сферы. Предполагалось, что вдоль диаметра сферы перемещается точечная масса (подвижная масса). Целью работы являлось построение закона управления подвижной массой, осуществляющего гашение относительных колебаний СА в плоскости движения до асимптотического затухания его колебаний в окрестности положения относительного равновесия.

Исследование проводилось на основе второго метода Ляпунова классической теории устойчивости с использованием функции Ляпунова со знакопостоянной производной.

В работе составлены уравнения плоских управляемых движений системы, определен согласно [2] закон управления подвижной массой, реализующий заданное движение СА – гашение относительных плоских колебаний в окрестности заданного положения относительного равновесия. Для обоснования асимптотической устойчивости полученного движения КТС использовалась знакоопределённая функция Ляпунова [2] со знакопостоянной производной.

Полученные результаты проиллюстрированы численным интегрированием системы уравнений движения, графическим представлением текущих отклонений и их скоростей.

Результаты, полученные в работе, развивают и обобщают соответствующие результаты из [1, 2] и могут быть использованы при проектировании систем управления спускаемых аппаратов.

Библиографический список

1. Асланов В. С. Пространственное движение тела при спуске в атмосфере [Текст] / М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004 - 160 с.
2. Асланов В. С. , Безгласный С. П. Устойчивость и неустойчивость управляемых движений двухмассового маятника переменной длины [Текст]/ МТТ. – 2012. – Вып. 3. – с. 37-51.

УДК 531.36, 629.7

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА С ГИРОСКОПИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИЕЙ

Вахитова А.Р.

Научный руководитель: Алексеев А. В., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Важной задачей механики космического полёта является обеспечение точной пространственной ориентации космического аппарата (КА). Основные трудности, возникающие при исследовании свободного движения КА в атмосфере, связаны с изучением движения относительно центра масс, которое описывается системой нелинейных дифференциальных уравнений. При спуске в атмосфере тело совершает колебания вокруг собственной продольной оси относительно набегающего потока. Спускаемый аппарат покрыт обшивкой. Он обращён одной стороной к набегающему потоку, и средняя угловая скорость собственного вращения близка к нулю. Из-за резонансных явлений под воздействием потока воздуха КА может повернуться обратной стороной к направлению воздуха, что может привести к разрушению КА. Вследствие этого возникает необходимость в управлении пространственным движением КА. Это управление можно осуществлять разными способами: посредством управляющих реактивных двигателей или с помощью массивных маховиков, установленных на борту КА. Первый из указанных способов требует наличия на борту запаса топлива, второй – лишён этого недостатка, так как маховики (роторы) вращаются внутренними электродвигателями за счёт электричества, получаемого от панелей солнечных батарей.

В данной работе исследуется движение спускаемого аппарата вокруг центра масс, представляющего собой систему четырёх твёрдых тел: несущего (центрального, основного) и трёх динамически симметричных роторов (маховиков), способных вращаться относительно своих осей симметрии, совпадающих с главными центральными осями инерции всей системы. На основании теоремы об изменении кинетического момента механической системы и уравнений Лагранжа II рода составляются динамические уравнения движения спускаемого аппарата под действием аэродинамических нагрузок. Для определения ориентации несущего тела к динамическим уравнениям добавляются известные кинематические уравнения Эйлера и кинематические связи между относительными угловыми скоростями и углами относительного закручивания роторов.

В случае медленного вращения роторов по сравнению с несущим телом динамические уравнения движения сводятся к уравнениям с малым параметром, что позволяет применять для их решения асимптотические методы. В данной работе были найдены приближённые аналитические зависимости компонентов вектора угловой скорости несущего тела от времени тремя методами: Пуанкаре, Ван-дер-Поля и усреднения. Для некоторых случаев движения синтезировано управление, которое обеспечивается внутренними маховиками.

Работа поддержана Российским фондом фундаментальных исследований (РФФИ 11-08-00794-а).

УДК 531.36

ДВИЖЕНИЕ СТЫКОВОЧНОГО МОДУЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ, ПРЕДНАЗНАЧЕННОЙ ДЛЯ ВЫВОДА ГРУЗА НА ОРБИТУ

Жаринов М. К.

Научный руководитель: Ледков А. С., канд. техн. наук

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В научной литературе обсуждаются различные способы перевода груза на более высокую орбиту. Одним из решений поставленной задачи является использование космической тросовой системы (КТС) [1]. Её главным достоинством является снижение стоимости осуществления маневра за счёт отказа от использования ракетного топлива. К настоящему времени был проведён ряд экспериментов, который подтвердил некоторые теоретические результаты [2]. Тем не менее, на практике задача подъёма груза не решалась.

Актуальность настоящей работы обусловлена практической необходимостью решения задачи повышения орбиты полезной нагрузки, определяется возможностью снижения стоимости этой транспортной операции.

В рамках данной работы рассматривается комбинированная схемы вывода груза на орбиту с использованием космической тросовой системы. С помощью ракетоносителя груз выводится на околоземную орбиту, где пристыковывается к нижнему концу КТС. После этого вся система за счёт реактивных или инерциальных сил переводится во вращение. Когда груз займет наивысшее положение, он отстыковывается и продолжает свое движение на более высокой орбите. К достоинствам данной схемы можно отнести простоту стыковки, присущую эскалатору, и простоту технической реализации вращающейся связи [1].

В работе рассматривается плоское движение КТС, состоящей из несущего космического аппарата, моделируемого как материальная точка, упругого невесомого троса и стыковочного модуля с грузом, представляющего собой твёрдое тело. На основании формализма Лагранжа построена математическая модель, описывающая движение этой системы.

Проведён анализ влияния массово-геометрических характеристик параметров КТС на движение относительно центра масс стыковочного модуля. Для случая радиально ориентированного троса получено приближённое аналитическое решение, описывающее колебания стыковочного модуля относительно центра масс. Проведено сопоставление траекторий движения центра масс КТС с траекторией движения материальной точки, имеющей массу, равную массе КТС. Показано что центр масс КТС движется не по кеплеровской орбите.

Практическая значимость работы заключается в возможности непосредственного использования её результатов для создания новых образцов ракетно-космической техники, включающих в себя протяженные тросы.

Библиографический список

1. Белецкий В. В. Динамика космических тросовых систем [текст]/ В. В. Белецкий, Е. М. Левин – М.: Наука, 1990.–336 с.
2. Cartmell, M. P. A review of space tether research Text./M. P. Cartmell, D. J. McKenzie// Progress in Aerospace Sciences. 2008 . Vol.44. - P 1-21.

УДК 62.534 (031)

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЯМИ МАЯТНИКА НА ВРАЩАЮЩЕМСЯ ОСНОВАНИИ

Кутырева Н. И.

Научный руководитель: Безгласный С. П., канд. физ.-мат. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Работа посвящена построению асимптотически устойчивых заданных программных движений неавтономной механической системы. Рассматривалась система – плоский маятник переменной длины на вращающемся основании. Уравнения движения выписаны в форме уравнений Лагранжа 2-го рода. Целью работы являлось осуществление синтеза управляющих воздействий, реализующих произвольно заданные программные движения механической системы, и стабилизирующих воздействий, обеспечивающих асимптотическую устойчивость этих программных движений.

Исследование проводилось на основе второго метода Ляпунова классической теории устойчивости с использованием функции Ляпунова со знакопостоянной производной [1].

В работе составлены уравнения управляемых движений системы, определены программные и стабилизирующие управления, реализующие заданное движение объекта. Для обоснования асимптотической устойчивости полученного движения маятника построена знакоопределённая функция Ляпунова, получена оценка её производной.

Полученные результаты проиллюстрированы численным интегрированием системы уравнений движения, графическим представлением текущих отклонений и их скоростей.

Результаты, полученные в работе, развивают и обобщают соответствующие результаты из [2, 3] и могут быть использованы в приборостроении.

Библиографический список

1. Андреев А. С. Об устойчивости и неустойчивости нулевого решения неавтономной системы [Текст] / ПММ. – 1984. – Т. 48. – Вып. 2.
2. Безгласный С. П. Стабилизация программных движений математического маятника с подвижной точкой подвеса [Текст] / Ученые записки УлГУ. Фундаментальные проблемы математики и механики. – 1998. – Вып.5. – с. 13-17.
3. Bezglasnyi S.P. The stabilization of equilibrium state of nonlinear Hamiltonian systems / Seminarberichte aus dem Fachbereich Mathematik. FernUniversitat Hagen, 2001. Band 71. Z. 45-53.

УДК 62.534 (031)

ОГРАНИЧЕННОЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЯМИ ДВУХМАССОВОГО МАЯТНИКА (КАЧЕЛИ)

Талипова А. А.

Научный руководитель: Безгласный С. П., канд. физ.-мат. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Рассмотрена задача о раскачке и успокоении качелей [1]. Работа посвящена построению алгоритма параметрического управления плоскими движениями двухмассового плоского математического маятника с помощью подвижной массы. Рассматривалась модель качелей – шарнирно закреплённый невесомый тонкий стержень, на котором присутствуют две точечные массы – неподвижная и подвижная, которая может перемещаться вдоль стержня. Целью работы являлось построение закона управления подвижной массой, осуществляющего раскачивание и успокоение качелей в окрестности их устойчивого положения нижнего равновесия при ограничениях на управление – величину перемещения подвижной массы.

Исследование проводилось на основе второго метода Ляпунова классической теории устойчивости с использованием функции Ляпунова со знакопостоянной производной.

В работе составлены уравнения плоских управляемых движений системы, построен новый закон управления подвижной массой, реализующий заданное движение качелей – раскачку и успокоение в окрестности нижнего положения равновесия. Для обоснования асимптотической устойчивости полученного движения маятника использовалась знакоопределённая функция Ляпунова [2] со знакопостоянной производной.

Полученные результаты проиллюстрированы численным интегрированием системы уравнений движения, графическим представлением текущих отклонений и их скоростей.

Результаты, полученные в работе, развивают и обобщают соответствующие результаты из [1, 2] и могут быть использованы при проектировании систем параметрического управления.

Библиографический список

1. Магнус.К. Колебания: введение в исследование колебательных систем. [Текст]/ М.: Мир. – 1982. – 304 с.
2. Асланов В. С., Безгласный С. П. Устойчивость и неустойчивость управляемых движений двухмассового маятника переменной длины [Текст] / Механика твердого тела. – 2012. – Вып.3. – с. 32-46.

УДК 539.374

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПОВЕРХНОСТНОГО ДЕФОРМИРОВАНИЯ НА ТРЕЩИНОСТОЙКОСТЬ МАТЕРИАЛА

Овчинникова С. А.

Научный руководитель: Буханько А. А., канд. физ.-мат. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Технологические процессы поверхностной обработки элементов конструкций, как правило, сопровождаются большими пластическими деформациями в зоне взаимодействия материала детали с обрабатывающим инструментом. В работе рассматривается установившееся пластическое течение при выглаживании плоской поверхности идеально-пластического полупространства гладким круглым цилиндром в условиях плоской деформации (рис. 1) [1]. Задача о пластическом выглаживании жёсткопластической поверхности угловым клином рассматривается в [2].

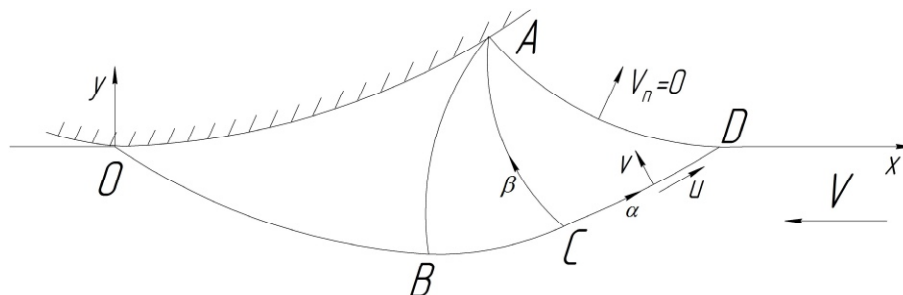


Рис. 1. Пластическое течение при выглаживании идеально-пластической поверхности гладким круглым цилиндром

На основе известных соотношений теории идеального жёсткопластического тела получены распределения деформаций и диссипации энергии вдоль траектории движения частиц в пластической области. Деформирование частиц на участках CD и OB жёсткопластической границы и в веере характеристик BAC трактуются как полуциклы жёсткого деформирования в интервале начальных и конечных деформаций соответствующего этапа. Это предположение позволяет по вычисленным значениям деформаций оценить часть диссипации энергии, связанной с упрочнением материала, которая отвечает за его повреждаемость в результате рассматриваемого процесса [2]. Оценка производится согласно энергетической интерпретации, известной из теории малоциклового усталости формулы Коффина-Мэнсона [3, 4].

Библиографический список

1. Непершин, Р. И. Качение и скольжения цилиндра по границе идеально пластического полупространства [Текст] / Р. И. Непершин // Прикладная математика и механика. – 2003. – Т. 67, вып. 2. – С. 326-335.
2. Буханько, А. А. Методика оценки влияния поверхностной обработки на малоцикловую усталость материала [Текст] / А. А. Буханько, Е. П. Кочеров, С. А. Овчинникова // Вестник СГАУ. – 2012. – 5 (36). – С. 92-96.
3. Feltner, C. E. Microplastic strain hysteresis energy as a criterion for fatigue fracture / C. E. Feltner, J. D. Morrow. – Trans. ASME, 1961. – 83, № 1. – P. 15-22.
4. Martin, D. E. An energy criterion for low-cycle fatigue / D.E . Martin // J. Basic Eng., Trans. ASME. – 1961. – P. 565-571.

УДК 62.534 (031)

УПРАВЛЕНИЕ МАНЕВРИРОВАНИЕМ КОСМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ ПО ПРИНЦИПУ КАЧЕЛЕЙ

Пиякина Е. Е.

Научный руководитель: Безгласный С. П., канд. физ.-мат. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Рассмотрена задача о выводе полезного груза на более высокую орбиту с использованием космической тросовой системы (КТС) [1]. Работа посвящена построению алгоритма диаметрального переориентирования в плоскости орбиты КТС путем её раскачки по принципу качелей. Рассматривалась модель КТС – две точечные массы, соединённые тросом, смоделированным нерастяжимым невесомым стержнем, вдоль которого перемещается третья точечная масса (подвижная масса). Целью работы являлось построение закона управления подвижной массой, осуществляющего переворот КТС на угол 180^0 в плоскости орбиты с последующим асимптотическим затуханием её колебаний в окрестности радиального положения относительного равновесия.

Исследование проводилось на основе второго метода Ляпунова классической теории устойчивости с использованием функции Ляпунова со знакопостоянной производной.

В работе составлены уравнения плоских управляемых движений системы, определён согласно [2] закон управления подвижной массой, реализующий заданное движение КТС – его раскачку в плоскости орбиты по принципу качелей, диаметральный переворот на угол 180^0 с последующим гашением колебаний в окрестности заданного положения относительного равновесия. Для обоснования асимптотической устойчивости полученного движения КТС построена знакоопределённая функция Ляпунова, получена оценка её производной.

Полученные результаты проиллюстрированы численным интегрированием системы уравнений движения, графическим представлением текущих отклонений и их скоростей.

Результаты, полученные в работе, развивают и обобщают соответствующие результаты из [1, 2] и могут быть использованы при проектировании систем управления космическими тросовыми системами.

Библиографический список

1. Сидоров И. М. О применении тросовых систем для создания постоянно действующего транспортного канала в космическом пространстве [Текст]/ Полет. – 2000. – Вып. 2.
2. Асланов В. С., Безгласный С. П. Гравитационная стабилизация спутника с помощью подвижной массы [Текст] / Прикладная математика и механика. – 2012. – Вып.4. – Т. 76.– с. 565-575.

УДК 629.7

СИЛОВАЯ РАБОТА И ВЕСОВАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ВАРИАНТОВ СХЕМЫ СОЧЛЕНЕНИЯ КРЫЛА С ФЮЗЕЛЯЖЕМ САМОЛЁТА-ВЫСОКОПЛАНА

Александров И. Б.

Научный руководитель: Козлов Д. М., канд. техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Рассматривается центральная часть планера пассажирского или транспортного самолёта с высоко расположенным относительно фюзеляжа нестреловидным крылом (высокоплан) большого удлинения и основными опорами шасси, закреплёнными на фюзеляже. Центральная часть планера (ЦЧП) включает двухлонжеронный центроплан крыла, выполненный по кессонной конструктивно-силовой схеме, и отсек герметичного фюзеляжа в зоне сочленения с крылом. Отсек фюзеляжа содержит также силовые шпангоуты, на которых размещены узлы крепления основных опор шасси.

Рассмотрены четыре типовых, но принципиально отличных варианта схемы соединения лонжеронов центроплана крыла с силовыми шпангоутами фюзеляжа: соединение шарнирными узлами с двумя линейными связями-реакциями в каждом узле (шарнирно-неподвижные узлы) и размещением осей узлов на нейтральных осях балок-лонжеронов; соединение шарнирно-неподвижными узлами, но с осями узлов, вынесенными за обводы крыла (вниз); подобное же соединение, но с использованием фитингов фланцевого типа вместо шарнирных узлов типа «ухо – вилка» (такое соединение становится моментным, а стыковые болты в основных расчётных случаях находятся одновременно в условиях растяжения и среза); соединение шарнирными узлами с одной линейной связью (шарнирно-подвижные узлы). В последнем случае крыло взаимодействует в этих узлах с фюзеляжем только вертикальными силами. В этом варианте для передачи с крыла на фюзеляж нагрузок, действующих вдоль размаха крыла, в схему сочленения агрегатов введены дополнительные узлы. Разновидностью последнего варианта являются схемы с различным числом узлов для передачи вертикальных нагрузок.

На конечно-элементных моделях (использовался комплекс MSC NASTRAN) для характерных полётных и посадочных случаев нагружения самолёта, а также для случая изолированного нагружения фюзеляжа избыточным внутренним давлением получено напряжённо-деформированное состояние ЦЧП и выполнен сравнительный анализ распределения внутренних усилий в элементах силовой схемы ЦЧП. По значению интегральной характеристики эффективности силовой работы конструкций «силовой фактор» даны сравнительные оценки весовой эффективности вариантов схемы соединения крыло-фюзеляж. С использованием критерия равнонапряжённости выполнена оптимизация распределения жёсткостей силовых элементов ЦЧП. Выполнен анализ влияния отдельных геометрических параметров соединений (расстояние от осей узлов до плоскости симметрии самолёта, расстояние от осей узлов до плоскости хорд крыла и др.) на силовую работу и теоретическую массу конструкции ЦЧП и основных элементов её силовой схемы – лонжеронов центроплана и силовых шпангоутов фюзеляжа. В конкретных случаях решение о выборе рациональной схемы сочленения крыла и фюзеляжа следует принимать с учётом влияния параметров схемы и конструкции стыковых узлов на размеры зализа в стыке и аэродинамические характеристики самолёта.

УДК 621.787:539.319

ОСТАТОЧНЫЕ НАПРЯЖЕНИЯ И ПРЕДЕЛ ВЫНОСЛИВОСТИ ПЛОСКИХ ОБРАЗЦОВ ИЗ СПЛАВА ЭИ698ВД ПОСЛЕ ПОВЕРХНОСТНОГО УПРОЧНЕНИЯ

Букатый А. С., Луний В. В., Шляпников П. А.

Научный руководитель: Кирпичёв В. Ф., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Плоские образцы для определения остаточных напряжений и испытаний на усталость после шлифования подвергались упрочнению стеклянными и стальными шариками при различном давлении воздуха (таблица 1).

Ускоренные испытания на усталость при изгибе в случае симметричного цикла проводились на вибростенде, база испытаний – $2 \cdot 10^6$ циклов нагружения. Значения условного предела выносливости представлены в таблице 1. В таблице представлены также значения критерия $\bar{S}_{ост}$ и коэффициента влияния упрочнения $\bar{Y}_s$ по критерию $\bar{S}_{ост}$. Из данных, приведённых в таблице, видно, что упрочнение образцов стальными шариками приводит к большему увеличению предела выносливости по сравнению с упрочнением стеклянными шариками.

Таблица 1. Режимы упрочнения, результаты измерения остаточных напряжений и испытаний на усталость

№ режима упрочнения	Тип шариков	p , МПа	$s_z^{нов}$, МПа	s_{-1y} , МПа	$\bar{Y}_s$
1	стеклянные	0,2	-620	-529	0,118
2		0,3	-640	-595	0,105
3		0,4	-610	-637	0,123
4	стальные	0,15	-440	-531	0,400
5		0,3	-280	-524	0,438
6		0,45	-260	-483	0,616
7		0,6	-220	-472	0,513
8	исх. состояние	—	—	—	—

При упрочнении стальными шариками коэффициент влияния остаточных напряжений $\bar{Y}_s$ составляет в среднем 0,492 и практически совпадает со значением $\bar{Y}_s$ в проведённых ранее исследованиях для случая гладкой детали. Такое совпадение коэффициента $\bar{Y}_s$ объясняется устойчивостью остаточных напряжений в образцах, упрочнённых стальными шариками.

При упрочнении стеклянными шариками коэффициент составляет в среднем 0,115, что в четыре раза меньше, чем при упрочнении стальными шариками. Значительно меньшее значение объясняется снижением сжимающих остаточных напряжений в упрочнённых стеклянными шариками образцах под действием переменных напряжений при испытаниях на усталость, что было подтверждено измерением микротвёрдости.

Таким образом, проведённое исследование показало, что критерий среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{S}_{ост}$ можно использовать и для прогнозирования предела выносливости поверхностно упрочнённых гладких деталей, но лишь в том случае, когда сжимающие остаточные напряжения не изменяются под действием переменных нагрузок.

УДК 621.787:539.319

ЗАВИСИМОСТЬ СТЕПЕНИ КОНЦЕНТРАЦИИ НАПРЯЖЕНИЙ ПРИ РАСТЯЖЕНИИ ОБРАЗЦОВ ОТ РАДИУСА ГАЛТЕЛИ

Денискина Е. А., Волков А. А., Щербаков И. В.

Научный руководитель: Сазанов В. П., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Исследование проводилось как составная часть работы по прогнозированию предела выносливости цилиндрических образцов с галтелями различного радиуса. Образцы были изготовлены из стали 20 диаметром 12 мм в рабочей части и с галтелями четырёх радиусов: $r = 0,5$ мм, $r = 1$ мм, $r = 3$ мм, $r = 5$ мм. В рамках комплекса исследовательских работ испытания по определению предела выносливости проводились на неупрочнённых и поверхностно упрочнённых образцах. Поверхностное упрочнение образцов проводилось на пневмодробеструйной установке.

Для определения коэффициента концентрации напряжений при растяжении образцов и положения опасного сечения были выполнены расчёты методом конечно-элементного моделирования с использованием расчётного комплекса NASTRAN/PATRAN [1]. Разработанные для четырёх радиусов галтелей конечно-элементные модели образцов представляли собой осевое сечение его четверти, что позволило значительно сократить объём и повысить точность решаемой на ЭВМ задачи. В моделях был использован плоский осесимметричный элемент 2D-Solid треугольного типа. Граничные условия на одном крае (малый диаметр) соответствуют условию симметрии, а второй край (большой диаметр) нагружен распределённой нагрузкой.

По результатам расчётов были построены графики зависимостей отношения напряжений на поверхности галтели к номинальным напряжениям в наименьшем сечении образца вдоль радиуса поверхности галтельного перехода.

Анализ результатов расчётов показал, что положение точки на поверхности галтельного перехода с наибольшими напряжениями (опасное сечение) зависит от радиуса галтели r . Также установлено, что при увеличении радиуса r эта точка смещается к наименьшему сечению образца с галтелью.

По результатам проведённых расчётов были определены значения теоретического коэффициента концентрации напряжений при растяжении. Теоретический коэффициент концентрации напряжений при растяжении, вычисленный в настоящем исследовании для различных радиусов галтельных переходов, практически совпадает со значениями, определёнными по справочным данным [2], при этом погрешность мала по своему значению.

Библиографический список

1. Сазанов В. П., Чирков А. В., Самойлов В. А., Ларионова Ю. С. Моделирование перераспределения остаточных напряжений в упрочнённых цилиндрических образцах при опережающем поверхностном пластическом деформировании // Вестник СГАУ – Самара, СГАУ, 2011. – №3 (27). Часть 3. – С. 171-174.
2. Петерсон Р. Е. Коэффициенты концентрации напряжений. – М.: Издательство «МИР», 1977. – 304 с.

УДК 621.787:539.319

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ УСЛОВНОГО КРИТЕРИЯ ДЛЯ ОЦЕНКИ БЕЗОПАСНОЙ РАБОТЫ ДЕТАЛЕЙ ИЗ СПЛАВА 1953Т1

Иванова А. В., Бурнаев С. С., Матвеев Д. А.

Научный руководитель: Павлов В. Ф., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Проведённые испытания бурильных резьбовых втулок из высокопрочного коррозионно-стойкого алюминиевого сплава 1953Т1 на прочность показали, что в некоторых случаях задолго до достижения расчётных (рабочих) нагрузок наблюдалось их разрушение. Для выяснения причин разрушения были проведены дополнительные исследования, при которых решались следующие задачи:

- проанализировать все конструкторско-технологические изменения, внесённые в конструкторскую документацию на деталь в последнее время;
- проверить геометрию деталей (трёх втулок) и все возможные отклонения (несоответствия) от конструкторской документации, которые могли возникнуть при их изготовлении;
- проверить на соответствие техническим условиям (ТУ) материал втулок;
- проверить испытательный стенд и схемы гидроиспытаний.

На основании проведённого анализа установлено, что каких-либо изменений в конструкцию деталей и технологию их изготовления не вносилось. Кроме того, материал трубной заготовки полностью отвечал требованиям, утверждённым ТУ на поставку. Поэтому был предложен новый критерий оценки работоспособности резьбовой втулки из алюминиевого сплава 1953Т1 на основе статистической обработки основных механических характеристик материала трубной заготовки на стадии поставки в виде:

$$K = \frac{[(s_{\sigma})_d - (s_{0,2})_d] \cdot d_d}{[(s_{\sigma})_{TV} - (s_{0,2})_{TV}] \cdot d_{TV}},$$

где K – условный критерий безопасной работы материала, $(s_{\sigma})_d$ – предел прочности материала детали, $(s_{0,2})_d$ – условный предел текучести материала детали, d_d – относительное остаточное удлинение материала детали, $(s_{\sigma})_{TV}$ – предел прочности материала согласно ТУ, $(s_{0,2})_{TV}$ – условный предел текучести материала согласно ТУ, d_{TV} – относительное остаточное удлинение материала согласно ТУ.

Тогда условие безопасной работы материала детали запишется в виде:

$$K \geq 1.$$

Следовательно, безопасная работа детали (резьбовой втулки) из алюминиевого сплава 1953Т1 ограничена сочетанием основных механических характеристик материала исходной трубной заготовки.

Таким образом, проведённое исследование показало, что условный критерий безопасной работы материала K позволит отбраковать трубные заготовки ещё на стадии поставки и, тем самым, уменьшить риск необъяснимого разрушения конструкций из алюминиевого сплава 1953Т1 во время эксплуатации.

УДК 621.787:539.319

ЗАКОНОМЕРНОСТИ ИЗМЕНЕНИЯ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В ПОВЕРХНОСТИ УПРОЧНЁННЫХ ОБРАЗЦОВ С УВЕЛИЧЕНИЕМ ГЛУБИНЫ ОСТРОГО НАДРЕЗА

Каранаева О. В., Волков М. В., Радин Д. В.

Научный руководитель: Вакулюк В. С., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Исследования были проведены на поверхностно упрочнённых цилиндрических образцах диаметром 10 мм из сталей 45, ЭИ961 и сплавов ЭИ437Б, В93. Изучалось изменение сжимающих остаточных напряжений на границе острого надреза, возникающих в результате перераспределения остаточных усилий упрочнённых образцов при увеличении глубины t надреза. Радиус надреза r для каждого материала принимался постоянным и считалось, что глубина надреза $t \gg r$. Используя решение

работы [1] и обозначив $\sqrt{\frac{1}{r}} = B$, формулу для дополнительных осевых остаточных напряжений $s_{zd}(1)$ на дне надреза можно записать в виде

$$s_{zd}(1) = B\sqrt{t} \int_0^1 \left(\frac{4}{p\sqrt{1-x^2}} + 0,37\sqrt{1-x^2} \right) s_z(x) dx, \quad (1)$$

где $x = \frac{y}{t}$ – расстояние от поверхности до текущего слоя образца, выраженное в долях t , $s_z(x)$ – осевые остаточные напряжения упрочнённого образца.

Дополнительные остаточные напряжения $s_{zd}(1)$ на поверхности острого надреза, вычисленные по формуле (1), приведены в таблице 1.

Таблица 1

Материал	$-\frac{s_{zd}(1)}{B}$, МПа/мм ²					
	$t = 0,05$ мм	$t = 0,1$ мм	$t = 0,15$ мм	$t = 0,2$ мм	$t = 0,25$ мм	$t = 0,3$ мм
ЭИ437Б	332,6	393,4	408,0	410,8	403,4	394,4
ЭИ961	278,4	340,2	365,0	371,2	366,0	357,2
В93	95	115,4	162,2	167,6	165,8	163,8
сталь 45	128,8	154,2	162,2	167,6	165,8	163,8

Из приведённых в таблице данных видно, что в поверхностно упрочнённых образцах сжимающие остаточные напряжения по мере роста глубины острого надреза возрастают, достигая максимального значения при $t = 0,2$ мм, а затем убывают.

Полученные результаты расчёта дополнительных остаточных напряжений могут быть использованы для объяснения причины возникновения нераспространяющихся трещин усталости в упрочнённых деталях под действием переменных напряжений.

Библиографический список

1. Иванов С. И., Шатунов М. П., Павлов В. Ф. Влияние остаточных напряжений на выносливость образцов с надрезом // Вопросы прочности элементов авиационных конструкций. – Куйбышев: КуАИ, 1974. – Вып. 1. – С. 88-95.

УДК 539.41

ИССЛЕДОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ПЛОТНОСТИ МАТЕРИАЛА В БРУСЕ ПРИ НАЛИЧИИ ОГРАНИЧЕНИЯ НА ЕЁ МАКСИМАЛЬНОЕ ЗНАЧЕНИЕ

Кишов Е. А.

Научный руководитель: Кузнецов А. С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Телом переменной плотности назовём область пространства, в которой определены как функции координат величины, определяющие упругие свойства среды: модуль упругости, коэффициент Пуассона (постоянен), а также допускаемые напряжения. Для физической интерпретации картины оптимального распределения жёсткости в этом теле в качестве дополнительной, четвёртой степени свободы, припишем каждой точке тела ещё одну – плотность – и примем, что упругие свойства тела и допускаемые напряжения пропорциональны плотности (между этими параметрами возможны и другие, нелинейные зависимости).

Постановка задачи: тело переменной плотности (консольный брус) нагружалось давлением, равномерно распределённым по его поверхности. В алгоритм отыскания равнопрочной конструкции

$$r_{r+1,i} = r_{r,i} \frac{s_{r,i}}{\left[s \right]_{r,i}}, \quad (1)$$

где r – номер итерации, i – номер элемента, было внесено, помимо уже существующего для предотвращения сингулярности в методе конечных элементов, ограничение на наименьшее значение плотности, также ограничение и на её наибольшее значение с целью адекватного расчёта теоретической массы конструкции, поскольку вполне вероятна ситуация, когда под действием достаточно больших нагрузок плотность, полученная по формуле (1), окажется больше плотности реальных конструкционных материалов. Полученные результаты показали работоспособность (сходимость) алгоритма: материал стремится «вглубь», к нейтральной оси. Необходимо отметить, что в «западном» алгоритме изначально предполагается, что плотность ограничена и сверху, и снизу, поэтому эти ограничения автоматически учитываются при выводе формулы пересчёта для плотности, а не накладываются искусственно, как это пришлось сделать в данной работе. Однако, несмотря на её простоту, проверенная изменённая методика может использоваться для оценки массы конструкций на ранних этапах проектирования.

УДК 539.41

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ДВУХ ПОДХОДОВ К ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ КОНСТРУКЦИЙ

Кишов Е. А.

Научный руководитель: Кузнецов А. С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Стремление снизить массу изделий проходит у авиационного инженера «красной нитью» через весь процесс проектирования. Это можно сделать, в частности, топологическими средствами, т.е. найти в заданной области некоторое рациональное (в смысле минимума массы) распределение материала, на основании которого предложить силовую схему конструкции.

Процесс поиска такого распределения называется топологической оптимизацией. Топологическая оптимизация – задача на поиск экстремума некоторого функционала. В качестве такого функционала естественно выбрать массу. Но в этом случае решение усложняется, и, на начальном этапе, можно искать минимум не массы, а характеристики, косвенно с ней связанной, – энергии деформации. Данная величина во многом определяет жёсткость: минимизируя её, мы увеличиваем жёсткость. Конструкции наибольшей жёсткости, как правило, являются и конструкциями наименьшей массы, поскольку при малых деформациях будут малы также и напряжения.

Под «подходом» к топологической оптимизации понимается определённый выбор переменных и ограничений для решения задачи на минимум энергии деформации. Первый подход заключается в выборе в качестве переменной величины модуля упругости E , а в качестве ограничения – «количества модуля упругости» $\int E dV$, где интегрирование распространяется на весь предоставленный объём. Во втором подходе переменной величиной является «псевдоплотность» η , связанная с модулем упругости соотношением $E = h^p E_0$, где E_0 – начальное значение модуля, $p > 1$ – параметр. Ограничения здесь следующие: $h \in [0,1]$, $\int h dV = V_0$ (задано).

Конструкция – проводник сил от мест их приложения к местам уравнивания. В результате топологической оптимизации необходимо определить наиболее выгодные траектории их передачи. Расчёты показали, что наиболее чёткая картина таких траекторий получается при использовании второго подхода.

УДК 621.787:539.319

ВЛИЯНИЕ ТОЛЩИНЫ УПРОЧНЁННОГО СЛОЯ НА ПРЕДЕЛ ВЫНОСЛИВОСТИ ПРИ ОПЕРЕЖАЮЩЕМ ПОВЕРХНОСТНОМ ПЛАСТИЧЕСКОМ ДЕФОРМИРОВАНИИ

Колычев С. А., Киселёв П. Е., Кожевников Д. Ю.

Научный руководитель: Павлов В. Ф., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Для создания слоя со сжимающими остаточными напряжениями различной толщины гладкие образцы из стали 20 диаметром 10 мм подвергались пневмодробеструйной обработке (ПДО), а также обкатке роликом (ОР) при усилии 0,5 кН (ОР1) и 1,0 кН (ОР2). Остаточные напряжения в гладких образцах определялись методом колец и полосок, а также методом удаления части цилиндрической поверхности. Максимальные сжимающие остаточные напряжения в гладких образцах после различных методов упрочнения различаются незначительно, достигая после ПДО 340 МПа, а после ОР – 360 МПа. Толщина же слоя со сжимающими остаточными напряжениями различается существенно, составляя после ПДО – 0,28 мм, после ОР1 – 0,48 мм и ОР2 – 0,68 мм.

На все неупрочнённые и упрочнённые гладкие образцы фасонным резцом наносились круговые надрезы полукруглого профиля двух радиусов: $R = 0,3$ мм и $R = 0,5$ мм. Остаточные напряжения в образцах с надрезами определялись аналитическим и численным методами. Результаты определения предела выносливости S_{-1} образцов с надрезами приведены в таблице 1, откуда видно, что предел выносливости после ОР значительно выше, чем после ПДО.

Таблица 1

s_m , МПа	Неупрочнённые образцы s_{Ra} , МПа	Упрочнённые образцы			
		s_{Ra} , МПа	t_{kp} , мм	$\bar{s}_{ост}$, МПа	$\bar{y}_s$
0	152,5	200	0,206	-134	0,355
50	137,5	—	—	—	—
100	135	180	0,205	-134	0,336
200	132,5	155	0,207	-134	0,167

Оценка влияния упрочнения на предел выносливости по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{s}_{ост}$ показала, что соответствующий коэффициент $\bar{y}_s$ составляет в среднем 0,366 и незначительно отличается от значения $\bar{y}_s = 0,36$, установленного ранее для упрочнённых образцов и деталей с аналогичной концентрацией напряжений.

Таким образом, при опережающем поверхностном пластическом деформировании увеличение толщины упрочнённого слоя гладких образцов приводит к повышению предела выносливости образцов с надрезами за счёт увеличения сжимающих остаточных напряжений в их опасном сечении.

УДК 621.3.019.3

ПРОБЛЕМЫ ОЦЕНКИ ПРОЕКТНОЙ НАДЁЖНОСТИ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ

Коровин М. Д.

Научный руководитель: Боргест Н. М., канд. техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Внедрение достижений науки, техники и современных технологий характеризуется созданием сложных систем и устройств с высоким уровнем автоматизации. Успешное решение задач управления, связанных с повышением эффективности производств, поставило в качестве первоочередной проблему обеспечения высокой надёжности таких систем.

Проектная оценка надёжности автоматизированных систем обеспечивает возможность количественной оценки, необходимой для определения прогресса в обеспечении безотказности. Основными проблемами, осложняющими моделирование и прогнозную оценку надёжности проектируемых сложных информационных систем, являются:

- определение адекватных показателей проектной надёжности для сложных многофункциональных систем;
- большое количество возможных состояний многокомпонентной проектируемой системы, содержащей множество элементов, способных выйти из строя;
- определение влияния сбоя отдельных компонентов на проектируемую систему в целом при наличии систем защиты.

В рамках данной работы была проведена оценка проектной надёжности информационной системы управления «Распределённая интеллектуальная система согласованного управления производственными цехами корпораций

машиностроительных предприятий, построенных по сетевому принципу» (далее – ИСУ-П). Оценка выполнялась вероятностным методом в предположении, что распределение времени безотказной работы компонентов проектируемой системы подчинено экспоненциальному закону. Были выработаны рекомендации по выбору показателей надёжности для ИСУ-П, в первом приближении получены численные значения для таких показателей, как интенсивность отказов отдельных компонентов, интенсивность отказов системы в целом, средняя наработка до отказа системы, вероятность безотказной работы за заданное время.

УДК 621.787:539.319

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ БАЛКИ НА РАСПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРЯЖЕНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА NASTRAN/PATRAN

Кудрявцев А. С., Слапогузов Е. В.

Научный руководитель: Сургутанова Ю. Н., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В работе рассматривается балка, шарнирно опёртая по торцам и нагруженная силой в середине пролёта. В исследовании была поставлена задача: найти, при каком отношении высоты бруса к его длине данную конструкцию нерационально моделировать как балку.

Для решения поставленной задачи в пакете NASTRAN/PATRAN были смоделированы балки, имеющие одинаковые геометрические размеры поперечного сечения и различную длину, которая изменялась от 1500 мм до 200 мм. На рис. 1 показана балка длиной, равной 1500 мм; балка длиной 200 мм представлена на рис. 2.

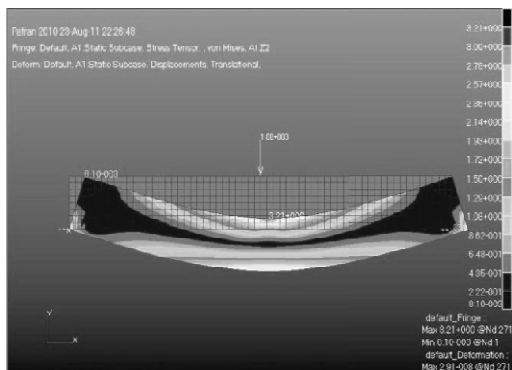


Рис. 1. Балка длиной 1500 мм

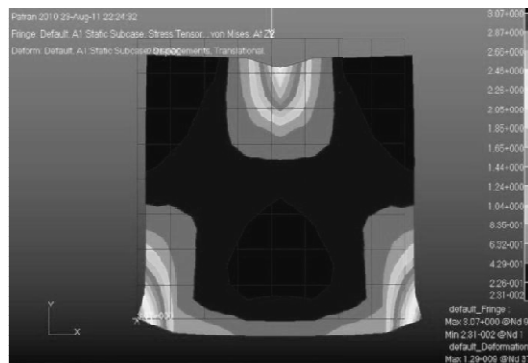


Рис. 2. Балка длиной 200 мм

На рисунках показано распределение эквивалентных напряжений по Мизесу.

При уменьшении длины модели напряжение в середине балки, на противоположном краю и по торцам значительно уменьшаются, имеет место локальное распределение напряжений. Картина распределений напряжений на рис. 2, полученная в пакете NASTRAN/PATRAN, хорошо соотносится с решением задачи, полученным Доннеллом [1].

Таким образом, проанализировав результаты решения задачи, можно прийти к выводу, что при соотношении длина/высота, большем чем 2/5, конструкция уже перестаёт работать как балка, то есть напряжения распределяются не по всей толщине, а лишь в некоторых частях бруса, и многие его части остаются свободными от напряжений.

Библиографический список

1. Доннелл Л. Г. Балки, пластины и оболочки. Пер. с англ./Под ред. Э. И. Григолюка. - М.: Наука. Главная редакция физ.-мат. литературы, 1982. – 568 с.

УДК 629.78

**КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ**

Космодемьянский Е. В.

Научный руководитель: Комаров В. А., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара;
ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

Одним из важнейших этапов создания изделия ракетно-космической техники, в частности космического аппарата дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ), является моделирование. Под этим термином можно понимать один из способов создания аналога реального объекта, его анализ, изучение поведения в различных условиях и, таким образом, прогнозирования свойств реального изделия. Наиболее широкие возможности в этой области даёт математическое и, соответственно, компьютерное моделирование. Использование вычислительной техники позволяет проводить высокоуровневое моделирование различных составляющих такой сложной инженерной системы, как КА ДЗЗ и формировать базу моделей, досконально описывающих различные свойства объекта моделирования. Построение и последующий всесторонний анализ таких моделей позволяют оперировать свойствами КА ДЗЗ не прибегая к построению физических моделей или существенно уменьшая их количество, тем самым уменьшая стоимость разработки изделия.

Рост количественных и качественных возможностей вычислительных экспериментов, проводимых при разработке космической техники, увеличивает их значение и позволяет говорить о вычислительном эксперименте как о одной из важнейших технологий в процессе создания космической техники.

На сегодняшний день компьютерное моделирование является одним из составляющих элементов информационной поддержки процесса проектирования любого наукоёмкого изделия. При этом наблюдается тенденция роста выделяемых ресурсов на информационные технологии в зависимости от сложности изделия, значимости проекта и уровня ответственности перед потребителями. Наибольший прогресс в применении данных технологий достигнут в авиационной, космической и оборонных отраслях промышленности. На этих направлениях применение современных информационных подходов на всех стадиях жизненного цикла изделий позволяет существенно повысить качество, уменьшить стоимость и зачастую гарантировать выполнение заявленных сроков разработки изделий. В условиях растущей конкуренции и повышения требований к самим образцам техники информационная поддержка разработки наукоёмких образцов техники может гарантировать существенное конкурентное преимущество и создание изделий с высокими тактико-техническими характеристиками.

В области космической техники применение информационных технологий развивается практически с момента начала появления первых вычислительных средств, подходящих для этой цели, и продолжает интенсивно развиваться в настоящий момент.

УДК 621.787:539.319

ОСОБЕННОСТИ ВЛИЯНИЯ РАЗМЕРОВ ПОПЕРЕЧНОГО СЕЧЕНИЯ УПРОЧНЁННЫХ ДЕТАЛЕЙ НА ПРЕДЕЛ ВЫНОСЛИВОСТИ

Ларионова Ю. С., Кузнецов А. В., Перфильева М. О.

Научный руководитель: Павлов В. Ф., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Гладкие образцы диаметром $D = 10$ мм, $D = 25$ мм и $D = 50$ мм подвергались пневмодробеструйной обработке (ПДО), а также обкатке роликом с усилием $P = 0,5$ кН (ОР1) и $P = 1,0$ кН (ОР2). Затем на все упрочнённые и неупрочнённые гладкие образцы наносились круговые надрезы полукруглого профиля радиуса $R = 0,3$ мм. Остаточные напряжения в гладких образцах определялись экспериментально, а в образцах с надрезами – расчётными методами.

Результаты определения предела выносливости s_{-1} образцов при изгибе приведены в таблице 1. Из представленных в таблице данных видно, что с увеличением диаметра образцов от 10 мм до 50 мм приращение предела выносливости при одних и тех же режимах упрочняющей обработки уменьшается. Эта особенность связана с тем, что толщина слоя со сжимающими остаточными напряжениями при увеличении диаметра возрастает незначительно по сравнению с толщиной поверхностного слоя образцов, ответственной за повышение многоциклового усталости. При оценке влияния упрочнения на предел выносливости детали по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{s}_{ост}$ соответствующий коэффициент $\bar{y}_s$ составляет в среднем 0,341 и незначительно отличается от значения $\bar{y}_s = 0,36$, установленного ранее для упрочнённых образцов и деталей с аналогичной концентрацией напряжений.

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

D, мм	Неупрочнённые образцы s_{-1} , МПа	Упрочнённые образцы			
		обработка	s_{-1} , МПа	$\bar{s}_{ост}$, МПа	$\bar{y}_s$
10	110	ПДО	155	-126	0,357
		ОР1	230	-337	0,356
		ОР2	267,5	-454	0,347
25	120	ПДО	137,5	-87	0,345
		ОР1	165	-171	0,336
		ОР2	175	-202	0,334
50	87,5	ОР1	117,5	-94	0,322
		ОР2	130	-128	0,332

Таким образом, проведённое исследование показало, что для прогнозирования предела выносливости поверхностно упрочнённых деталей с концентраторами напряжений различного диаметра можно использовать критерий среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{s}_{ост}$, причём для сохранения эффекта упрочнения с увеличением диаметра детали необходимо увеличивать толщину поверхностного слоя со сжимающими остаточными напряжениями.

УДК 629.78

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТРАНСФОРМИРУЕМОЙ КОНСТРУКЦИИ НАНОСПУТНИКА SAMSAT-QB50

Ломака И. А., Симаков С. П.

Научный руководитель: Устюгов Е. В., аспирант

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Проектирование трансформируемой конструкции является нестандартной задачей в области космонавтики. Трансформируемая конструкция позволяет значительно уменьшить занимаемое пространство на этапе выведения наноспутника на орбиту. Также помимо экономии пространства использование трансформируемых конструкций позволяет решать различные вспомогательные задачи при эксплуатации наноспутника. В проекте SamSat-QB50 при помощи трансформируемой конструкции решается проблема ориентации наноспутника вдоль вектора набегающего потока. На рисунке 1 приведен общий вид наноспутника SamSat-QB50 до и после трансформации.

Трансформируемая система наноспутника является подвижной, вследствие чего к ней предъявляются повышенные требования по надёжности, а именно устойчивости на этапе выведения в условиях повышенных статических и вибрационных нагрузок. Трансформируемая система должна быть надёжно защищена от преждевременного срабатывания. Трансформируемая система наноспутника SamSat-QB50 состоит из четырех направляющих стержней, баллона с остаточным давлением, крышки и фиксирующих устройств. Принцип работы системы заключается в использовании остаточного давления воздуха внутри баллона для выдвижения направляющих. Это позволяет отказаться от использования сложных и тяжелых актуаторов, таких как сервоприводы, баллоны с сжатым газом, пружины.

Так как система трансформации срабатывает единожды, она должна иметь систему фиксации в раскрытом положении. В случае выхода остаточного давления из баллона габаритные размеры наноспутника должны оставаться неизменными.

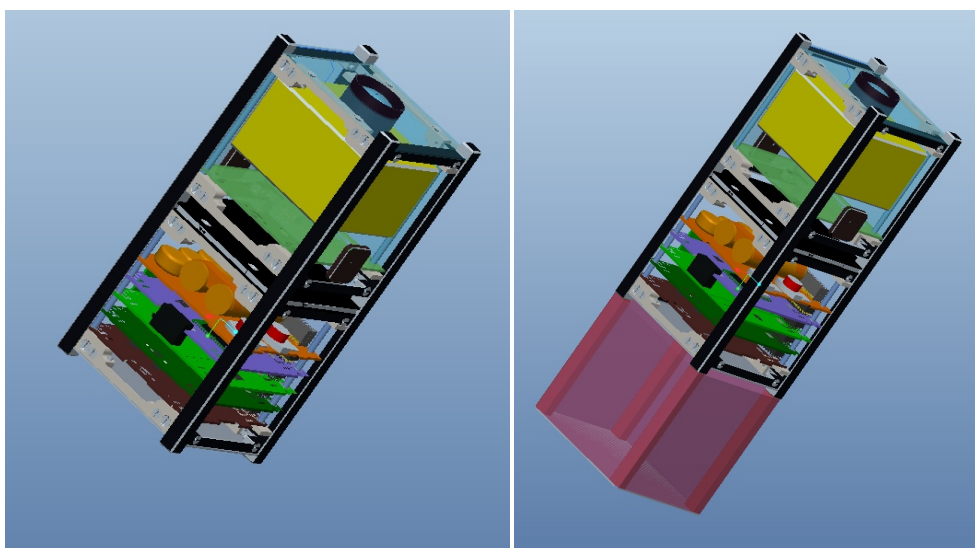


Рис. 1. Наноспутник SamSat-QB50 до и после трансформации

УДК 004.4:681.3

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ 3D СКАНЕРА ДЛЯ БЕСКОНТАКТНОГО КОНТРОЛЯ ФОРМЫ ТРУБЧАТЫХ ДЕТАЛЕЙ

Мецкер К. В.

Научный руководитель: Комаров В. А., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

На сегодняшний день нельзя не признать тот факт, что необходимо использовать инновационные технологии для обеспечения высокой точности изготовления трубчатых изделий. Одним из методов высокоточного контроля изготовления изделий является 3D сканирование объекта и сравнение полученного 3D объекта с требуемой 3D моделью.

В статье рассмотрены вопросы практической применимости 3D сканирования для бесконтактного контроля геометрии трубчатых деталей. Для проведения эксперимента был использован оптический 3D сканер RVScanner и программный продукт для обработки результатов сканирования Leios 2. Набор функций Leios позволяет преобразовать облако точек, получаемых в результате сканирования, в замкнутую сетку из треугольников, по которой возможно построить поверхностную CAD-модель. Leios 2 R2 экспортирует данные в различные форматы: полигонные (такие как STL, OBJ) и форматы CAD-пакетов.

Проведён краткий анализ методов гибки труб: гибка методом намотки, методом проталкивания, методом прокатки, методом обкатки, методом давления. Также рассмотрены методы снижения погрешностей при гибке труб и методы контроля качества гибки трубчатых изделий.

Представлен обзор методов сканирования (контактный и бесконтактный методы) с точки зрения практической применимости к задачам контроля формы изделий.

Была построена плоскостная 3D модель трубчатого изделия в CAD модуле программы Catia. По CAD модели выполнен чертёж. На основе чертежа на трубогибном станке изготовлен образец для эксперимента из металлической трубы диаметром 32 мм и толщиной стенок 2,5 мм.

Габариты образца не дают возможности произвести сканирование за один раз. Производилось более 50 итераций сканирования образца с целью повышения точности результата. Аппаратные ограничения сканера затрудняют получение качественных снимков объектов чёрного цвета. Для решения данной проблемы на объект наносился порошок оксида титана в форме аэрозоля, который легко очищается с объекта, не оставляя никаких следов. 3D сканер поддерживает различные методы «сшивки» фрагментов: с использованием маркеров, без маркеров по характерным особенностям самого объекта, а также с помощью поворотного стола. Сканирование производилось с помощью маркеров, которые используются для оптимизации сканирования сложных габаритных объектов.

На основании результатов 3D сканирования образца в программном продукте Leios 2 была построена сетка, характеризующая геометрию образца.

В результате сравнения в программе Leios 2 эталонной 3D модели и сетки, полученной при сканировании, были выявлены отклонения формы, вызванные несовершенством выполнения гибки на станке. Проанализированы недостатки гибки на станке и найдены пути их устранения.

УДК 621.787:539.319

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ОПАСНОГО СЕЧЕНИЯ ДЕТАЛИ
В УСЛОВИЯХ КОНЦЕНТРАЦИИ НАПРЯЖЕНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ**

Микушев Н. Н., Львов М. В.

Научный руководитель: Сазанов В. П., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Проведённое исследование выполнено в рамках работы по анализу результатов испытаний на сопротивление многоцикловой усталости полых шлицевых деталей из сталей 12Х2Н4А и 30ХГСА. Все детали были изготовлены по стандартной технологии, принятой в авиационном двигателестроении. Шлицы имели эвольвентный профиль, получивший наибольшее распространение ввиду высокой надёжности, а также технологичности и изготавливались фрезерованием методом обкатки на зубофрезерном станке. Параметры соединения: модуль зуба $m = 1$ мм, количество зубьев $z = 24$. Центрирование деталей выполнено по боковым поверхностям сопрягаемых деталей.

Исследования выполнялись методом конечно-элементного моделирования с использованием расчётного комплекса NASTRAN/PATRAN [1, 2]. Конечно-элементная модель разработана для поперечного сечения шлицевого вала с нагружением зуба распределённой нагрузкой в зоне контакта. В модели использован плоский изгибный шестиузловой треугольный конечный элемент типа Shell.

Анализ результатов расчёта показал, что при изгибе шлицевого зуба опасная зона находится на галтельном переходе от эвольвентной поверхности к поверхности впадины. На основании расчётов построены графики изменения окружных напряжений вдоль поверхности галтельного перехода. Установлено, что во всех рассмотренных вариантах нагружения шлицевого зуба данные зависимости являются пологими кривыми. Поэтому при прогнозировании приращения предела выносливости по остаточным напряжениям целесообразно считать опасным сечением галтельный переход растянутой зоны в диапазоне углов q от 20 до 30 градусов (угол q отсчитывался от точки перехода эвольвентной поверхности зуба в поверхность галтели в направлении к поверхности впадины). Полученные результаты исследования достоверно согласовываются с материалами, приведёнными в работе [3], и результатами испытаний на усталость.

Библиографический список

1. Пересыпкин К. В., Пересыпкин В. П., Иванова Е. А. Автоматизированное проектирование и моделирование конструкций ракетно-космической техники в среде MSC.Patran/MSC.Nastran. – Самара: СГАУ, 2007. – 190 с.
2. Сазанов В. П., Чирков А. В., Самойлов В. А., Ларионова Ю. С. Моделирование перераспределения остаточных напряжений в упрочнённых цилиндрических образцах при опережающем поверхностном пластическом деформировании // Вестник СГАУ. – №3 (27). Часть 3. – С. 171-174.
3. Биргер И. А., Шорр Б. Ф., Иосилевич Г. Б. Расчёт на прочность деталей машин. – М.: Машиностроение, 1979. – 702 с.

УДК 621.787:539.319

РАСЧЁТ КОЭФФИЦИЕНТА КОНЦЕНТРАЦИИ НАПРЯЖЕНИЙ ПРИ ИЗГИБЕ В ДЕТАЛЯХ С ГАЛТЕЛЬНЫМИ ПЕРЕХОДАМИ

Микушев Н. Н., Семёнова О. Ю., Васильев М. М.

Научный руководитель: Сазанов В. П., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Данная работа выполнена как составная часть исследований результатов испытаний на усталость по определению предела выносливости при изгибе (симметричный цикл) цилиндрических образцов с галтелями различного радиуса. Испытаниям на усталость подвергались неупрочнённые и упрочнённые образцы из стали 20 диаметром 12 мм в рабочей части с галтелями четырёх радиусов: $r = 0,5$ мм, $r = 1$ мм, $r = 3$ мм, $r = 5$ мм. Поверхностное упрочнение образцов производилось пневмодробеструйной обработкой.

Расчёты были выполнены методом конечно-элементного моделирования с использованием комплекса NASTRAN/PATRAN [1]. Объёмные конечно-элементные модели образцов, разработанные для галтелей четырёх типов радиусов, представляли собой симметричную при изгибе часть, отсечённую проходящей через продольную ось образца плоскостью, с наложением соответствующих граничных условий по перемещениям. Изгибающий момент прикладывался к торцевым сечениям в виде распределённых по линейному закону осевых напряжений в плоскости, совпадающей с продольной осью образца. При моделировании был использован объёмный конечный элемент в виде 10-ти узлового тетраэдра.

По результатам расчётов были построены графики зависимостей отношения напряжений на поверхности галтели к номинальным напряжениям в наименьшем сечении образца вдоль радиуса поверхности галтельного перехода.

Анализ результатов расчёта показал, что положение точки на поверхности галтельного перехода с наибольшими напряжениями (опасное сечение) зависит от радиуса галтели r . При увеличении радиуса r эта точка смещается к наименьшему сечению образца с галтелью.

На основании проведённых расчётов были определены значения теоретического коэффициента концентрации напряжений при изгибе. Необходимо отметить, что теоретический коэффициент концентрации напряжений при изгибе, вычисленный в настоящем исследовании для различных радиусов галтельных переходов, практически совпадает со значениями, определёнными по справочным данным [2, 3], причём погрешность не превышала одного процента.

Библиографический список

1. Пересыпкин К. В., Пересыпкин В. П., Иванова Е. А. Автоматизированное проектирование и моделирование конструкций ракетно-космической техники в среде MSC.Patran/MSC.Nastran. – Самара: СГАУ, 2007. – 190 с.
2. Петерсон Р. Е. Коэффициенты концентрации напряжений. – М.: Издательство «МИР», 1977. – 304 с.
3. Савин Г. Н., Тульчий В. И. Справочник по концентрации напряжений. – Киев: Издательское объединение «Вища школа», 1976. – 412 с.

УДК 621.787:539.319

ВЛИЯНИЕ СРЕДНЕГО НАПРЯЖЕНИЯ НА ПРЕДЕЛЬНУЮ АМПЛИТУДУ ЦИКЛА ПОВЕРХНОСТНО УПРОЧНЁННЫХ ОБРАЗЦОВ С КОНЦЕНТРАТОРАМИ

Михалкина С. А., Сазанов В. В., Ненашев Д. А.

Научный руководитель: Кирпичёв В. Ф., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Гладкие образцы диаметром 10 мм из стали 45 для создания сжимающих остаточных напряжений подвергались гидродробеструйной обработке. После упрочнения на гладкие образцы наносились круговые надрезы полукруглого профиля с радиусом 0,3 мм. Остаточные напряжения в гладких образцах определялись экспериментально методом колец и полосок, а остаточные напряжения в образцах с надрезом – расчётным путём.

Испытания на усталость при растяжении-сжатии со средним напряжением S_m проводились на испытательном комплексе УММ-01. Результаты определения предельной амплитуды S_{Ra} цикла напряжений, измерения критической глубины $t_{кр}$ нераспространяющейся трещины усталости, вычисления критерия среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{S}_{ост}$ и коэффициента влияния $\bar{Y}_s$ остаточных напряжений на предельную амплитуду представлены в таблице 1.

Таблица 1

S_m , МПа	Неупрочнённые образцы S_{Ra} , МПа	Упрочнённые образцы			
		S_{Ra} , МПа	$t_{кр}$, мм	$\bar{S}_{ост}$, МПа	$\bar{Y}_s$
0	152,5	200	0,206	-134	0,355
50	137,5	—	—	—	—
100	135	180	0,205	-134	0,336
200	132,5	155	0,207	-134	0,167

Из данных таблицы можно видеть, что с увеличением среднего напряжения предельная амплитуда цикла S_{Ra} образцов уменьшается. Критическая глубина $t_{кр}$ нераспространяющейся трещины усталости не зависит от среднего напряжения цикла и равна в среднем для исследованных образцов 0,206 мм. С увеличением среднего напряжения цикла S_m коэффициент влияния $\bar{Y}_s$ остаточных напряжений на предел выносливости по критерию $\bar{S}_{ост}$ уменьшается.

На основании проведённых экспериментов с использованием диаграммы Ганна и критерия среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{S}_{ост}$ была разработана методика построения диаграммы предельных амплитуд цикла поверхностно упрочнённых деталей с концентраторами напряжений. Эта диаграмма позволяет прогнозировать предельную амплитуду (предел выносливости) упрочнённой детали с концентратором при любом среднем напряжении по известному распределению остаточных напряжений в опасном сечении детали.

УДК 621.787:539.319

ЗАВИСИМОСТЬ КРИТИЧЕСКОЙ ГЛУБИНЫ НЕРАСПРОСТРАНЯЮЩЕЙСЯ ТРЕЩИНЫ УСТАЛОСТИ ОТ РАЗМЕРОВ ПОПЕРЕЧНОГО СЕЧЕНИЯ УПРОЧНЁННОЙ ДЕТАЛИ

Морозов А. П., Сёмкин Г. В., Семёнов П. А.

Научный руководитель: Кирпичёв В. Ф., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Для исследования влияния размеров поперечного сечения упрочнённых деталей с концентраторами напряжений на критическую глубину нераспространяющейся трещины усталости были проведены эксперименты на полых цилиндрических упрочнённых и неупрочнённых образцах из стали 20 диаметром $D_1 = 25$ мм с отверстием $d = 15$ мм и диаметром $D_1 = 50$ мм с отверстием $d = 40$ мм.

Гладкие цилиндрические образцы подвергались пневмодробеструйной обработке (ПДО), а также обкатке роликом при усилии $P = 0,5$ кН (ОР1) и $P = 1,0$ кН (ОР2). Затем на все упрочнённые и неупрочнённые гладкие образцы наносились круговые надрезы полукруглого профиля радиуса $R = 0,5$ мм.

Результаты определения предела выносливости образцов при изгибе s_{-1} на базе $3 \cdot 10^6$ циклов нагружения представлены в таблице 1. Упрочнённые образцы, выстоявшие базу испытаний при напряжении, равном пределу выносливости, доводились до разрушения при больших напряжениях. На изломах этих образцов были обнаружены нераспространяющиеся трещины усталости, глубина $t_{кр}$ которых приведена в таблице.

Таблица 1

Размеры образцов			Неупрочнённые образцы s_{-1} , МПа	Упрочнённые образцы		
D_1 , мм	d , мм	D , мм		обработка	s_{-1} , МПа	$t_{кр}$, мм
25	15	24	110	ПДО	127,5	0,438
				ОР1	152,5	0,442
				ОР2	182,5	0,446
50	40	49	60	ОР1	87,5	0,710
				ОР2	105	0,72

Из представленных в таблице данных следует, что для образцов диаметром $D_1/d = 25/15$ мм/мм среднее значение $t_{кр}$ составляет 0,442 мм, а для образцов $D_1/d = 50/40$ мм/мм – 0,715 мм. Эти значения критической глубины нераспространяющейся трещины усталости незначительно отличаются от величин, определённых по зависимости [1]:

$$t_{кр} = 0,0216D \left[1 - 0,04 \left(\frac{d}{D} \right)^2 - 0,54 \left(\frac{d}{D} \right)^3 \right],$$

где D – диаметр опасного сечения детали (образца).

Библиографический список

1. Павлов В. Ф., Кирпичёв В. А., Иванов В. Б. Остаточные напряжения и сопротивление усталости упрочнённых деталей с концентраторами напряжений. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2008. – 64 с.

УДК 629.7

ФОРМАЛИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ВЫБОРА РАЦИОНАЛЬНОЙ СИЛОВОЙ СХЕМЫ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Павельчук М. В.

Научный руководитель: Болдырев А. В., д-р техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Предлагаются формализованные модели бизнес-процессов (aVAD-диаграммы [1]), разработанные на основе исследования проектирования рациональной конструктивно-силовой схемы (КСС) для двух примеров, построенных с использованием метода “тело переменной плотности”: 1) классической схемы “поиска рациональной КСС”, предложенной в работе [2]; и 2) разработанного в [3, 4] метода проектирования авиационных конструкций несущих поверхностей, который отражает зависимость аэродинамических нагрузок от деформаций.

Модели построены в целях формализации процесса проектирования и структуризации информационных потоков, описанных в [2-4]. Их особенности: модель в нотации aVAD представляет собой бизнес-процессы верхнего уровня и отражает: добавочные ценности (процессы), перемещаемые данные, организационные единицы, информационную инфраструктуру.

Применительно к данным моделям процесс формализации [5] означает перевод описаний на вербальном уровне в модели бизнес-процессов (иногда с использованием логики).

В результате анализа моделей бизнес-процессов выделены следующие аспекты проектирования авиационных конструкций: 1) оптимизация распределения материала производится по различным алгоритмам в зависимости от сравниваемого критерия (например, деформации), влияющего на подход к определению ограничений при поиске теоретически оптимальной конструкции; 2) оценку массы конструкции удобно выполнять через специфический критерий “силовой фактор” или “коэффициент силового фактора” [2].

Библиографический список

1. Иващенко, А. В. Интегративное проектирование единого информационного пространства предприятия [Текст]/А. В. Иващенко, С. С. Кожевников, М. Е. Кременецкая. – Самара: СНЦ РАН, 2010. – 100 с.
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. Болдырев, А. В. Развитие технологии проектирования авиационных конструкций на основе модели переменной плотности [Текст] / А. В. Болдырев // Общероссийский научно-технический журнал “Полёт”. – 2009. – № 11. – С. 23-28.
4. Болдырев, А. В. Применение модели переменной плотности на ранних стадиях проектирования крыльев [Текст] / А. В. Болдырев, В. А. Комаров // Ученые записки ЦАГИ, том XLII. – 2011. – №1. – С. 94-104.
5. Советов, Б. Я. Моделирование систем [Текст]: учебник для бакалавров/ Б. Я. Советов, С. А. Яковлев. – 7 изд. – М.: изд-во Юрайт, 2012. – 343 с.

УДК 629.78

ПРОЕКТИРОВОЧНЫЙ РАСЧЁТ РАЗМЕРНО-СТАБИЛЬНОЙ ПЛАТФОРМЫ

Пантелеева С. П.

Научный руководитель: Мехеда В. А., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Приборная платформа космического аппарата является сложной и ответственной силовой конструкцией. Суммарная масса приборов и аппаратуры, устанавливаемых на неё, превышает несколько сот килограммов. К платформе предъявляются высокие требования по жёсткости. Платформа состоит из внутреннего и внешнего колец, соединённых верхней и нижней пластинчатыми накладками, между которыми помещается заполнитель.

Рассмотрены два конструктивных варианта платформы: с решётчатым заполнителем из углепластика и с сотовым заполнителем.

Расчет напряжённо-деформированного состояния платформы выполнялся в среде ANSYS. В линейном анализе для всей конструкции использовалась модель изотропного линейно-упругого материала. В качестве оболочечных элементов были выбраны изопараметрические оболочечные элементы Quard4, балочных элементов – двухузловые прямолинейные элементы – Beam, объёмных элементов – восьмиузловые – Hex8, сосредоточенных масс – Mass. В точечных элементах, созданных в центрах масс приборов, заданы свойства сосредоточенной массы, при этом массовые моменты инерции не учитывались. В местах крепления платформы к космическому аппарату расположены стаканы для равномерного распределения нагрузки. В расчётной конечно-элементной модели передача реакции от узла закрепления реализовывалась через жёсткие элементы RBE2.

Анализ прочности и жёсткости конструкции выполнен для трёх расчётных случаев. Сопоставление результатов расчётов показало, что конструкция с сотовым заполнителем не удовлетворяет условиям жёсткости. Она была доработана усилением пластинчатых накладок. Наиболее опасным оказался расчётный случай «Транспортирование автотранспортом». При примерно одинаковых прочностных и жёсткостных свойствах конструкция с сотовым заполнителем оказалась легче.

УДК 621.787:539.319

ПРИМЕНЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОГО ПАКЕТА MATHCAD ДЛЯ РАСЧЁТА НОРМАЛЬНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В ПОДКРЕПЛЁННОЙ ТОНКОСТЕННОЙ КОНСТРУКЦИИ

Попкова Д. А., Кветкин А. А.

Научный руководитель: Сургутанова Ю. Н., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Расчёт нормальных напряжений в сечении подкреплённой конструкции требует применения метода последовательных приближений, который удобно реализовать, используя математический пакет Mathcad.

При действии момента M_x соотношение для отыскания нормальных напряжений имеет вид:

$$s_i = \frac{M_x}{\bar{I}_{rx}}(y_i - y_c) - \frac{\bar{M}_y}{\bar{I}_{ry}}(x_i - x_c),$$

где x_c, y_c – координаты центра тяжести приведённого сечения;

$$\bar{I}_{ry} = (1 - k_x k_y) \cdot I_{ry}; \quad \bar{I}_{rx} = (1 - k_x k_y) \cdot I_{rx};$$

$$k_x = I_{ry} / I_x; \quad k_y = I_{rx} / I_y;$$

$$\bar{M}_y = k_x M_x.$$

В этих формулах I_{rx}, I_{ry}, I_{rxy} – осевые и центробежный моменты инерции приведённого сечения.

Далее вычисляются действительные напряжения s_i . Для сжатых поясов, напряжения в которых не превысили критических значений, принимается $s_i = \frac{s_{ri}}{E_0} E_i$, где E_0, E_i – модули продольной упругости материала, к которому приводится сечение, и материала i -го пояса. В противном случае $s_i = s_{kpi}$, где s_{kpi} – критические напряжения, возникающие в i -ом поясе. При работе подкрепляющего элемента действительные напряжения равны $s_i = \frac{s_{ri}}{E_0} E_i$, если $\frac{s_{ri}}{E_0} \leq \frac{s_{Ti}}{E_i}$, где s_{Ti} – предел текучести материала i -го пояса. Когда это условие не выполняется, то принимается $s_i = s_{Ti}$.

Далее находится редуцированный коэффициент для второго шага итерации соотношением $j_i^{(2)} = \frac{s_i^{(1)}}{s_{ri}^{(1)}}$, после чего выполняется следующее приближение. Для проверки сходимости решения сравниваются две величины:

$$M_r = \sum (s_{ri} \cdot F_{ri} \cdot y_i), \quad M = \sum (s_i \cdot F_i \cdot y_i).$$

Итерационный процесс следует прекратить, когда разность между моментом M_r , вызванным нормальными напряжениями в приведённом сечении, и действительным моментом M будет находиться в пределах заданной погрешности.

УДК 629.78

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОПЫТА ПОСТРОЕНИЯ И ОБСЛУЖИВАНИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ ПРИ ОЦЕНКЕ ПЕРСПЕКТИВ УНИВЕРСАЛЬНОГО ОРБИТАЛЬНОГО КОМПЛЕКСА

Садыков О. Ф.

Научный руководитель: Шулёпов А. И., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Универсальный орбитальный комплекс (УОК) – система, состоящая из трёх подсистем, – выполняет три основные функции: 1) научную, 2) экономическую, 3) техническую. Рассматривается анализ этапов построения различных орбитальных станций (ОС); УОК – перспективный вариант с точки зрения качества и оперативности построения.

В состав УОК включена орбитальная универсальная платформа (ОУП) - система, где непосредственно проводят научные эксперименты и происходит функциональная деятельность УОК: анализ данных различных экспериментов на ОС; адгезионное литье, бесконтейнерная обработка материалов, метод бестигельной зонной плавки. Примером УОП служит орбитального завода.

Для реализации проекта предлагается многоразовая авиационно-космическая система (МАКС) - современная транспортная система и принципиально новый вариант вывода полезной нагрузки (ПН) на орбиту. Приводится расчёт массы ПН на основе статистических данных; рассматривается пример использования транспортной авиации серийного изготовления.

В качестве энергообеспечивающей системы рассматривается система "Энергия", построенная на использовании энергии ядерного и гибридного термоядерного реакторов в космосе. Приводится анализ различных вариантов, примеры научно обоснованных реакторов.

В заключение приводится аргументация экономической целесообразности УОК в освоении космического пространства и дальнейшие перспективы развития УОК.

Библиографический список

1. Гущин В. Н. Основы устройства космических аппаратов. - М.: Машиностроение, 2003.
2. Сердюк В. К. Проектирование средств выведения космических аппаратов. - М.: Машиностроение, 2009.
3. Дмитриев В. Г., Каргопольцев В. А., Маврицкий В. И., Вермель В. Д. и др. Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2005.

УДК 621.787:539.319

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ УПРОЧНЕНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ЧАСТЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ОБРАЗЦОВ С ГАЛТЕЛЯМИ НА РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В ОПАСНОМ СЕЧЕНИИ

Сазанов В. В., Линьков С. Ф.

Научный руководитель: Вакулюк В. С., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В работе приведены результаты исследования по определению влияния схемы поверхностного упрочнения деталей на распределение осевых остаточных напряжений в опасном сечении. Исследование выполнено по материалам результатов испытаний на усталость по определению предела выносливости при изгибе цилиндрических образцов с галтелями из стали 20. Образцы диаметром 12 мм в рабочей части с двумя законцовками диаметром 17 мм и с галтелями радиуса $r = 0,5$ мм, $r = 1$ мм, $r = 3$ мм, $r = 5$ мм подвергались пневмодробеструйной обработке (ПДО) стальной дробью диаметром 1,5 – 2,5 мм.

Для решения поставленной задачи был выполнен необходимый объём расчётов на конечно-элементных моделях с использованием комплекса NASTRAN/PATRAN с моделированием упрочнённого слоя по методу термоупругости [1]. В качестве исходных данных были использованы экспериментально определённые распределения остаточных напряжений по толщине упрочнённого слоя для гладких образцов. Рассмотрены следующие схемы упрочнения:

– упрочнение цилиндрических поверхностей диаметром 17 мм;

- упрочнение цилиндрической поверхности диаметром 12 мм;
- упрочнение поверхности галтели;
- упрочнение кольцевой поверхности в месте перехода галтели к диаметру 17 мм (для $r = 0,5$ мм и $r = 1$ мм);
- полное упрочнение всех поверхностей.

По результатам расчётов были получены распределения осевых остаточных напряжений в области опасного сечения образцов по толщине поверхностного слоя, равной критической глубине нераспространяющейся трещины усталости [2]. На основании анализа полученных распределений для различных расчётных случаев было установлено, что распределение осевых остаточных напряжений в опасном сечении определяется, в основном, упрочнением поверхности малого цилиндра и поверхности галтели, причём с увеличением радиуса галтели возрастает роль упрочнения её поверхности по отношению к упрочнению поверхности малого цилиндра.

Библиографический список

1. Сазанов В. П., Чирков А. В., Самойлов В. А., Ларионова Ю. С. Моделирование перераспределения остаточных напряжений в упрочнённых цилиндрических образцах при опережающем поверхностном пластическом деформировании // Вестник СГАУ. – 2011. – №3 (27). Часть 3. – С. 171-174.
2. Павлов В. Ф., Кирпичёв В. А., Вакулюк В. С. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.

УДК 629.78

ИНЖЕНЕРНАЯ МОДЕЛЬ НАНОСПУТНИКА SAMSAT-QB50 ДЛЯ ОТРАБОТКИ КОМПОНОВКИ И КОНСТРУКЦИИ

Симаков С. П., Елисов Н. Е.

Научный руководитель: Устюгов Е. В., аспирант

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Наноспутник SamSat-QB50 обладает сложной компоновкой, множеством узлов и агрегатов, а также сложной кабельной сетью. Проработать все аспекты проектирования, изготовления и работы наноспутника SamSat-QB50 заранее достаточно сложно. Поэтому создаётся инженерная модель наноспутника SamSat-QB50.

Целью создания инженерной модели наноспутника SamSat-QB50 является не только отработка электронной совместимости отдельных компонентов, но и выбор оптимальной компоновки исходя из условия минимума занимаемого внутри спутника пространства, удобства монтажа и сборки.

Кабельная сеть является комплексным объектом, на который воздействует множество факторов, таких как нагрузки на шлейфы на этапе выведения, вихревые токи в самой сети и многих других. При сборке и монтаже могут произойти механические повреждения кабельной сети, в особенности антенных разъёмов. Повреждение антенного разъёма или кабеля во время сборки может привести к полному выходу из строя системы связи. На рисунке 1 приведен общий вид инженерной модели.

Инженерная модель позволит рассмотреть на непосредственном примере общую компоновку, размещение кабельной бортовой сети со множеством разъёмов и интерфейсов, а также учесть и предотвратить основные проблемы.

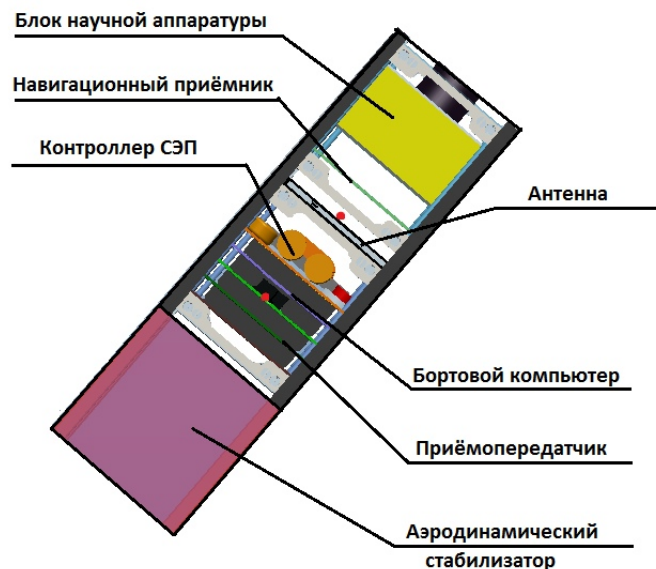


Рис. 1. Общий вид модели наноспутника SamSat-QB50

УДК 621.787:539.319

РАСЧЁТ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В УПРОЧНЁННЫХ ДЕТАЛЯХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Сургутанов Н. А.

Научный руководитель: Сазанов В. П., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В работе использовался один из наиболее распространённых в силу своей универсальности современных методов численного решения – метод конечных элементов (МКЭ). Он был применён для численной реализации математической модели формирования остаточных напряжений в цилиндрических деталях после нанесения концентратора V-образного профиля при опережающем поверхностном пластическом деформировании.

Как показывает практика, для рассматриваемого класса задач в случае неоднородного поля напряжений и неоднородности механических свойств ослабленного поверхностного слоя деталей, МКЭ наиболее эффективен по сравнению с другими численными методами.

В силу симметрии детали и напряжённого состояния рассматривалась расчётная область W с границами AB ($z = 0$) и EF ($z = D/2$) (рис. 1).

Геометрическими граничными условиями являются соотношения:

$$z = 0, \Rightarrow U_z = 0, r = 0, \Rightarrow U_r = 0,$$

где U_z , U_r – перемещения вдоль оси z и r соответственно. Все другие границы расчётной области оставались свободными от закреплений.

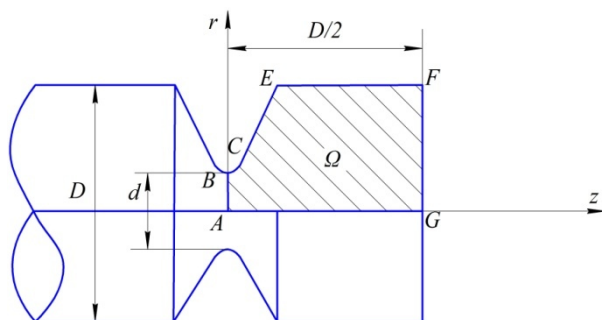


Рис. 1. Расчётная область цилиндрической детали с надрезом

Силовые граничные условия задают поверхностную нагрузку, действующую по границам расчётной области W . Кроме геометрических и силовых граничных условий, на расчётную область накладываются условия физической неоднородности ослабленного поверхностного слоя в виде градиента изменения предела текучести по его толщине.

Разработанный метод расчёта использовался для выявления закономерностей формирования остаточного напряжённо-деформированного состояния поверхностно упрочнённых деталей.

УДК 621.787:539.319

ЗАКОНОМЕРНОСТИ ВЛИЯНИЯ ГЛУБИНЫ НАДРЕЗА НА ПРЕДЕЛ ВЫНОСЛИВОСТИ ПОВЕРХНОСТНО УПРОЧНЁННЫХ ОБРАЗЦОВ ИЗ СТАЛИ 20

Сургутанов Н. А., Сабанов Е. А., Слепокуров А. С.

Научный руководитель: Павлов В. Ф., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Изучалось влияние глубины надреза при опережающем поверхностном пластическом деформировании (ОППД) полых цилиндрических образцов из стали 20 диаметром 25/15 мм/мм на предел выносливости при изгибе. Гладкие образцы подвергались пневмодробеструйной обработке (ПДО) и обкатке роликом с усилием 0,5 кН (ОР1) и 1,0 кН (ОР2). На упрочнённые и неупрочнённые образцы наносились круговые надрезы полукруглого профиля двух радиусов: $R = 0,3$ мм, $R = 0,5$ мм.

Остаточные напряжения в гладких образцах определялись экспериментально методом колец и полосок. Остаточные напряжения в упрочнённых образцах с надрезами определялись как аналитическим, так и численным методами. В таблице 1 представлены значения осевых $S_z^{нов}$ остаточных напряжений на поверхности наименьшего сечения упрочнённых образцов с надрезами. Результаты определения предела выносливости S_{-1} представлены в таблице. Оценка влияния упрочнения на предел выносливости образцов проводилась по остаточным напряжениям на поверхности надреза $S_z^{нов}$ и среднеинтегральным остаточным напряжениям $\bar{S}_{ост}$. Из приведённых в таблице данных видно, что коэффициент влияния упрочнения $\bar{Y}_s$ по

критерию $\bar{s}_{ост}$ имеет существенно меньшие пределы изменения, чем коэффициент y_s по критерию $s_z^{нов}$.

Таблица 1

Надрез R , мм	Неупрочн. образцы s_{-1} , МПа	Упрочнённые образцы						
		упрочн. обр-ка	s_{-1} , МПа	$s_z^{нов}$, МПа	y_s	$t_{кр}$, мм	$\bar{s}_{ост}$, МПа	$\bar{y}_s$
0,3	95	ПДО	127,5	-307	0,106	0,452	-88	0,368
		ОР1	155	-732	0,082	0,445	-181	0,331
		ОР2	177,5	-861	0,096	0,442	-248	0,333
0,5	110	ПДО	127,5	-124	0,121	0,438	-47	0,372
		ОР1	152,5	-311	0,137	0,442	-128	0,332
		ОР2	182,5	-517	0,140	0,446	-218	0,333

С увеличением глубины надреза приращение предела выносливости образцов за счёт ОППД снижается, так как уменьшаются сжимающие остаточные напряжения в их опасном сечении. Следовательно, для сохранения эффекта упрочнения при ОППД с увеличением глубины надреза необходимо увеличивать толщину слоя гладкого образца (детали) со сжимающими остаточными напряжениями.

УДК 629.7

МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ ТЕРМИЧЕСКИХ НАПРЯЖЕНИЙ В ТРУБОПРОВОДАХ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Трофимов А. Н., Лоскутов В. Д.

Научный руководитель: Бабкина Л. А., канд. техн. наук

Сибирский государственный аэрокосмический университет
имени академика М. Ф. Решетнёва, г. Красноярск

В работе рассматривается задача конечно-элементного моделирования термических напряжений в трубопроводах системы терморегулирования (СТР) КА. Постановка задачи включает: создание трехмерной геометрической модели трубопровода системы терморегулирования с использованием САПР SolidWorks (рис. 1); моделирование при принятых допущениях в пакете Flow Simulation течения рабочей жидкости по трубопроводу с учетом теплопередачи; передачу результатов анализа в пакет конечно-элементного анализа SolidWorks Simulation для уточненного расчета напряженно-деформированного состояния элементов СТР.

Результаты численного моделирования показали: СТР обеспечивает отвод избыточного тепла, выделяющегося при работе приборов.

Созданная конечно-элементная модель может быть использована при определении способа компоновки КА.

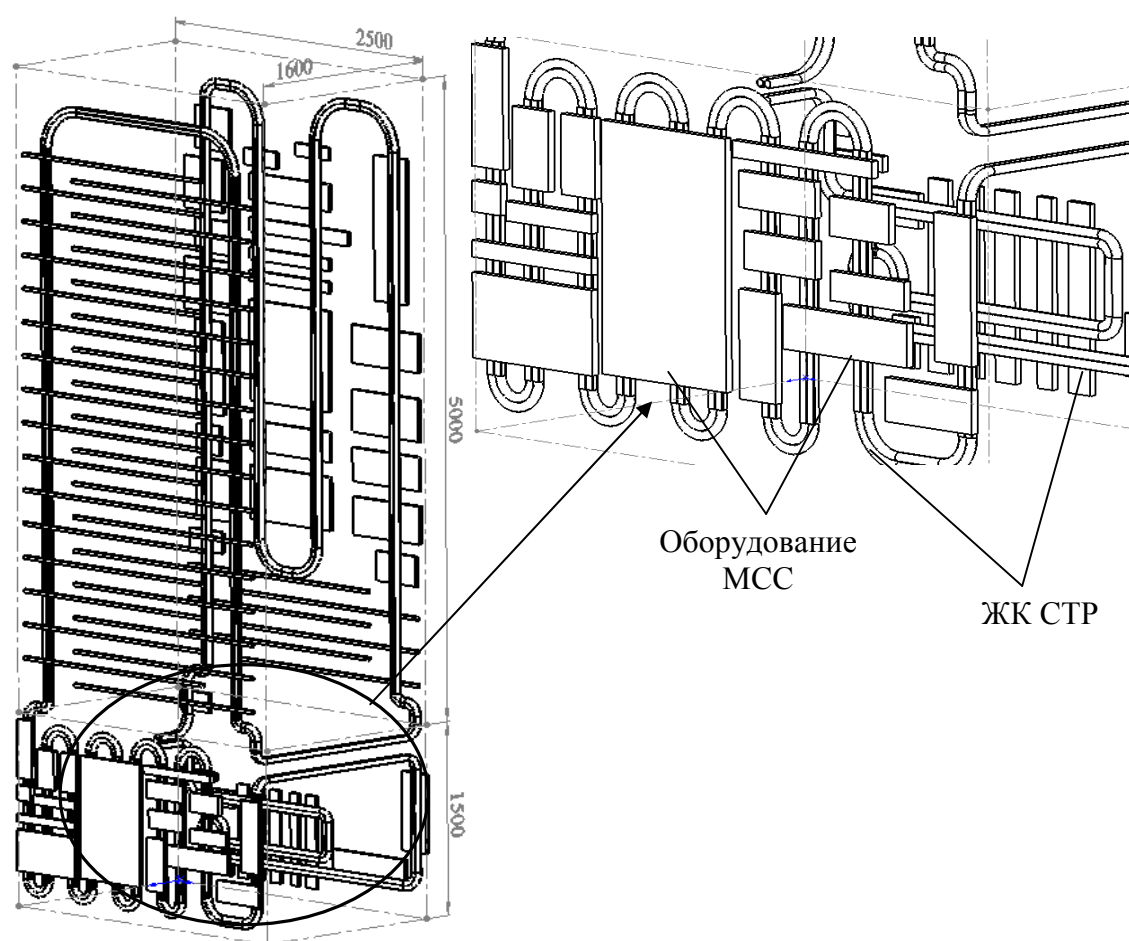


Рис. 1. Трёхмерная геометрическая модель трубопровода системы терморегулирования КА

ПЕРЕПРОЕКТИРОВАНИЕ БАКА ДЛЯ ЛЁГКОГО САМОЛЁТА «ЯСТРЕБ»

Хоробрых М. А.

Научный руководитель: Шахмистов В. М., канд. техн. наук

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Необходимо перепроектировать бак для рабочей жидкости, устанавливаемый на самолёте «Ястреб». Перепроектирование бака связано с намерением уменьшить бак, т.к. на практике никогда не использовали весь объём бака для заправки его рабочей жидкостью. Уменьшение бака даёт улучшение аэродинамических характеристик, в частности уменьшение коэффициента лобового сопротивления C_{xa} . Это удалось сделать с помощью применения нового оборудования, в основной состав которого входят: насосный агрегат, который представляет собой качающий узел (электродвигатель и насос); кран-коллектор, представляющий собой механизм, управляющий пятью кранами при помощи электромотора, и оснащенный электронным блоком управления.

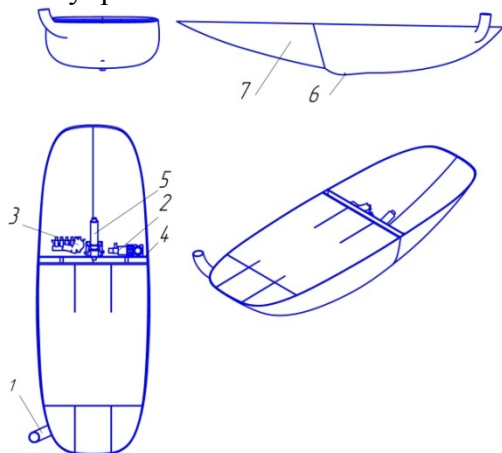


Рис. 1. Перепроектированная схема хим. системы: 1 - заливная горловина, 2 – фильтр, 3 - кран-коллектор, 4 - силовая панель, 5 – насос, 6 - сливная пробка, 7 - задний обтекатель

Перепроектированный бак для ядохимикатов (рис. 1) имеет ёмкость 210 литров. Для удобства заправки имеет горловину в носовой части бака. Внутри бака имеются дренированные перегородки для предотвращения быстрого перетекания жидкости внутри бака при вираже, тем самым смещая центр тяжести самолёта. С наружной части заднего шпангоута смонтирована силовая панель через виброгасящие кронштейны, на которой крепится вся аппаратура хим-системы. Крепление бака к самолёту осуществляется четырьмя болтами через резиновые прокладки.

Массовые и геометрические характеристики новой химсистемы представлены в таблице 1.

Таблица 1. Массовые и геометрические характеристики

Распылитель в сборе	520 гр
Отдельно ВРЖ	320 гр
Диаметр ВРЖ	290 мм
Максимальный расход жидкости через один распылитель	12 л/мин
Кран-коллектор	1,8 кг
Электронный блок	120 гр
Регулятор расхода	0,6 кг

Расчёт на прочность проводился в программном пакете SolidWorks, а именно в его составной части SolidWorks Simulation, основанной на методе конечных элементов. Мы провели статический анализ сборки (рис. 2, 3) с использованием конечных элементов твёрдого тела.

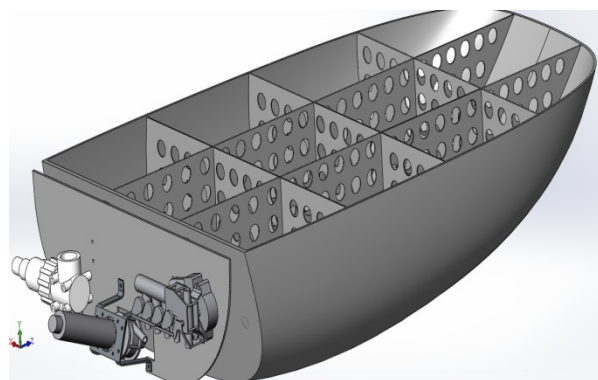


Рис. 2. Сборка элементов химсистемы

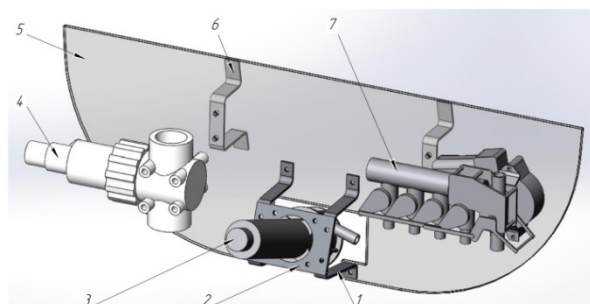


Рис. 3. Элементы химсистемы:
1- кронштейн, 2 – пластина, 3 – насос,
4 – фильтр, 5 – панель, 6- кронштейн,
7 – кран-коллектор

Для быстроты и простоты расчета заменим элементы химсистемы (насос, фильтр, кран-коллектор) на точки, в которых приложим силы (рисунок 4).

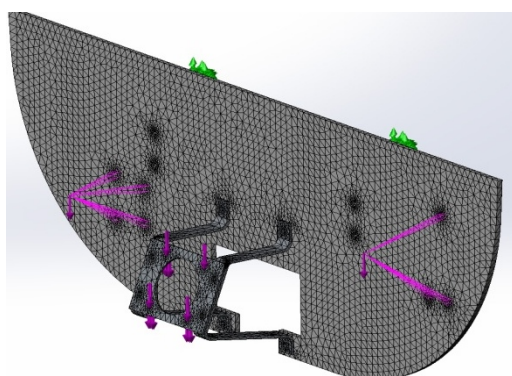


Рис. 4. Конечно-элементная модель

Цель прочностного расчёта заключается в том, чтобы убедиться в надёжности кронштейнов и панели. При проектировочных расчётах использовались два материала: для кронштейнов применили металл Д16Т ГОСТ 4784-97; для панели – ПКМ.

На рисунке 5 показаны результаты расчётов, напряжение, появляющееся в материале.

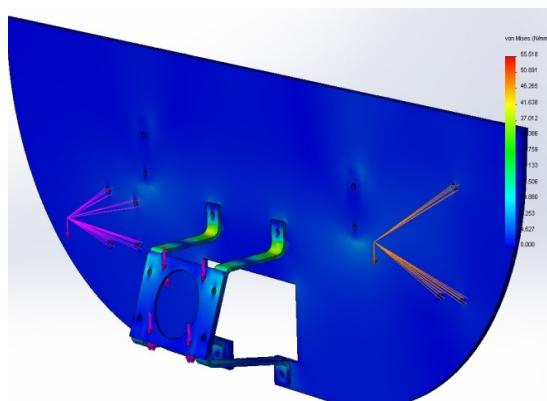


Рис. 5. Напряжения в конструкции

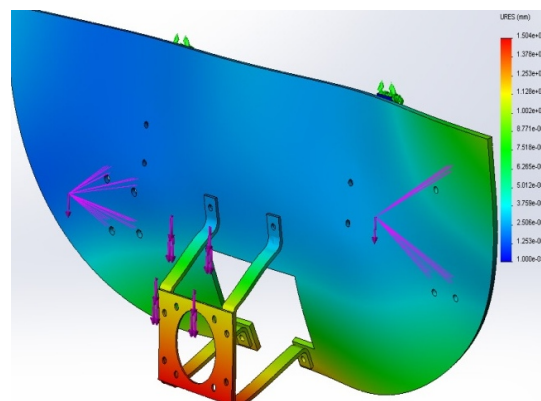


Рис. 6. Деформация конструкции

Напряжения в материале не достигают максимальных значений.

Были получены результаты по деформациям исследуемой конструкции (рис. 6). Относительно своего начального положения максимальные перемещения по результатам расчёта составили 1.5 мм в месте крепления насоса.

Вывод: деформация конструкции и напряжения, проявляемые в материале, находится в пределах нормы.

Библиографический список

1. Прохоренко В. П. SolidWorks. Практическое руководство. – М.: Бином, 2004. – 289 с.
2. Худоленко О. В. Эффективность эксплуатации воздушных судов на авиаработах. – М.: Воздушный транспорт, 2005. – 328 с.

УДК 533.69.04

РАЗРАБОТКА УНИВЕРСАЛЬНОГО УЗЛА КРЕПЛЕНИЯ ЗАКОНЦОВКИ ДЛЯ ЛЁГКОГО САМОЛЁТА «ЯСТРЕБ»

Хоробрых М. А.

Научный руководитель: Шахмистов В. М., канд. техн. наук

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Законцовки крыла значительно влияют на аэродинамические характеристики крыла, но для проведения физического эксперимента необходимо разработать универсальный узел крепления. Для исследования были спроектированы шесть законцовок (рис. 1) и один универсальный узел крепления.

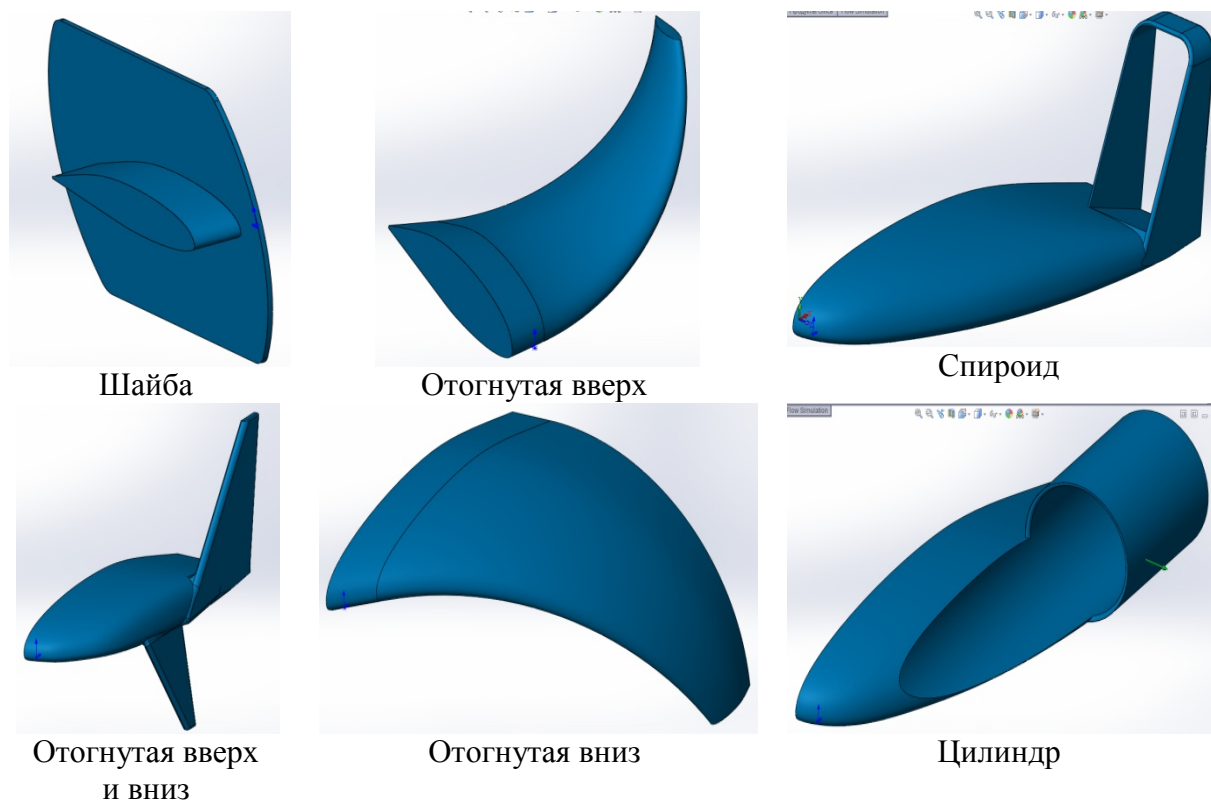


Рис. 1. Виды законцовок

С помощью программного пакета SolidWorks Flow Simulation были определены силы и моменты сил относительно места расположения лонжерона, т.е. 60% хорды от носика профиля, и для прочностного расчёта узла выбраны максимальные усилия (таблица 1). Расчёт проводился при скорости полёта $V = 40$ м/с, температуре окружающей среды $t = 25$ °C, давлении $p = 760$ мм.рт.ст., угле атаки $\alpha = 0$ град. Для расчёта параметров крыла наиболее достоверные результаты получаются при использовании $k-\varepsilon$ модели турбулентности. Расчёт стационарный. При скорости полёта, на которой рассчитывается данное крыло, воздух можно считать несжимаемым. И, как следствие, поток можно считать изотермическим и с постоянной вязкостью. При этом из системы уравнений исключается уравнение энергии в тепловой форме, что, несомненно, ускоряет расчёт без потери точности. Расчёты проводились на персональном компьютере с процессором *Intel Core i5 CPU 2,3 GHz, ОЗУ 8 ГБ*.

Таблица 1. Максимальные значения сил и моментов сил

	MAX Normal Force [N]	MAX Torque of Normal Force [N*m]
X-component	41.273	-124.562
Y-component	270.384	76.393
Z-component	151.372	23.157

Так как концевая часть законцовок одинаковая, то было принято решение использовать универсальную корневую часть законцовки (рис. 2), которая представляет собой монолитную панель, имеющую форму профиля крыла и изготовленную из ПКМ.

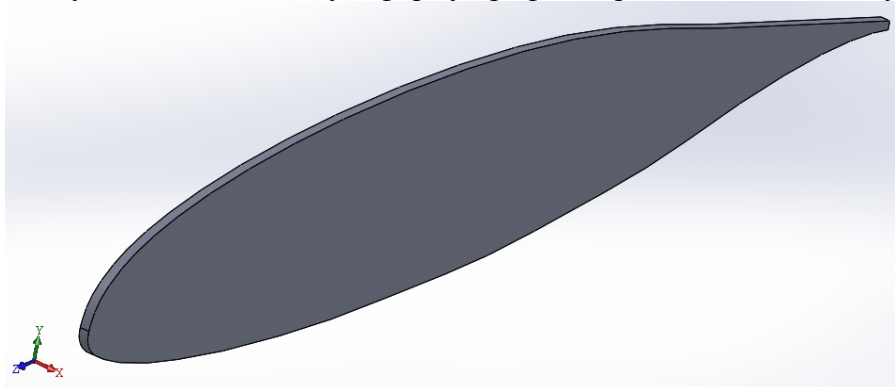


Рис. 2. Универсальная корневая часть законцовки

В процессе проектирования универсального узла крепления было рассмотрено четыре варианта крепления. В результате был выбран оптимальный способ крепления законцовки (рис. 3).

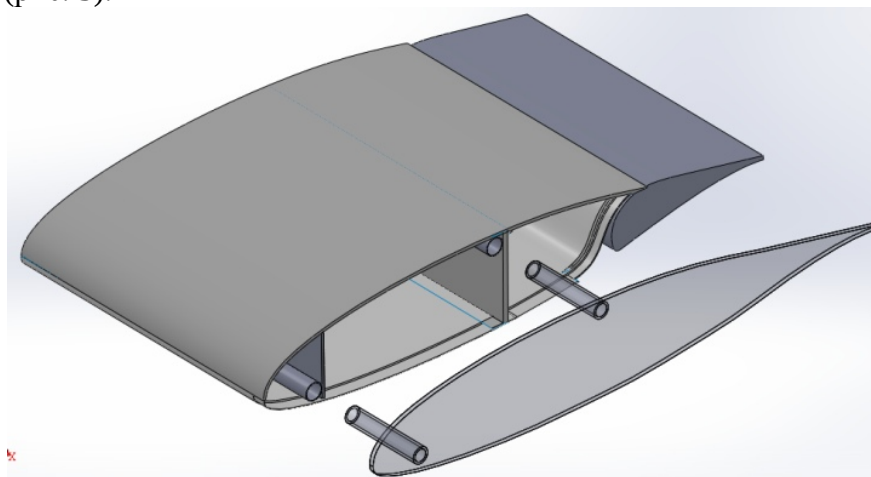


Рис. 3. Оптимальный способ крепления законцовки

Расчёт на прочность проводился в программном пакете SolidWorks, а именно в его составной части SolidWorks Simulation. Модуль Simulation основан на методе конечных элементов. Мы провели статический анализ сборки с использованием конечных элементов твёрдого тела.

Библиографический список

1. Прохоренко В. П. SolidWorks. Практическое руководство. – М.: Бином, 2004. – 289 с.
2. Худоленко О. В. Эффективность эксплуатации воздушных судов на авиаработах. – М.: Воздушный транспорт, 2005. – 328 с.
3. Кашафутдинов С. Т., Лушин В. Н. Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей. – М.: Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина, 1994. – 74 с.

УДК 629.7

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА УЗЛОВ НАВЕСКИ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПКМ

Чарквиани Р. В.

Научный руководитель: Комаров В. А., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Полимерные композитные материалы (ПКМ) нашли широкое применение в авиации ввиду своих механических и технологических характеристик. Однако проектирование конструкций из композиционных материалов сопряжено с решением ряда трудных задач.

Особо трудными в проектировании представляются узлы, нагруженные силами, не лежащими в одной плоскости. Находясь в сложной взаимосвязи с композитной частью агрегата, такие узлы обладают трудно прогнозируемым поведением, что требует обязательного подтверждения расчётов комплексом испытательных мероприятий. Высокая стоимость агрегатов из композитных материалов требует минимизации числа испытаний агрегатов в сборе.

В докладе предлагается методика испытаний и конструкция испытательного стенда (рис. 1) для проведения автономных испытаний узлов навески подвижных частей крыла с возможностью изменения условий опирания кронштейнов.

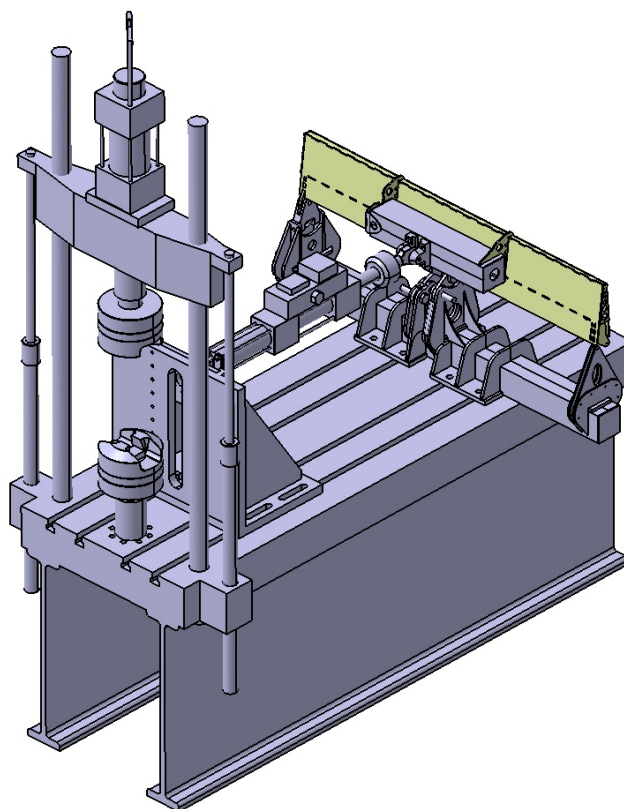


Рис. 1. Общий вид испытательного комплекса.

Предложенная схема испытаний реализована на базе универсальной сервогидравлической испытательной машины производства фирмы MTS в комплектации с силовым рабочим столом и дополнительным сервоприводом, который даёт возможность проведения статических и ресурсных испытаний.

УДК 629.7

**ОЦЕНКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ
ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ СТАТИЧЕСКИХ
И ЦИКЛИЧЕСКИХ НАГРУЗКАХ**

Чернякин С. А.

Научный руководитель: Перов С. Н., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Создание современных инженерно-технических конструкций, отвечающих высоким технико-экономическим требованиям, невозможно в настоящее время без применения перспективных конструкционных материалов. Такими на сегодняшний день являются композиционные материалы. При разработке нового изделия ещё на стадии проектирования конструкторам необходимо оценить работоспособность и живучесть отдельных конструктивных элементов и всей конструкции в целом. Данная задача сводится к отысканию характеристик прочности и живучести материала, из которого будут изготовлены силовые элементы конструкции. В авиа-, ракето- и судостроении композиты становятся наиболее используемыми типами конструкционных материалов, что делает рассматриваемую задачу актуальной.

Сложная структура композитов, существенная анизотропия физических свойств, а также многообразие механизмов разрушения делает необходимым рассмотрение поведения композитов с различных точек зрения при решении ранее сформулированной задачи. Изложенных в литературе методов оценки работоспособности и живучести конструктивных элементов из композиционных материалов не так много и они носят частный характер, что не позволяет обобщить их на все рассматриваемые случаи. Последнее объясняется тем, что аналитические решения выводятся для конкретного изучаемого элемента и конкретных условий нагружения. Экспериментальная база также мала, что объясняется высокой стоимостью проведения испытаний. Имеющиеся данные подтверждают разнообразие механизмов разрушения композитов, что не позволяет вывести единой закономерности их поведения.

В работе разработана методика представления конечно-элементных моделей типовых конструктивных элементов в виде файлов данных, созданных на языке программирования APDL, встроенном языке программирования системы ANSYS, что существенно облегчает подготовку процесса моделирования сложных деталей.

Методика апробирована на задачах численной оценки интенсивности освобождения энергии при разрушении конструктивных элементов из композиционных материалов с использованием программного пакета ANSYS. Полученные результаты позволяют оценивать влияние длины дефекта, нагрузок, подкрепления и конфигурации конструктивных элементов на интенсивность освобождения энергии. Зная предельное значение этого параметра, можно оценить разрушающую нагрузку, а также предельное значение длины дефекта. Сравнение аналитических и численных решений для отдельных задач показало, что результаты близки и практически совпадают. Показано, что данные результаты не противоречат экспериментальным данным других авторов.

УДК 658.562(075)

КОМПЛЕКСНАЯ ОЦЕНКА КАЧЕСТВА АВИАЦИОННОЙ ПРОДУКЦИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ФУНКЦИИ ЖЕЛАТЕЛЬНОСТИ

Андреева Е. О.

Научный руководитель: Чекмарёв А. Н., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В настоящее время задача повышения качества продукции стала одной из главных как в нашей стране, так и за рубежом. Значимость этой проблемы ещё больше возрастает при вступлении России в ВТО. Первым шагом к улучшению качества производимой продукции и предоставляемых услуг является получение навыков количественного оценивания фактического (достигнутого) уровня качества и систематизация имеющейся информации с целью принятия оптимального решения о конкретных путях и методах повышения качества продукции. Проблема измерения и количественной оценки качества продукции – одна из узловых проблем науки об управлении качеством – квалиметрии.

Цель – разработка комплексной оценки качества авиационной продукции с использованием функции желательности.

Метод – использование функции желательности.

Показатели желательности - безразмерные недискретные характеристики качества, изменяющиеся в пределах от нуля до единицы при любом диапазоне изменения размерных показателей качества x_i . Вычисляют показатели желательности q с помощью вспомогательных показателей y по следующим формулам:

$$q = \exp[-1/y] = \frac{1}{e^{1/y}} \text{ - для } 0 < y < \infty,$$

$$q = \exp[-(1/\exp(y))] = \frac{1}{e^{1/e^y}} \text{ - для } -\infty < y < \infty.$$

Размерные значения натуральных показателей качества x_i пересчитывают в безразмерные вспомогательные показатели y по формуле

$$y = a_0 + a_1 x_i \text{ или } y = a_0 + a_1 x_i + a_2 x_i^2.$$

Библиографический список

1. Андрианов, Ю. М. Квалиметрия в приборостроении и машиностроении / Ю. М. Андрианов, А. И. Субетто. – Л.: Машиностроение, 1990. – 216 с.
2. Барвинюк, В. А. Менеджмент качества в машиностроении: системы, методы, инструменты: учеб. пособие / В. А. Барвинюк, В. Е. Гадлевский, Е. А. Стрельников; под общ. ред. чл. кор. РАН В. А. Барвинка. – М.: Наука и технологии, 2008. – 384 с.
3. Калейчик, М. М. Квалиметрия: учеб. пособие / М. М. Калейчик. – М.: МГИУ, 2003. – 200 с.

УДК 658.562

ВНУТРЕННЕЙ АУДИТ ВНЕШНЕЙ СТОРОНОЙ

Багнюк Н. Р.

Научный руководитель: Клочков Ю.С., д-р техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Цель исследования – анализ целесообразности привлечения сторонних специалистов для проведения процедуры «Внутренний аудит». Методика проведения исследований – экспертный анализ. Анализ результатов показал, что привлечение сторонних экспертов позволяет реализовать часть процедуры бенчмаркинга, в ряде случаев снизить стоимость аудита и повысить его профессиональность (таблица 1). Со временем возможности собственных сотрудников могут быть исчерпаны. «Свежий взгляд» стороннего специалиста привнесет что-то новое в СМК предприятия.

Таблица 1 – Получение опыта других организаций

<i>Кто проводит</i>	<i>Возможность получения опыта других организаций</i>
Сотрудники предприятия, совмещающие должности	Возможности нет
Сотрудники предприятия из службы внутренних аудиторов	Низкая
Специалисты органа по сертификации	Высокая
Специалисты консалтинговой организации	Высокая
<i>Угрозы и преимущества привлечения внешних специалистов</i>	
<i>Угрозы</i>	<i>Преимущества</i>
Конкурент через стороннего аудитора перенимает опыт Занятость аудиторов Несоответствие графиков	Организация получит опыт подобных успешных организаций Консалтинг

В привлечении внешних специалистов есть как положительные, так и отрицательные стороны. Попробуем оценить возможную степень соответствия внутреннего аудитора требованиям к объективности, независимости и компетентности при трёх типах аудита, которые может выбрать предприятие. Для наглядности ограничимся тремя градациями: высокая степень; средняя; недостаточная. При этом высокой степенью независимости будем считать полное отсутствие финансового или административного влияния, способного исказить результаты аудита. Высокой степенью компетентности – соответствие требованиям к аудиторам, предъявляемым IRCA. Высокой степенью объективности – возможность прямого сравнения с критериями МС ИСО 9001:2008. Независимость собственных сотрудников организации ограничена административными, функциональными и личными связями. Ряд перечисленных выше целей внутреннего аудита при проведении его собственными силами оказывается труднодостижимым. Компетентность специалистов органа по сертификации или консалтинговой организации и сотрудников предприятия из собственной службы внутренних аудиторов, как правило, выше, чем у сотрудника предприятия, совмещающего должности внутреннего аудитора, который, возможно, лучше знает процессы, но хуже – стандарт и процедуры аудита.

Недостаточная независимость сотрудника предприятия, совмещающего должности внутреннего аудитора, объясняется его вовлеченностью в деятельность проверяемого подразделения и тем, что ему, как правило, приходится проверять деятельность своих ближайших коллег.

УДК 519.254

**КРИТЕРИЙ СЛУЧАЙНОСТИ ВРЕМЕННОГО РЯДА
ПО ДЛИНЕ МАКСИМАЛЬНОЙ СЕРИИ И ЕГО ВЕРИФИКАЦИЯ
МЕТОДОМ МОНТЕ – КАРЛО**

Белоусова Я. С.

Научный руководитель: Плотников А. Н., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Под случайностью чаще всего понимается стационарность «в узком смысле» исследуемого процесса, то есть что полученная последовательность представляет собой независимые в совокупности реализации случайной величины с неизменным законом распределения. На практике, чаще всего, исходят из того, что условия случайности соответствуют действительности. Вопросу оценки правдоподобия этого исходного положения – гипотезы случайности – посвящен достаточно основательно разработанный раздел математической статистики, объединяемый понятием «критерии случайности».

В качестве статистики критериев случайности используются целочисленные величины: длина серий, число серий, число инверсий и число циклов случайной последовательности. Наиболее полно исследованы законы распределения двух последних из перечисленных статистик. В частности, установлена их достаточно быстрая нормализация (при длине последовательности $n > 20$).

Несомненным достоинством этих статистик является их универсальность по отношению к закону распределения исходной непрерывной случайной величины, поскольку рассматриваются не сами выборочные значения, а их порядковые номера в вариационном ряду. Вместе с тем, как и все статистики кумулятивно-суммирующего типа, они позволяют лишь усредненно оценить характер всей последовательности в целом и могут быть недостаточно чувствительны к её локальному упорядочению. Для выявления локальных отклонений, как известно, более пригодны критерии, построенные на статистиках селективно-порядкового типа.

Длина максимальной серии, хотя и не в полной мере, всё же позволяет отследить оба указанных типа отклонения от случайности. А именно – наличие одной или более аномально длинных серий может свидетельствовать об искусственной группировке по месту их расположения в последовательности. Слишком короткие серии, в свою очередь, указывают на искусственное перемешивание всей последовательности в целом.

Серии в последовательной выборке, представляющие собой группы подряд стоящих индивидуальных значений, расположенных по одну сторону от медианы (знаковые серии) или образующих монотонную последовательность (трендовые серии), имеют отчетливую спектральную структуру с устойчивой воспроизводимостью. При этом, как оказывается, предельная форма распределения максимальной трендовой серии обладает довольно неожиданным свойством, которое без преувеличения можно назвать «парадоксом вырождения». Этот парадокс заключается в том, что при неограниченном возрастании длины последовательности n длина максимальной

трендовой серии перестает быть случайной, т.е. вырождается в фиксированное значение: $P\{L_{n_1} = l_1(n_1)\} \approx 1$.

При этом с дальнейшим возрастанием n эта изолированная мода расщепляется на две, и вторая мода $l_2 = l_1 + 1$, постепенно возрастая, сравнивается с первой:

$$P\{L_{n_2} = l_1(n_2)\} \approx P\{L_{n_2} = l_1(n_2) + 1\} \approx \frac{1}{2}.$$

Затем вторая мода поглощает первую (распределение опять вырождается), и этот процесс закономерно циклически повторяется. При умеренно больших $n (\sim 10^3)$ этот эффект проявляет себя в виде аperiodических колебаний дисперсии и моментов более высокого порядка.

Серии первого типа (знаковые) ведут себя не столь парадоксально. Их предельная форма рассеяния подобно выборочному размаху является стационарной и смещается вправо по оси n со скоростью $\log_2 n$.

Учитывая разработку критерия длины максимальной серии до простой в обращении типовой методики, представляется возможным и целесообразным, чтобы этот критерий был включен в инструментарий специалистов, занимающихся статистическим анализом в прикладных исследованиях с использованием метода Монте-Карло.

Библиографический список

1. В. А. Барвинок, В. И. Богданович, А. Н. Плотников. К вопросу о предельном распределении серий в случайной двоичной последовательности// Вести. Сам. гос. техн. ун-та. Сер. Физ.-мат. науки. 2012. № 4 (29). С. 56-71. [Barvinok V.A., Bogdanovich V.I., Plotnikov A.N. On the spectral structure of the series in sequential sampling for stationary process// Obozr. Prikl. Promyshl. Matem., 2010. Vol. 17, no 3. Pp. 382-384].
2. An introduction to probability theory and its applications. Vol. 1. New York: Wiley & Sons, 1968. 509 pp.; русск. пер.: Феллер В. Введение в теорию вероятностей и её приложения. Т. 1. М.: Мир, 1984. 409с.
3. Knuth D. The Art of Computer Programming. Vol. 2: Seminumerical Algorithms. Reading, Massachusetts: Addison-Wesley, 1997. xiv+762 pp.; русск. пер.: Кнут Д. Искусство программирования. Т. 2: Получисленные методы. М.: Вильямс, 2007. 832с.

УДК 621.981.04.002

**ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА СТЕСНЁННОГО ИЗГИБА
КРИВОЛИНЕЙНЫХ БОРТОВ ЛИСТОВЫХ ЗАГОТОВОК
ЭЛАСТИЧНОЙ СРЕДОЙ**

Бородин Е. Н.

Научный руководитель: Шаров А. А., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

При гибке деталей эластичной средой после снятия нагрузки борт детали отпружинивает от гибочной оправки, и величина углагиба борта увеличивается.

Доводку угла борта до нужного радиуса кривизны осуществляют вручную. Для сокращения затрат времени на доводку изготавливают формблоки с углами поднутрения, соответствующим углам пружинения бортов.

Корректировка углов формблоков вследствие разброса механических свойств материала детали не обеспечивает стабильного качества детали.

Известен способ уменьшения и стабилизации пружинения криволинейных бортов деталей при гибке эластичной средой, который позволяет изгибать деталь с требуемой точностью на гибочных оправках без корректировки на величину угла пружинения.

В этом случае стеснённый изгиб производится в два перехода. На первом этапе заготовка изгибается по оправке увеличенной высоты под действием давления эластичной среды, после чего высота формблока уменьшается путём удаления опорной пластины для создания определённого зазора между верхней плоскостью гибочной оправки и стенкой заготовки.

Под действием давления эластичной среды заготовка сначала прогибается в центральной части, а затем образуется волна избыточного материала в зоне скругления гибочной оправки, которая при дальнейшем увеличении давления обжимается по формблоку. В результате толщина заготовки в зоне радиусагиба увеличивается, а пружинение борта уменьшается за счёт изменения схемы напряжённо-деформированного состояния материала.

Экспериментальные исследования этого процесса подтвердили стабилизацию пружинения в пределах $1,5^\circ$ для бортов радиусами в плане от 80 мм до 200 мм и утолщение борта в радиусной зоне до 9%, что подтверждает возможность использования такой технологической схемы для изготовления листовых деталей летательных аппаратов.

УДК 658.562

QFD-АНАЛИЗ С УЧЁТОМ КОНКУРЕНТНОГО ПОЛОЖЕНИЯ ОРГАНИЗАЦИИ

Васильева Т. С., Сафиуллова Л. И.

Научный руководитель: Клочков Ю. С., д-р. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Цель исследования – развитие процедуры QFD-анализа с точки зрения уточнения результатов расчёта уровней важности характеристик продукции. Методика исследования – квалитетическая оценка. Анализ результатов показал, что QFD-анализ следует пересматривать в зависимости от рынков сбыта продукции (т.е. относительно конкурентов), а также относительно оценок степени реализации требований потребителя, а не только относительно степени важности данных требований. Развитие метода QFD-анализа возможно за счёт уточнения абсолютного и относительного весов характеристик продукции. При анализе потребительской оценки продукции, производимой предприятием и его конкурентами, возможно задавать степень реализации требования в зависимости от веса его важности, тогда уточненный расчёт абсолютного веса характеристики может выглядеть следующим образом (таблица 1).

Таблица 1. Развитие метода QFD-анализа

	Требования потребителя	Абсолютный вес требования	Характеристики продукции						Оценка реализации требования у конкурентов				цель	отставание	максимум	потери
			1	...	n	1	...	m	I	II	III	...				
A	B	B	Г	Д	Е	Ж	З	И	К	Л	М	Н	О	П	Р	С
1	Тр 1	X	▲				●		I _{тр1}	II _{тр1}	III _{тр1}	...	X	O-K	Max(J, M, ...)	P-K
2	Тр 2	Y	○		▲			○	I _{тр2}	II _{тр2}	III _{тр2}	...	Y	O-K	Max(J, M, ...)	P-K
3	Тр 3	Z		○		○			I _{тр3}	II _{тр3}	III _{тр3}	...	Z	O-K	Max(J, M, ...)	P-K
4	Тр 4	P	●			▲			I _{тр4}	II _{тр4}	III _{тр4}	...	P	O-K	Max(J, M, ...)	P-K
...	...	...							...	...		...	...	...	...	...

Расчёт абсолютного значения важности характеристики продукции с учётом мнения потребителя будет учитывать следующее:

I_x – связь между требованием и характеристиками продукции;

R_x – абсолютный вес требования;

$Потс.x$ – отставание оценки потребителя степени реализации требования рассматриваемой организации от целевого значения;

$Ц_x$ – целевое значение степени реализации требования потребителя.

Расчёт абсолютного значения важности характеристики продукции с учётом положения на рынке будет учитывать следующее:

I_x – связь между требованием и характеристиками продукции;

R_x – абсолютный вес требования;

$Сотс.x$ – отставание оценки потребителя степени реализации требования рассматриваемой организации от максимальной оценки на рынке;

P_x – максимальное значение оценки потребителем степени выполнения требования на рынке.

В итоге производитель получит уточнённую картину степени реализации продукции, которая покажет недостатки продукции с точки зрения потребителя.

УДК 658.562

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА НА ПРИМЕРЕ ИНФОРМАЦИОННОЙ МОДЕЛИ

Васильева Т. С., Еремеева О. А.

Научный руководитель: Клочков Ю. С., д-р техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Цель исследования – развитие методов управления качеством технологического процесса. Методика проведения исследования – статистический анализ. Анализ результатов показал, что применение матрицы вероятностных переходов позволяет с высокой точностью прогнозировать состояние технологического процесса.

Так как любой технологический процесс получения того или иного размера детали состоит из некоторого количества операций, то качество получения размера является величиной, зависящей от качества всех операций.

Разделим всё возможное поле значений на три составляющие. Первое будет содержать в себе значения, большие, чем $\bar{X} + S$, второе – от $\bar{X} + S$ до $\bar{X} - S$ и третье – меньшие чем $\bar{X} - S$. Значение S возьмем с такой точностью, чтобы ни один размер не совпал с границами. Тогда граф состояний технологической операции будет иметь вид, представленный на рисунке 1.

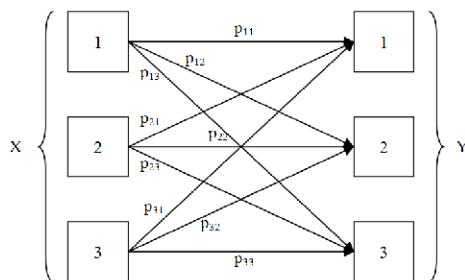


Рис. 1. Граф состояний технологической операции

Если p_1, p_2, p_3 будут зависеть от конкретного случая, то p_{11}, p_{12}, p_{13} и другие величины следует определить заранее, т.е. рассчитать матрицу переходных вероятностей.

Опытным путём определена матрица оценок переходных вероятностей для второй операции:

$$P_{ij} = \begin{vmatrix} 0,7 & 0,2 & 0,1 \\ 0,2 & 0,7 & 0,1 \\ 0,2 & 0,2 & 0,6 \end{vmatrix}$$

Объём выборки n , используемой для получения исходных данных, равен 30. На этом подготовка исходных данных заканчивается.

Используя данные, полученные на первой контрольной операции, $f_1=5$; $f_2=18$, $f_3=7$ и матрицу оценок переходных вероятностей, найдем f'_1 ; f'_2 ; f'_3 . Решим систему уравнений:

$$p'_1 = 0,7p_1 + 0,2p_2 + 0,1p_3,$$

$$p'_2 = 0,2p_1 + 0,7p_2 + 0,1p_3,$$

$$p'_3 = 0,2p_1 + 0,2p_2 + 0,6p_3,$$

где $p_i = f_i/n$.

Для данного примера $p_1=0,166$; $p_2=0,6$; $p_3=0,233$. Результаты решения системы: $p'_1=0,2828$; $p'_2=0,3163$; $p'_3=0,3999$. Так как $p'_i = f'_i/n$, то $f'_1=0,2828*30=8,484 \approx 8$; $f'_2=0,3999*30=11,97 \approx 12$; $f'_3=0,3163*30=9,489 \approx 10$.

УДК658.562

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ПРОЦЕССА НАНЕСЕНИЯ ПОКРЫТИЙ

Гиорбелидзе М. Г.

Научные руководители: Богданович В. И., д-р техн. наук, профессор,
Клочков Ю. С., д-р техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Анализ, выявление и систематизация причин, факторов и условий, оказывающих влияние на выделенную группу дефектов, а также их устранение значительно повысят качество и эксплуатационные свойства теплозащитного покрытия. После проведения анализа становится понятно, что толщина покрытия является функцией перемещения плазмотрона. В свою очередь пористость, являясь дефектом, также оказывается причиной низкой адгезионной и когезионной прочности покрытия, недостаточной термостойкости и жаростойкости. Установлено, что наибольшее влияние на данную группу дефектов оказывают грануляция порошкового материала, угол наклона плазменной струи к поверхности, дистанция напыления, а также направление перемещения плазмотрона. Проведём анализ статистической точности и стабильности типового технологического процесса для пористости, адгезионной прочности и толщины керамического слоя покрытия (таблица 1), так как именно на эти типы дефектов приходится 81,3 % всей суммы потерь.

Таблица 1. Статистический анализ типового технологического процесса для пористости, адгезионной прочности и толщины керамического слоя покрытия

Параметры процесса	Значения		
	Пористость	Адгезионная прочность	Толщина
Объём выборки, N	50	50	50
Верхняя граница поля допуска, UCL	15	-	110
Нижняя граница поля допуска, LCL	5	29	90
Выборочное среднее, $\bar{X}$	14,08	29,60	97,5609
Среднее квадратическое отклонение, S	7,18	11,26	12,06
Коэффициент годности процесса, C_p	0,23	-	0,28
Верхний показатель воспроизводимости процесса, C_{PU}	0,42	-	0,34
Нижний показатель воспроизводимости процесса, C_{PL}	0,04	0,24	0,21
Индекс годности процесса, C_{PK}	0,04	0,24	0,21
Число несоответствующей продукции на миллион, ppm	552061	350406	416456

Проанализировав полученные результаты, можно сделать вывод о том, что процесс находится в неконтролируемом состоянии и имеет низкую потенциальную точность. Применение статистического регулирования не даст ощутимого эффекта. Коэффициент и индекс годности – низкие. Необходимо проводить сплошной контроль. Уровень несоответствующей продукции составляет более 35 %. Можно с уверенностью утверждать, что типовой технологический процесс не способствует получению качественного покрытия с высокими эксплуатационными характеристиками. Совершенствование необходимо начинать с режимов нанесения функциональных слоёв.

УДК 658.562

QFD-АНАЛИЗ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПРОЦЕССОВ СМК

Гребнева Н. Е., Селезнева Т. С.

Научный руководитель: Ключков Ю.С., д-р техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Цель исследования – совершенствование взаимодействия процессов системы менеджмента качества. Методика проведения – системный анализ. Анализ результатов показал, что в современных системах менеджмента качества необходимо использовать QFD-анализ для обеспечения адекватного взаимодействия процессов.

Как показано в исследовании, с развитием системы менеджмента качества возникает необходимость по управлению растущей долей самоорганизации её процессов. Самоорганизация может привести к снижению уровня взаимодействия процессов системы менеджмента качества, что приведёт к потере конкурентных преимуществ. Для обеспечения адекватного сотрудничества процессов предлагается использовать методологию QFD, которая поможет определить уровень требований процессов друг к другу.

Таблица 1. Фрагмент Дома Качества

		Поставщик процесса	Требования	Значимость	планирование закупок	взаимодействие с поставщиками	управление запасами
вход	внутренние	менеджмент предприятия	Проанализировать отчет по внутренним проверкам	10	3	3	3
			ознакомить с политикой предприятия	10	3	3	
			освоить РК, СТП	10	9	9	9
			принять протокол высшего руководства	10	9	9	9
		освоение новых изделий	согласовать ТП	10	9	9	9
			разработать КД	10	9	9	9
		производство продукции	утвердить план производства	10	9		
			согласовать план производства с цехами	10	9		9
		внешние	отсутствуют				
выход	внутренние	менеджмент предприятия	предоставить отчет о функционировании процесса	10			9
			предоставить потребность в ресурсах	10			9
			предоставить мероприятия по достижению целей	10	3		3
			предоставить информацию о проблемах	10	3	3	1
			предоставить информацию о дефектах	10	3	9	3
		производство продукции	предоставить информацию об остатках на складах	10	3		9
			выдать ПКИ в производство	10	3		9
		внешние	отсутствуют				

Сама организация процедуры построения Дома Качества (таблица 1) позволит выстроить систему взаимных доверительных отношений персонала процессов. В расчёте значимости характеристик следует учитывать то, насколько связанные с ними требования отвечают потребностям конечного потребителя.

НОВЫЙ ТИП ПОТРЕБИТЕЛЯ

Данилочкин Д. В.

Научный руководитель: Ключков Ю. С., д-р техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Цель исследования – повышение уровня качества продукции в системах менеджмента, основанных на процессах ввода продукции в эксплуатацию и/или пользующихся услугами аутсорсеров. Методика проведения исследований – квалиметрическая оценка систем менеджмента качества. Анализ результатов показал, что в случае действия указанных процессов следует учитывать требования «скрытого» потребителя, иначе уровень конкурентоспособности продукции (если учитывать при его расчёте и уровень конкурентоспособности процесса ввода продукции в эксплуатацию) будет не соответствовать расчётному значению.

Таблица 1. Классификация потребителей

Потребители		Характеристика	Свойства		
Внешний	Явный	Определяет технические условия и объёмы заказа	<i>по отношению к продукции и процессам</i>	Удовлетворен/ Неудовлетворен	Измеряется в процентах или долях
		Платит		Лоялен/ Нелоялен	
		Использует	<i>по отношению к методам взаимодействия</i>	Оценен/ Латентен	
		Оценивает			
	Скрытый	Использует	<i>по отношению к продукции</i>	Удовлетворен/ Неудовлетворен	
		Оценивает	<i>по отношению к методам взаимодействия</i>	Латентен (уровень латентности 100%)	
Внутренний		Конструирует	<i>по отношению к продукции и процессам</i>	Удовлетворен/ Неудовлетворен	
		Производит		Лоялен/ Нелоялен	
		Реализует	<i>по отношению к методам взаимодействия</i>	Оценен/ Латентен	

В результате работы разработана классификация потребителей (таблица 1), учитывающая влияние скрытого потребителя на деятельность организации; сформулирован метод определения уровня удовлетворённости скрытого потребителя; проведён анализ процедуры оценивания результатов процесса субъектами оценки с учётом скрытого потребителя; предложена диаграмма формирования оценок качества объектов процесса его субъектами, определяющая процедуры анализа продукции и процесса производителем, скрытым потребителем, аутсорсером и др.

УДК 658.562

ПРАКТИКА ВНЕДРЕНИЯ БЕРЕЖЛИВОГО ПРОИЗВОДСТВА

Даньшова О. А.

Научный руководитель: Ключков Ю. С., д-р техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Цель исследования – продемонстрировать практику применения методологии бережливого производства в российских компаниях-поставщиках автокомпонентов. Методики проведения исследования – квалиметрический и статистические анализы, экспертная оценка, сбор данных и визуальный контроль. Анализ полученных результатов показал, что за счёт применения методологии бережливого производства удалось сократить время выполнения операций с 9,5 часов до 7,5.

Если в качестве главного показателя эффективности возьмём скорость процесса создания ценности (рис. 1), то по результатам анализа действий литейщика можно принять следующее: проводить операции (контроль готовой отливки, удаление брака и литников, укладку готовой отливки в тару) во время следующего цикла работы машины литья под давлением (МЛД).

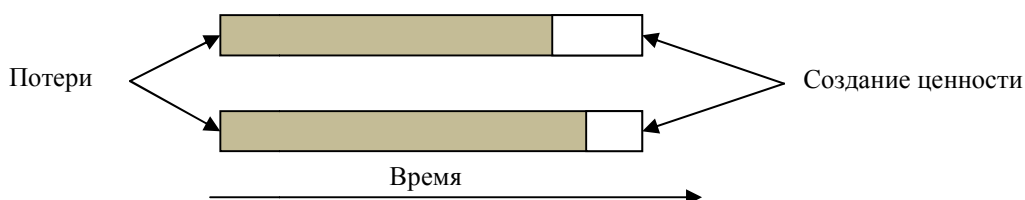


Рис. 1. Соотношение времени

В результате было сокращено время цикла производства отливки, а, следовательно, выросла производительность. Рассмотрим уровень загрузки литейщика относительно МЛД после произведенных изменений. На рис. 2 представлен уровень загрузки литейщика по отношению к загрузке МЛД после преобразований.

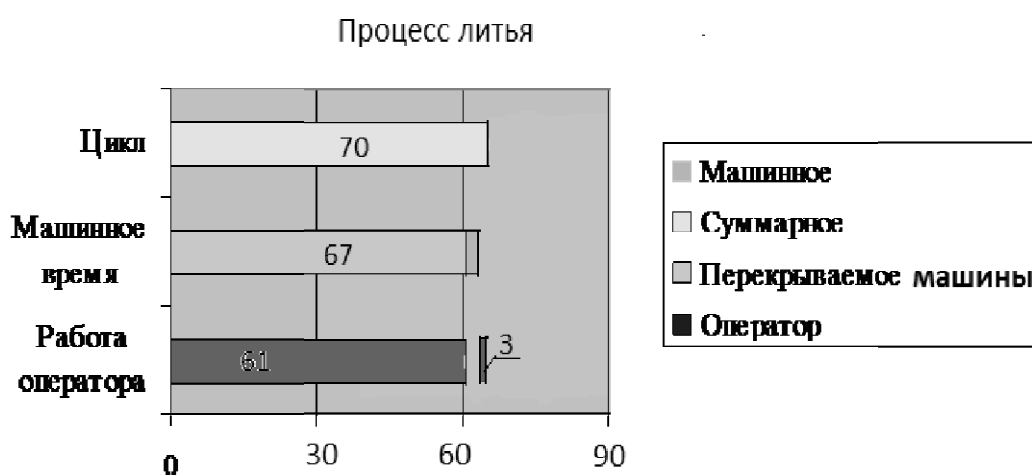


Рис. 2. Уровень загрузки литейщика по отношению к загрузке МЛД после преобразования

Таким образом, мы сократили время ожидания литейщика с 30 секунд до 3 секунд, а, следовательно, сократили время цикла с 94 секунд до 70 секунд.

УДК 658.562

РИСК КАК КРИТЕРИЙ УСПЕШНОСТИ ВНЕДРЕНИЯ НОВЫХ ТРЕБОВАНИЙ

Долгих А. В., Саратова А. В.

Научный руководитель: Ключков Ю.С., д-р техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Цель исследования – повышение уровня качества интеграции новых требований в существующие системы менеджмента качества. Методики проведения исследований – оценка риска систем, экспертный анализ. Анализ результатов показал, что для успешной интеграции новых требований (например, ISO 14001) можно использовать методологию FMEA-анализа, но расчёт приоритетного числа риска осуществлять не только по несоответствиям и причинам, но также и по последствиям. Зная вероятность возникновения риска и денежные затраты, связанные с этой вероятностью, можно определить уровень риска (R) процесса организации по следующей формуле:

$$R_3 = \sum_{i=1}^n p_i Z_i,$$

где R_3 – уровень риска процесса, p_i – вероятность возникновения риска, Z_i – затраты денежных средств по процессу.

При этом необходимо отметить следующее: $\sum Z_i \leq \Pi$ (прибыли); $Z_i \rightarrow 0$; $R_{\Sigma} \rightarrow 0$.

Таблица 1. Матрица вероятностных затрат и уровни их риска

Вид менеджмента Операции	ISO/TS 16949	ISO 14001	Суммарный уровень вероятностных затрат по операции $\sum Z_i$	Уровень риска по операции R_i
1. Входной контроль сырья	Риск затрат в связи с поступлением некачественного сырья	Риск затрат на утилизацию отходов	Потери денежных средств по первой операции	Уровень риска операции «Входной контроль»
2. Подготовка сырья:	Риск затрат, вызванный потерей качества сырья из-за превышения % содержания втор. сырья	Риск затрат на утилизацию отходов	Потери денежных средств по второй операции	Уровень риска операции «Подготовка сырья»
2.1 Дозировка вторичного сырья				
...				

Реализация данного подхода позволяет представить полученные значения вероятностных затрат и уровня их рисков в виде матрицы (таблица 1). В ней по вертикали фиксируются технологические операции производства (на основе действующей маршрутной карты), по горизонтали – виды менеджмента, по которым оцениваются риски операций. Разработанная методика оценки уровня рисков на примере процесса производства позволяет определить возможность внедрения новых требований в интегрированную систему менеджмента.

УДК 658.562

ВНУТРЕННИЙ АУДИТ В ПРОЕКТНЫХ ОРГАНИЗАЦИЯХ

Долгих А. В., Тарарушкина А. С.

Научный руководитель: Ключков Ю. С., д-р техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Цель исследования – повышение уровня результативности обязательной процедуры системы менеджмента качества «Внутренний аудит». В качестве методик проведения исследований использовались квалиметрический анализ, экспертные методы и наблюдения. Анализ полученных результатов показал, что международный стандарт ISO 9001, основываясь на процессном подходе, в ряде организаций, осуществляющих свою деятельность на основе проектного менеджмента, не позволяет, без применения указанных в работе рекомендаций, организовать процедуру внутреннего аудита, отвечающую современным требованиям оценки качества деятельности организации.

Так как процедура внутреннего аудита осуществляется, как сказано в стандарте, «через запланированные интервалы времени», то организации проводят его один или два раза в год. Тогда в том случае, если деятельность основана на проектном менеджменте, появляется ситуация, когда часть проектов оценивать рано (они еще не начались), часть проектов оценивать поздно (они уже закончены). Следовательно, возникает необходимость в построении такой системы аудитов, которая будет зависеть от этапов проекта, а не от календаря.

Для этого необходимо при построении плана проекта (например, в программном продукте MS Project) учитывать:

- связь конкретной работы проекта с пунктом ISO 9001;
- время, необходимое для аудита конкретной задачи;
- квалификацию аудитора;
- время и другие ресурсы для разработки коррекции, корректирующих и предупреждающих мероприятий, а также иных улучшений.

Кроме всего перечисленного следует обратить внимание на тот факт, что не все проекты следует подвергать такому сложному по форме проведению аудиту. Для оценки того, какой из проектов следует оценивать по предложенной форме, в работе предлагается методика анализа степени сложности и важности того или иного проекта.

Данная методика основана на анализе такой информации, как:

- степень повторного использования результатов проекта;
- уровень технической сложности;
- уровень организационной сложности;
- уровень важности результатов проекта для потребителя;
- уровень перспективности проекта;
- уровень конкуренции на рынке, где будут представлены результаты проекта.

После построения радиационной диаграммы или диаграммы приоритетов можно будет сделать обоснованный выбор в пользу (или наоборот) проектной формы организации аудита. Для окончательного принятия решения о выполнении данной процедуры следует учитывать её стоимость относительно того риска, который будет иметь место в случае, когда проект будет выполняться исключительно силами процессов самоорганизации.

УДК 658.562

САМООРГАНИЗАЦИЯ КАК ФАКТОР РАЗВИТИЯ ПРОЦЕССОВ СМК

Зорин Б. В.

Научный руководитель: Ключков Ю. С., д-р техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Цель исследования – совершенствование системы менеджмента качества в условия значимых долей самоорганизации её процессов. Методика проведения – системный анализ. Анализ результатов показал, что необходимо отслеживать уровни развития всех процессов СМК, так как разница в уровнях со временем снижает степень конкурентоспособности системы.

Рассмотрим так называемые модифицированные модели Лотки-Вольтерра, активно применяемые для изучения взаимодействия нескольких конкурирующих видов, процессов и т.д.

Проанализируем систему двух дифференциальных уравнений, описывающих взаимодействие двух процессов:

$$\frac{d\varphi_1}{dt} = C_1\varphi_1 + a_{12}\varphi_1\varphi_2 + a_{11}\varphi_1^2,$$

$$\frac{d\varphi_2}{dt} = C_2\varphi_2 + a_{21}\varphi_1\varphi_2 + a_{22}\varphi_2^2,$$

где $\varphi_1(t)$ и $\varphi_2(t)$ – объёмы выделенных процессам ресурсов в момент t .

Линейные члены $C_1\varphi_1$ и $C_2\varphi_2$ в правых частях уравнений соответствуют свободному распределению ресурсов. Если коэффициент $C_i > 0$, $i = 1, 2$, то ресурсообеспеченность соответствующего процесса растёт (положительная обратная связь), если $C_i < 0$, то уменьшается (отрицательная обратная связь).

Члены $a_{ii}\varphi_i^2$ отражают наличие внутрипроцессной конкуренции при $a_{ii} < 0$. Если $a_{ii} > 0$, то мы имеем дело с сильной положительной обратной связью, отражающей эффект "группирования", – благоприятное влияние на развитие процессов.

Наиболее интересны в этой модели произведения факторов $\varphi_1\varphi_2$, отражающие взаимодействие двух процессов. Если коэффициенты a_{ii} отрицательны, то процессы конкурируют друг с другом за выделение соответствующих ресурсов. При $a_{ii} > 0$ взаимодействия процессов не является конкурентными (проще выстроить сотрудничество, кооперацию). Если $a_{12} > 0$ и $a_{21} < 0$, то первый процесс использует ресурсы второго.

В литературе рассматривались как более простые системы (часть коэффициентов равна нулю), так и различные обобщения, учитывающие влияние дополнительных факторов. Необходимость обобщений обусловлена таким серьёзным недостатком модели Лотки-Вольтерра, как неустойчивость решений системы уравнений.

В моделях Лотки-Вольтерра решения могут носить циклический характер, что соответствует практике взаимодействия процессов. Рассмотрим систему двух процессов: производство продукции А и производство продукции Б. Рост объёмов производства А ведёт к сокращению ресурсов на производство продукции Б. Вызванный этим дефицит продукции Б приводит к увеличению объёмов его производства, что в свою очередь способствует сокращению ресурсов на производство А. Такая взаимозависимость процессов требует от руководства системных решений в плане обеспечения постепенного развития всех процессов организации одновременно, иначе будет резко снижаться уровень конкурентоспособности.

УДК 658.562

САМООЦЕНКА ПО КРИТЕРИЮ «УДОВЛЕТВОРЁННОСТЬ ПЕРСОНАЛА»

Исаева А. А., Лобанкина А. В.

Научный руководитель: Ключков Ю. С., д-р техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Цель исследования – развитие процедур самооценки систем менеджмента качества. Методика проведения исследования – экспертный анализ. Анализ результатов показал, что повышение уровня мотивации персонала привело к повышению уровня конкурентоспособности продукции.



Рис. 1. Дерево процесса оценки удовлетворенности

Главная задача внутреннего маркетинга заключается в достижении удовлетворенности и лояльности персонала этой организации.

Кадровый аспект лояльности включает в себя работу по формированию корпоративной культуры, решению вопросов по соотношению оплаты труда с фактическим уровнем физических и умственных затрат и практической значимостью деятельности специалиста, подбор, расстановку и обучение кадров. Процедура «Менеджмент персонала» будет распространяться на следующие области:

- определение требований к персоналу;
- подбор и оценка персонала;
- адаптация персонала;
- обучение и повышение квалификации персонала;
- аттестация персонала.

Социально-психологический аспект лояльности включает в себя учёт личностных факторов при подборе персонала, контроль состояния психологического климата в коллективе, формирование командного духа и т.д.

Аспект безопасности включает в себя выявление и пресечение фактов нелояльности персонала, мониторинг информационных систем и ресурсов с целью выявления несанкционированных действий отдельных сотрудников внутри фирмы, пресечение попыток внешних контрагентов нанести экономический ущерб организации с использованием её кадрового потенциала, а также положения и элементы системы управления охраной труда.

УДК 658.562

НЕСООТВЕТСТВИЯ В ПРОЦЕДУРЕ УСТАНОВКИ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ НА НОВЫЕ АВТОМОБИЛИ

Исаева А. А., Клейменова О. С.

Научный руководитель: Ключков Ю. С., д-р техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Цель исследования – совершенствование процедуры установки дополнительного оборудования. Методика проведения – экспертный анализ. Анализ результатов показал, что отсутствует технология оценки совместимости систем дополнительного оборудования, что снижает уровень удовлетворенности потребителя автомобилем.



Рис. 1. Вид механического блокиратора

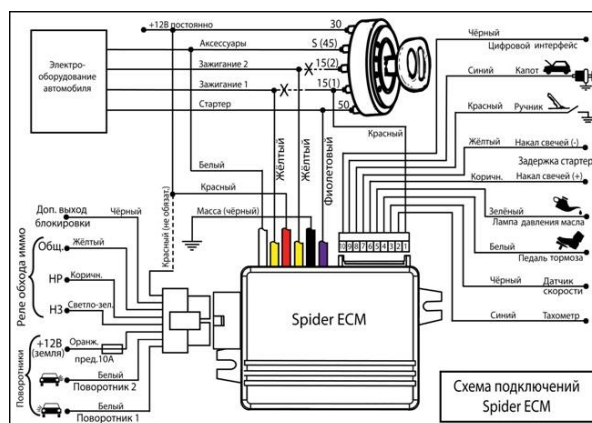


Рис. 2. Модуль дистанционного запуска

При покупке автомобиля потребитель всегда устанавливает дополнительные опции, стараясь повысить защищенность автомобиля от угона, привлекательность и комфортность машины. Было замечено, что при установке на автомобиль с механической коробкой передач механического блокиратора коробки (рис. 1) невозможно осуществить функцию запуска автомобиля дистанционно (рис. 2), так как при этом положение коробки передач соответствует включённой задней передаче, что не было учтено дилером. Рекомендовано разработать математическую модель положения приборов и агрегатов автомобиля для поиска потенциальных конфликтов при установке нового оборудования.

УЧЁТ И АНАЛИЗ ЗАТРАТ НА КАЧЕСТВО

Катина М. А.

Научный руководитель: Ключков Ю. С., д-р техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Обеспечение результативности СМК в соответствии с методологией управления экономикой качества обеспечивает возможность идентификации, текущего контроля и занесения в отчёт процессов и связанных с ними затрат; даёт организации возможность идентификации текущего контроля и занесения данных в специализированные формы отчётов.

Классификация затрат на качество – одна из главных задач, от правильного решения которой зависит определение их состава и требований к организации, учёта, анализа и оценки.

Для того, чтобы сделать вывод о затратах предприятия и проследить за результатами, полученными от этих затрат, необходимо рассмотреть деятельность хотя бы одного отдела и определить статьи затрат.

Рассмотрим разделение затрат на соответствие и на несоответствие. В международных стандартах на системы качества отмечается, что затраты, связанные с качеством, калькулируются (классифицируются) внутри организации согласно её собственным критериям. Сотрудниками отдела самостоятельно перечисляются внутренние статьи затрат на соответствие (например, затраты на обучение, заработная плата, работа с нормативной документацией, затраты, связанные с аудитом и т.д.) и на несоответствие (например, затраты, необходимые для устранения замечаний и отклонений, затраты, связанные с болезнью персонала.). Для более детального рассмотрения в каждой категории необходимо указать описание затрат, описание отклонений/замечаний, время, необходимое для устранения отклонений/замечаний и, соответственно, стоимость каждого действия. Для упрощения работы данные сводятся в таблицы, введены списки работников, экспертами классифицируются замечания (но со временем этот классификатор может меняться, т.к. могут появиться новые замечания либо исключаться некоторые, ранее существовавшие), вводятся формулы для расчёта затрат рабочего времени в денежном эквиваленте. Анализируя полученные данные, можно разработать план действий по устранению несоответствий, связать это с рабочим временем и определить, соответственно, необходимые затраты, как показано на примере (рис. 1).

затраты на СООТВЕТСТВИЕ													
Обучение		Работа с ЦД											
ФИО	стоимость	вид	Описание	Ед. изм.	Кол-во	стоимость	Описание	Кол-во рабочих часов	стоимость	вид	кол-во часов	стоимость	
Почуйкин А.Е.	18000	корректирование	СТО 00.013-2011	н. ч.	1	200	разработка календаря дежурств	4	409,09	Внутр. аудит	1	500	
Шенюкова У.М.	35000	разработка	СТО 01.035-2012	н. ч.	20	10000	предложения по внедрению новых методов	3	340,91	Внутр. аудит	1	500	
Шибено И.А.	22000	корректирование	СТО 11.009-2007	н. ч.	10	2000			0,00	Внутр. аудит	1	500	
Алексеев О.В.	15000								0,00	Внутр. аудит	1	500	
Копытаская И.А.	15000								0,00	Внутр. аудит	1	500	
Христинкин В.Ф.	10000								0,00				
Ромаданов И.И.	35000	корректирование	СТО 07.012-2011	н. ч.	5	1000	внедрение новых методов	12	1704,55	Работа с внеш. ауд.	12	1200	
Почуйкин А.Е.		корректирование	СТО 28.007-2011	н. ч.	3	600	внедрение новых методов	10	1136,36	Работа с внеш. ауд.	3	300	
Шенюкова У.М.		печать	календарь дежурств	стр.	2	20			0,00				
Почуйкин А.Е.									0,00				
Итого: 92000						118000			3992			3000	

Рис. 1. Пример оформления данных исследования в Microsoft Office Excel

Таким образом, по итогам исследований можно утверждать, что ресурсы предприятия расходуются объективно/необъективно, что приводит, соответственно, к высокой/низкой эффективности СМК, а, используя разработанный план действий, направленных на улучшение, затраты на несоответствие реально снизить до минимума.

УДК 621.961.2

К ВОПРОСУ ОБРАЗОВАНИЯ СОЕДИНИТЕЛЬНЫХ УЗЛОВ В ОБШИВКАХ ТРЁХСЛОЙНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Каширский Д. А., Хоробрых М. А., Кудрявцев О. Б.

Научный руководитель: Вашуков Ю. А., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Повышение эффективности современной аэрокосмической техники неразрывно связано с поиском и реализацией новых конструктивно-технологических решений. Одним из важных направлений в этом поиске в конструкциях оболочечного типа является создание и всё более широкое применение трёхслойных конструкций. Их эффективность связана, в первую очередь, с высокой относительной жёсткостью и несущей способностью. Одной из важных задач при проектировании изделий с сотовым заполнителем является соединение с другими элементами конструкций. Это связано с тем, что трёхслойные конструкции не выдерживают высокие сосредоточенные нагрузки, характерные для механических точечных соединений [1, 2, 3]. Кроме того, при неправильном выборе конструкции стыковочных элементов собранный агрегат может не выдержать расчётных нагрузок или будет тяжелее агрегата, изготовленного из панелей другого типа.

Наиболее распространенными технологическими способами образования соединений являются заливка крепежного элемента грунтовкой [4, 5], а также образование телескопического соединения. Вместе с тем, соединения, полученные этими способами, обладают повышенной массой за счёт наличия грунтовки и более толстых (в два раза) стенок вкладышей при телескопической конструкции крепежного элемента. Кроме того, в отличие от телескопического соединения, способ заливки крепежного элемента грунтовкой относится к средненагруженным видам соединения, которые не позволяют полностью использовать прочностные характеристики материала обшивок и заполнителя сотовой панели при статическом и знакопеременном нагружении.

В работе предложен ряд способов, позволяющих повысить эффективность конструкций, увеличить несущую способность силовых точек и устойчивость к деформациям, снизить их массу. Разработанные конструкции силовых точек и способы их образования позволяют поглощать поперечные силы, распределяя их по большему участку. Проведены исследования разработанных способов, позволяющие их использование в современных авиационных конструкциях.

Библиографический список

1. Сироткин О. С., Гришин В. И., Литвинов В. Б. Проектирование, расчет и технология соединений авиационной техники. -М.: Машиностроение, 2006. - 331 с.
2. Братухин А. Г., Иванова Ю. Л. Современные технологии авиастроения. - М.: Машиностроение, 1999. - 832 с.
3. Научно-популярный журнал «Композитный мир». - №1. - 2010 (28). - С. 12.
4. Ендогур А. И. Сотовые конструкции. Выбор параметров и проектирование. – М.: Машиностроение, 1986. – 199 с.
5. Семин М. И., Стреляев Д. В. Расчёты соединений элементов конструкций из композиционных материалов на прочность и долговечность. – М.: МГАТУ «ЛАТМЭС», 1996. – 288 с.

НОВЫЙ ПОДХОД К FMEA-АНАЛИЗУ

Кукушкина Е. А.

Научный руководитель: Ключков Ю. С., д-р техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Цель исследования – совершенствование процедуры оценки рисков в системах менеджмента качества. Методика проведения исследований – экспертная оценка рисков. Результаты анализа показали, что в ряде случаев при оценке риска необходимо учитывать влияния несоответствий, причин и последствий друга на друга, при этом, возможно, изменятся частота возникновения и/или возможность обнаружения. Для решения задачи FMEA-анализа зависимых событий необходимо экспертам дополнительно оценить изменение возможности обнаружения и частоты возникновения. В таблице 1 показан пример оценки изменения частоты возникновения.

Таблица 1 FMEA-анализ

Данное событие произошло			Оценка изменения вероятности возникновения данных событий с учётом произошедших событий (О) 0 – вероятность не изменится или уменьшится 1 – увеличится на 10% 2 – увеличится на 20%						
			Нарушение технологического графика	Нарушения, связанные с буксировкой и установкой ВС на место стоянки				Нарушение центровки, правил размещения и крепления почты и груза в грузовых помещениях ВС	
Вид потенциального несоответствия	№	Потенциальная причина или механизм	Отказы и аварии спецтехники/наземного оборудования	Нарушение технологических инструкций	Нехватка знаний/опыта	Отсутствие руководства подъезда/отъезда к ВС спецтехники	Неисправность спецтехники	Позднее оформление сопроводительной документации груза/почты	Недостаточная подготовка
			1.1.	2.1.	2.2.	2.3.	2.4.	3.1.	3.2.
Нарушение технологического графика	1	Отказы и аварии спецтехники/наземного оборудования	0	1	0	0	0	0	0

В том случае, если анализ проводится по несоответствиям, формулы расчёта зависимого и совместного ПЧР следующие:

$$ПЧР^{3.н.} = \max(S_1^{3.н.} \dots S_i^{3.н.}) \cdot O^{3.н.} \cdot D^{3.н.},$$

где $ПЧР^{3.н.}$ – приоритетное число риска зависимого несоответствия; $S_i^{3.н.}$ – значимость i -го последствия, к которому может привести рассматриваемое несоответствие; $O^{3.н.}$ – частота возникновения зависимого несоответствия (при условии, что оказывающее влияние несоответствие произошло); $D^{3.н.}$ – возможность обнаружения зависимого несоответствия (при условии, что оказывающее влияние несоответствие произошло).

Расчёт приоритетного числа риска двух зависимых несоответствий может быть осуществлен по предложенной формуле:

$$ПЧР^{с.н.} = ПЧР_{н.н.} + ПЧР^{3.н.},$$

где $ПЧР^{с.н.}$ – приоритетного числа риска двух зависимых несоответствий;

$ПЧР^{3.н.}$ – приоритетное число риска зависимого несоответствия;

$ПЧР_{н.н.}$ – приоритетное число риска оказывающего влияние несоответствия (берётся из классического FMEA-анализа).

Усовершенствована методика анализа рисков на основе развития процедуры FMEA за счёт оценки несоответствий, их причин и последствий, как независимых нежелательных событий, так и во взаимосвязи.

УДК СГАУ: 658.562(075)

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТОВ ВЕСОМОСТИ ЕДИНИЧНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ КАЧЕСТВА АВИАЦИОННОЙ ПРОДУКЦИИ МЕТОДОМ КОРРЕЛЯЦИОННО-РЕГРЕССИОННОГО АНАЛИЗА

Куница А. В.

Научный руководитель: Чекмарёв А. Н., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В настоящее время задача повышения качества продукции стала одной из главных как в нашей стране, так и за рубежом. Значимость этой проблемы ещё больше возрастает при вступлении России в ВТО.

Теория определения коэффициентов весомости синтезирует теоретические достижения целого комплекса научных направлений, связанных с проблемами принятия решений, планирования, проектирования, моделирования и управления.

Цель: определение коэффициентов весомости единичных показателей качества авиационной продукции методом корреляционно-регрессионного анализа.

Методы определения коэффициентов весомости:

- Метод предельных и номинальных значений.
- Метод эквивалентных соотношений.
- Метод стоимостных регрессионных зависимостей.
- Экспертный метод.
- Стоимостный способ.

Однако недостаточно рассмотрены вопросы о корреляционно-регрессионном анализе.

В данной работе рассматривается корреляционно-регрессионная зависимость между выбранными показателями, которая устанавливается поэтапно. Сначала отбираем статистические данные по всей номенклатуре показателей, затем составляем уравнение регрессии и вычисляем коэффициенты регрессии для линейных моделей по формуле

$$Q = a_0 + a_1 q_1 + \dots + a_n q_n,$$

где Q – комплексный показатель качества.

Если комплексный показатель имеет нелинейную зависимость от единичных показателей, то выражение будет иметь вид:

$$Q = 10^{a_0} q_1^{a_1} q_2^{a_2} \dots q_n^{a_n}.$$

Целью расчётов является определение значений свободного члена уравнения и коэффициентов при единичных показателях качества.

В завершение нужно оценить точность полученного уравнения.

Библиографический список

1. Андриянов, Ю. М. Квалиметрия в приборостроении и машиностроении/ Ю. М. Андриянов, А. И. Субетто. - Л.: Машиностроение, 1990. - 216 с.
2. Чекмарёв, А. Н. Квалиметрия и управление качеством. Ч.1. Квалиметрия: учеб. пособие/А. Н. Чекмарёв. – Самара: Изд-во СГАУ, 2010. – 172 с.
3. Фейгенбаум, А. Контроль качества продукции/ А. Фейгенбаум; пер. с англ. – М.: Экономика, 1986. – 326 с.

QFD-АНАЛИЗ ДЛЯ АУТСОРСЕРА

Кутепова Ю. Г.

Научный руководитель: Ключков Ю. С., д-р. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Цель исследования – повышение результативности QFD-анализа в условиях деятельности аутсорсинговых организаций. Методика проведения исследований – экспертные оценки, квалиметрический анализ качества продукции аутсорсера. Анализ результатов показал, что для адекватного транслирования требований потребителя аутсорсеру необходимо изменить процедуру проведения QFD-анализа и методику построения Дома Качества. Применение QFD-анализа для решения вопросов формирования требований от потребителя к производителю позволило решить вопрос недостаточной компетенции потребителя в вопросах разработки продукции производителем. При взаимодействии производителя с аутсорсером применение QFD-анализа поможет решить ту же проблему.



Рис. 1. Модель формирования требований к продукции аутсорсера

Таким образом, перечень показателей качества объекта оценки и их коэффициенты весомости формируются на двух уровнях – потребителя и производителя, с учётом аутсорсера, то есть существует две условных группы показателей качества: показатели качества потребителя; показатели качества производителя. Базовая модель Дома Качества может распадаться на несколько моделей, имеющих часть общих требований, но отличающихся рядом параметров, принципиально влияющих на соответствие продукта предъявляемым к нему требованиям. Таким образом, мы получаем дополнительные требования, которые потребителю неизвестны, но обязательны к выполнению аутсорсером. Тем самым часть характеристик продукции производителя переходят в раздел требований Дома Качества аутсорсера. На рис. 1 представлена модель формирования элементов Дома Качества с учётом предприятия-аутсорсера.

УДК 658.562

ОЦЕНКА ВЕРОЯТНОСТИ ПОТЕРИ ПОТРЕБИТЕЛЯ

Ларюшкина Д. Д.

Научный руководитель: Ключков Ю. С., д-р техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Цель исследования – совершенствование процедур взаимодействия с потребителем. Методика проведения – квалиметрический анализ. Анализ результатов показал, что вероятность потери потребителя зависит от уровня качества продукции, «скорости» производства и уровня номенклатуры.

Для реализации этой методики необходимо выявить основные требования потребителя к производимой продукции, оценить важность выполнения каждого требования и степень его реализации по десятибалльной шкале. Для выполнения этой задачи проведём опрос среди группы потребителей, куда входят частные предприниматели, физические и юридические лица. После выявления разницы между степенью важности того или иного требования для потребителя и его реализацией необходимо выявить причины, в результате которых такая разница возникает. Эта задача решается методом мозгового штурма, который проводится экспертной группой.

После проведения оценки величин рисков необходимо составить отчёт для высшего руководства с целью последующего анализа ситуации и, по необходимости, принятия предупреждающих действий. Для составления отчёта в качестве примера возьмём такую группу заказчиков, как юридические лица. В отчёте должна быть указана вероятность потери каждого клиента в зависимости от величин рисков.

Величину риска предлагается определять по следующей формуле:

$$F_i = B_i \cdot (10 - P_{ni}) / 100,$$

где B_i – важность i -го требования, установленная потребителем;

P_{ni} – степень реализации i -го требования, подтверждённая потребителем.

Для определения вероятности потери клиента рассмотрим следующую шкалу, которая имеет три зоны:

- зеленую с диапазоном значений $[0 - 0,3]$ и обозначающую минимальную вероятность потери клиента;
- жёлтую с диапазоном значений $(0,3 - 0,51)$ и обозначающую повышенную вероятность потери клиента;
- красную с диапазоном значений $[0,51 - 1]$ и обозначающую повышенную вероятность потери клиента.

Попадание в ту или иную зону определяется следующими критериями.

Если существует величина риска более 0,3 хотя бы по одному показателю, то вероятность потери клиента повышенная (жёлтая зона);

Если существует хотя бы одна величина риска, превосходящая 0,51, то вероятность потери клиента высокая (красная зона);

Если существует три и более величин рисков в жёлтой зоне, то вероятность потери клиента приравнивается к 0,51.

В результате численное значение вероятности потери клиента будет приравниваться к наибольшей величине риска.

С целью недопущения высоких рисков потери клиента необходимо определить зоны его максимальной удовлетворённости.

УДК 519.217.7

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ ЛОКАЛЬНЫХ ТРЕНДОВ СТАЦИОНАРНОГО ВРЕМЕННОГО РЯДА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА МОНТЕ-КАРЛО

Масленникова А. С.

Научный руководитель: Плотников А. Н., канд. техн. наук., доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королева (национальный исследовательский университет), г. Самара

Серии во временном ряду (последовательной выборке), представляющие собой группы подряд стоящих индивидуальных значений, расположенных по одну сторону от медианы или образующих монотонную последовательность – трендовые серии, имеют отчетливую спектральную структуру с устойчивой воспроизводимостью. Указанные структуры проявляются, в том числе, в результатах статистических экспериментов Монте-Карло.

При этом предельная форма распределения максимальной трендовой серии обладает довольно неожиданным свойством, которое можно назвать «парадоксом вырождения». Этот парадокс заключается в том, что при неограниченном возрастании длины последовательности n длина максимальной трендовой серии перестает быть случайной, т.е. распределение вырождается. При этом с дальнейшим возрастанием n эта изолированная мода расщепляется на две, и вторая мода, постепенно возрастая, сравнивается с первой. Затем вторая мода поглощает первую, и этот процесс закономерно циклически повторяется. При умеренно больших n этот эффект проявляет себя в виде апериодических колебаний дисперсии и моментов более высокого порядка.

Анализ сходимости по вероятности показывает, что длина максимального тренда во временном ряду белого шума при $n \rightarrow \infty$ лишь конечное число раз может выйти за границы множества четырёх подряд стоящих значений. В фазе двойной симметричной моды множество практически реализуемых значений сокращается до трёх. Очевидным и очень важным для практических приложений следствием является справедливость указанных результатов для последовательной выборки из совокупности с любым непрерывным распределением.

Таким образом, длина максимальной трендовой серии в большой последовательной выборке становится величиной, закономерно возрастающей с увеличением объёма выборки. Тем самым она не только является надёжным критерием случайной выборки, но и, как представляется, может послужить ключом к объяснению некоторых, ещё не до конца понятых закономерностей в реальных стохастических процессах, в частности, в процессах диффузии и им подобных.

Непосредственным практическим применением полученных результатов в области информационных технологий представляется совершенствование (главным образом тестирование) алгоритмических генераторов псевдослучайных чисел, составляющих основу методов Монте-Карло, а также служащих основным инструментом в обеспечении информационной безопасности.

Библиографический список

1. В. А. Барвинок, В. И. Богданович, А. Н. Плотников. К вопросу о предельном распределении серий в случайной двоичной последовательности// Вести. Сам. гос. техн. ун-та. Сер. Физ.-мат. науки. 2012. № 4 (29). С. 56-71. [Barvinok V.A., Bogdanovich V.I., Plotnikov A.N. On the spectral structure of the series in sequential sampling for stationary process// Obozr. Prikl. Promyshl. Matem., 2010. Vol. 17, no 3. Pp. 382-384].

2. An introduction to probability theory and its applications. Vol. 1. New York: Wiley & Sons, 1968. 509 pp.; русск. пер.: Феллер В. Введение в теорию вероятностей и её приложения. Т. 1. М.: Мир, 1984. 409с.

3. Knuth D. The Art of Computer Programming. Vol. 2: Seminumerical Algorithms. Reading, Massachusetts: Addison-Wesley, 1997. xiv+762 pp.; русск. пер.: Кнут Д. Искусство программирования. Т. 2: Получисленные методы. М.: Вильямс, 2007. 832с.

УДК 658.562

РАЗВИТИЕ ПРОЦЕДУРЫ «АНАЛИЗ СО СТОРОНЫ РУКОВОДСТВА» НА ПРИМЕРЕ ФАКУЛЬТЕТА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Несоленов В. В.

Научный руководитель: Клочков Ю. С., д-р техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Цель исследования – совершенствование системы менеджмента качества СГАУ. Методика проведения исследования – экспертный анализ. Анализ результатов показал, что для построения эффективной системы менеджмента качества СГАУ необходимо развивать электронный документооборот.

В данной работе разработан шаблон отчёта «О результативности (функционировании) процессов системы менеджмента качества» кафедр, который представлен в электронном виде. Он необходим при составлении отчёта для упрощения работы уполномоченному по качеству на кафедре.

В результате внедрения предлагаемых мероприятий мы получаем:

- сокращение трудоёмкости составления отчётов;
- снижение количества ошибок при составлении отчёта;
- высвобождение времени у специалистов высшей квалификации для осуществления педагогической деятельности.

Таблица 1. Классификатор несоответствий, корректирующих и предупреждающих действий

Несоответствие/ потенциальное несоответствие	Причина	Меры по обнаружению	Корректи- рующие действия	Предупреж- дающие действия
Неадекватная оценка текущего контроля знаний обучающихся	Конфликт из-за неадекватной оценки между преподавателем и студентом	Оценка корреляции с другими схожими предметами	Тестирование экзаменацион- ное	Тестирование для самоконтроля
Нарушение регламента и меха- низма реализации учебного процесса со стороны ППС	Отсутствует оценка требований ГОС и современных тенденций развития специальности	Взаимные посещения	Разработка УМКД	Разработка УМКД

В данной работе разработан классификатор несоответствий и возможных корректирующих и предупреждающих действий, который представлен в таблице 1. Он необходим при составлении отчета для упрощения работы ответственному и уполномоченному по качеству на кафедре, так как они не имеют соответствующей квалификации в области системы менеджмента качества. В дальнейшем, в процессе выявления и анализа несоответствий, классификатор может меняться и дополняться.

УДК 658.562

ИНТЕГРАЦИЯ ПРОЦЕДУРЫ «УПРАВЛЕНИЯ ЗНАНИЯМИ» В ISO 9001

Никишев Р. О.

Научный руководитель: Ключков Ю. С., д-р техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Цель исследования – повышение уровня интеграции требований ISO 9001 с требованиями других международных и отраслевых стандартов. Методика проведения исследований – экспертные оценки. Анализ результатов показал, что стандарт ISO 9001, основанный на методе запаздывающей стандартизации, не позволяет адекватно учитывать современные требования развития менеджмента качества.

Так, например, в стандартах одного из конкурентов авиаперевозок Российских железных дорог существует требование по управлению знаниями, что позволяет им иметь соответствующее конкурентное преимущество.

Поскольку система управления знаниями является сложной системой, то управление ею в работе рассмотрено на основе эволюционного подхода, самоорганизации и регламентного управления. Рассматривается три вида самоорганизующихся процессов в системе управления знаниями организации.

Первый – это возникновение системы управления знаниями, т.е. формирование из некоторой совокупности объектов новой специфической системы со своими особыми закономерностями. Это использование одного из трёх типов управления: когнитивно-трансферного, когнитивно-алгоритмического, когнитивно-креативного.

Второй – процессы, поддерживающие существование профессиональных сообществ, сообществ бизнес-партнеров и внутренних групп обучения.

Третий тип связан с саморазвитием системы управления знаниями с формированием в ней творческих групп. Самоорганизация и регламентное управление взаимосвязаны таким образом, что процессы управления знаниями вначале зарождаются внутри коллектива, когда возникает производственная необходимость во внутреннем обмене знаниями или генерации идей, а затем регламентируются руководством, давая возможность их мотивированному и управляемому развитию.

На основе регламентного управления задаются сроки, этапы управления знаниями, мотивация. Самоорганизация в управлении знаниями – это координация его участников, их взаимное приспособление, которые возникают в ходе эволюции организации, коллективное творчество, открытое партнерское взаимодействие. Процессы эффективной самоорганизации управления знаниями не возникают сами по себе, для их развития необходимо создание благоприятной внутренней среды, как и мягкое регулирование самоорганизационных процессов управления знаниями.

Руководство организации должно стремиться к совершенствованию информационного обеспечения; к использованию контрактов, ограничивающих использование знаний ресурсов организации в личных целях; к формированию эффективной структуры собственности и гарантий прав собственности; к выбору форм координации знаний с учётом специфичности инвестиций и возможной полноты контрактов; к созданию системных предпосылок для эффективного добросовестного партнерства; к внедрению механизмов контроля, обеспечивающих "автоматическую" реакцию на антиорганизационное поведение.

УДК 658.562

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ УДОВЛЕТВОРЁННОСТИ И ЛОЯЛЬНОСТИ

Петров К. Г.

Научный руководитель: Ключков Ю. С., д-р техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Цель исследования – оценка степени связи показателей удовлетворённости и лояльности потребителей. Методика проведения исследований – квалиметрический анализ уровня качества продукции. Анализ результатов показал, что уровень лояльности появляется только в том случае, когда удовлетворённость продукцией составляет не ниже 70% в течение многократного использования одного типа продукции.

Чаще всего связь между лояльностью и удовлетворённостью, существование которой осознается интуитивно, наблюдается только при высокой удовлетворённости. На рисунке 1 видно, что 95% потребителей, отметивших «отлично» и «очень удовлетворён» (верхние квадраты), впоследствии остаются лояльными, по сравнению со всего лишь 65% лояльных потребителей от тех из них, кто отметил «хорошо» и «удовлетворительно». Таким образом, удовлетворённые в большей степени потребители с гораздо большей вероятностью становятся лояльными, чем удовлетворенные в малой.

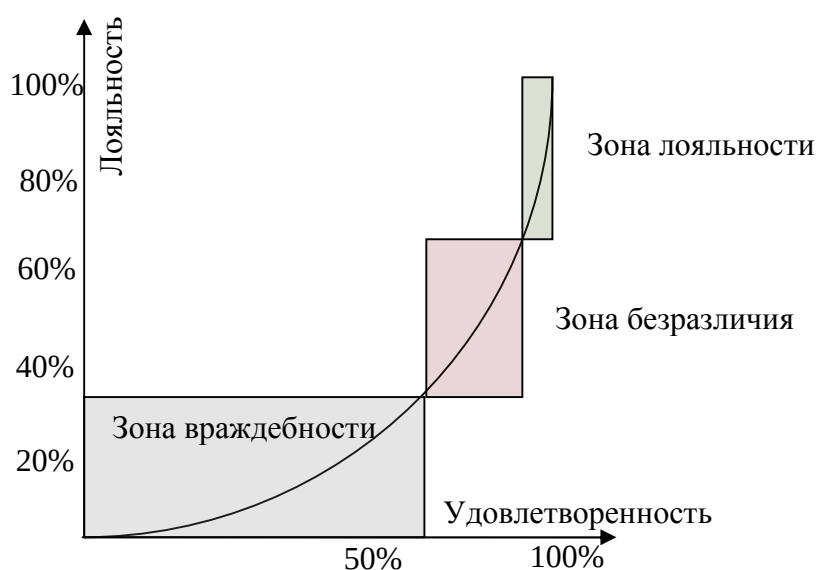


Рис. 1. Связь удовлетворенности и лояльности

Как ясно из вышесказанного, лояльность приобретается потребителями по результатам оценки качества продукции, но с развитием менеджмента качества и внедрением принципа «процессный подход» можно утверждать, что качество продукции есть интегральная характеристика, получаемая за счёт действующих на предприятии процессов. Кроме того, с развитием аудита потребителя, открытых тендеров потребитель получил возможность самостоятельно оценивать уровень качества процессов. А в случаях, например, производства техники военного назначения (наличие военного представителя), монтажа или технического обслуживания (на территории потребителя) потребитель непосредственно находится на производственной площадке.

УДК 621.751

**ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ТЕРМОПЛАСТИЧЕСКОГО УПРОЧНЕНИЯ
ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОКАЗАТЕЛЕЙ КАЧЕСТВА ПОВЕРХНОСТНОГО
СЛОЯ ДЕТАЛЕЙ ГТД**

Прийдун О. А.

Научный руководитель Вишняков М. А., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королева (национальный исследовательский университет), г. Самара

Метод термопластического упрочнения (ТПУ) является одним из технологических методов упрочняющей обработки, направленных на повышение служебных характеристик деталей ГТД путём формирования в поверхностном слое необходимых показателей качества. Указанный метод состоит из двух основных этапов: нагрева детали до температуры начала термопластической деформации и ускоренного охлаждения её поверхностей. Его преимуществом над традиционными методами ППД является создание в поверхностном слое детали благоприятной эпюры сжимающих остаточных напряжений при минимальном уровне пластической деформации. Последнее является особенно важным, поскольку, как показали исследования, наклёп может оказывать негативное влияние на сопротивление усталости деталей, работающих в условиях повышенных температур и знакопеременных нагрузок.

Одним из наиболее важных параметров метода ТПУ является величина и глубина залегания остаточных напряжений в поверхностном слое детали, которые существенно зависят от температуры нагрева и скорости охлаждения.

Определение минимальной температуры начала термопластических деформаций осуществляется с помощью графоаналитического метода. Максимальная температура ТПУ ограничивается условием отсутствия фазово-структурных превращений в материале детали. Имеющийся опыт показал, что наиболее интенсивно процесс ТПУ происходит в условиях душевого охлаждения водой при соответствующем давлении. С целью установления оптимального значения температуры нагрева при ТПУ производился выбор температурного диапазона с последующим термопластическим упрочнением (при каждой температуре диапазона) образцов и исследование в них остаточных напряжений. Аналогичный подход использовался при установлении условий наиболее эффективного охлаждения. Предпочтение отдается тому режиму нагрева и ускоренного охлаждения, который обеспечивает более высокие значения величины и глубины залегания сжимающих остаточных напряжений.

Результаты определения оптимальных величин температуры нагрева и давления охлаждающей жидкости для образцов из титанового сплава ВТ9 показали, что указанным выше условиям удовлетворяет следующий режим ТПУ: температура нагрева $T = 900^{\circ}\text{C}$; давление охлаждающей жидкости $P = 0,6 \text{ МПа}$. При указанном режиме упрочнения образцов толщиной 2-2,5 мм наибольшие значения сжимающих остаточных напряжений располагаются непосредственно на поверхности и составляют $\sigma_0 = 680\text{-}700 \text{ МПа}$ при глубине залегания 200-220 мкм.

УДК 519.217.7

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ СЕРИЙ СТАЦИОНАРНОГО ВРЕМЕННОГО РЯДА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА МОНТЕ-КАРЛО

Семендеева И. Е.

Научный руководитель: Плотников А. Н., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Метод Монте-Карло используется для решения задач в различных областях физики, химии, математики, экономики, оптимизации, теории управления и др. В Лос-Аламосе предположили, что можно использовать связь между стохастическими процессами и дифференциальными уравнениями «в обратную сторону». Они же предложили использовать стохастический подход для аппроксимации многомерных интегралов в уравнениях переноса, возникших в связи с задачей о движении нейтрона в изотропной среде.

Одним из основных исходных понятий в приложениях теории вероятностей является понятие «случайная выборка» (из генеральной совокупности). При этом категория случайности, строго определяемая как равновероятность попадания в выборку каждого из значений генеральной совокупности при постоянстве последней, зачастую интерпретируется как отсутствие какой бы то ни было закономерности в последовательности выборочных значений, то есть как хаотичная последовательность. Однако это не совсем так и при ближайшем рассмотрении случайность, а именно равновероятность, обнаруживает признаки закономерности столь же объективного и неотвратимого характера, как и общеизвестные детерминированные законы природы.

Одним из проявлений закономерностей в случайной последовательности является образование в ней по мере возрастания длины характерных структур (структурных инвариантов), которые представляются интересными с точки зрения возможных приложений и могут служить критериями случайности.

Известными элементами таких структур являются инверсии, циклы и серии.

Далее речь пойдет о некоторых результатах, касающихся более детальной структуры серий. Прежде, видимо, следует в двух словах повторить преобразования, позволяющие установить связь между последовательной выборкой и классической теорией серий.

Серией в двоичной последовательности, однозначно определяемой исходной выборкой, является группа последовательных точек одного знака. Причем, следуя В. Феллеру, определим серию как рекуррентное событие. Например, отрезок последовательности ...0111110... одновременно содержит 5 серий «1» (успехов) длиной 1, 2 серии длиной 2 и по 1-ой серии длиной 3, 4 и 5. Такое определение серий позволяет использовать аналитический аппарат теории рекуррентных событий, являющейся, в свою очередь, частным случаем теории восстановления.

Рассмотрим последовательную выборку непрерывной случайной величины. Для каждого выборочного значения очевидно существуют два и только два равновозможных и взаимоисключающих положения относительно медианы ($>/<$). Причем положения всех значений (точек) независимы в совокупности, следовательно, закон их чередования идентичен закону чередования исходов опытов с симметричной монетой.

Серии положений точек относительно медианы, таким образом, являются сериями успехов в последовательности испытаний Бернулли с вероятностью успеха $p=1/2$.

Для каждой пары соседних точек существуют также два равновозможных отношения порядка (два знака последовательной разности). Однако последовательные разности уже не являются независимыми. Любые две соседние последовательные разности коррелированы с коэффициентом $p = -1/2$. Применительно к опытам с монетой можно представить дело таким образом, что монета «запоминает» предыдущий исход и с вероятностью $1/3$ воспроизводит его в следующем опыте. Соответственно с вероятностью $2/3$ реализуется альтернативный результат.

Как показывают результаты исследований, отличие в структурах серий разных типов лишь количественное, заключающееся в различии рядов средних и дисперсий. Очевидно, что точно такой же вид имеет распределение числа серий «неудач». При этом число, а точнее поток серий, имеет отчетливую спектральную структуру. Количество различных спектральных полос и их контрастность возрастают пропорционально $\sqrt{n}$. Такое свойство структуры серий позволяет установить надёжный критерий случайности – отсутствие инверсий среди спектральных линий контрастных полос. Или, другими словами, наличие хотя бы одной инверсии в спектре числа серий можно обоснованно интерпретировать как искусственное упорядочение последовательной выборки.

Библиографический список

1. Плотников А. Н. Об одном парадоксе закона больших чисел для максимальных серий в последовательной выборке // Известия Самарского научного центра РАН, 2009. Т. 11, №5. С. 122-126. [Plotnikov A.N. On the paradox of the law of large numbers for the maximum series in sequential sampling // Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN, 2009. Vol. 11, no.5. Pp. 122-126].

2. An introduction to probability theory and its applications. Vol. 1. New York: Wiley & Sons, 1968. 509 pp.; русск. пер.: Феллер В. Введение в теорию вероятностей и её приложения. Т. 1. М.: Мир, 1984. 409с.

3. Knuth D. The Art of Computer Programming. Vol. 2: Seminumerical Algorithms. Reading, Massachusetts: Addison-Wesley, 1997. xiv+762 pp.; русск. пер.: Кнут Д. Искусство программирования. Т. 2: Получисленные методы. М.: Вильямс, 2007. 832с.

УДК 629.7

УПРАВЛЕНИЕ РИСКАМИ В СИСТЕМАХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТОВ ВС В РЕЖИМАХ RVSM

Токарева О. Е., Петрова М. К.

Научный руководитель: Куклев Е. А., д-р техн. наук, профессор
ФГБОУ ВПО «Санкт-Петербургский государственный университет
гражданской авиации», г. Санкт-Петербург

Рассматриваются системы типа SMS, с помощью которых возможно оперативное управление параметрами текущих ситуаций в режимах RVSM и проактивное назначение показателей TLS в задачах с редкими событиями.

Целью работы является поиск путей совершенствования систем обеспечения безопасности на воздушном транспорте, что связано с проведением соответствующих разработок в научной сфере по RVSM (здесь RVSM – обозначение режимов полёта воздушных судов (ВС) на суженных эшелонах, ОрВД – организация воздушного движения). В связи с этим рассматриваем ситуацию, которая произошла 2 июля 2002 года: в небе над Германией столкнулись Ту-154М компании «Башкирские авиалинии» и транспортный самолет «Боинг-757» американской почтовой авиакомпании DHL. Погиб 71 человек, в том числе 52 ребенка.

В области развития технических и технологических подходов реализации RVSM необходимо создание средств компенсации последствий от поражающих воздействий внешней среды на объекты и системы инфраструктур воздушного транспорта. Главным является разработка принципов и методов оценивания уровня безопасности полётов ВС и решение проблемы «safety» при редких событиях.

Основу подхода к оцениванию степени совершенствования систем обеспечения безопасности составляют следующие два принципа регулирования деятельности на транспорте:

- мониторинг состояния системы с использованием соответствующих расчётных и инструментальных процедур и технических средств («принцип мониторинга»);
- «управление безопасностью», а также принципы профилактики происшествий путём прогнозирования рисков «катастроф», инцидентов и конфликтов при RVSM, возможных на основе процедур "упреждения".

Эффективность управления ВС по RVSM, как и в авиакомпаниях, оценивается с позиций «рисков», но трактуемых традиционно на основе понятий «вероятности» из теории надежности (ТН). В ИКАО были использованы модели конфликтов в виде CRM (Collision Risk Model). Был выполнен грант ИКАО (автор М. Fujita, Токио). Была выявлена проблема оценивания ошибок вычисления в CRM малых значений вероятностей событий с аргументами на «хвостах» функции плотности распределения вероятностей, т.е. то же самое, что и для полётов ВС.

Необходимо отметить, что для обеспечения безопасности полётов при RVSM предлагается создавать SMS (Safety Management System), но обращается внимание на то, что научной задачей является синтез функций распределения ошибок расчётов в форме TSE (Total System Errors Distribution) при использовании формул Райха. В связи с этим в данной статье формулируется задача об оценке чувствительности формулы Райха к ошибкам исходных данных и предлагается скорректировать концепцию CRM на основе терминов и определений ИКАО для понятия риска как "количества прогнозируемой опасности" в состояниях системы при возникновении угрозы, которая может вызвать появление опасного (рискового) события.

В работе предлагается использовать формулу Рейха для оценивания риска столкновения с тем, чтобы найти способы предотвращения катастроф, подобной той, которая произошла в Германии.

УДК 621-05

ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ БАКА ДЛЯ РАБОЧЕЙ ЖИДКОСТИ ИЗ ПОЛИМЕРНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

Хоробрых М. А.

Научный руководитель: Шахмистов В. М., канд. техн. наук

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Одна из главных особенностей при изготовлении агрегатов лёгких самолетов из полимерных композиционных материалов (ПКМ) заключается в том, что этапы заготовительно-штамповочных работ и агрегатной сборки взаимосвязаны и часто выполняются одновременно.

Разработанная конструкция соединения обшивок (фюзеляж, отъёмная часть крыла, баков) с элементами набора позволяет применять на практике типовые схемы сборки агрегатов (рис. 1). При данной схеме сборки обеспечивается базирование деталей и узлов, поступающих на сборку, от поверхности матрицы, т. е. от теоретического контура. Технологическое оснащение таких процессов состоит из рубильников, жёстко устанавливаемых на матрице, и сборочных отверстий, задающих положение монтируемых элементов конструкции.

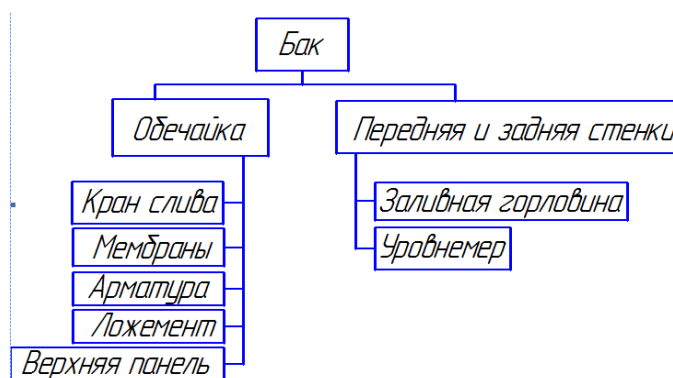


Рис. 1. Типовая схема сборки бака

Формообразование конструкций баков сложной формы или плоских деталей проводится в матрицах (рис. 2) или на формовочных столах под вакуумным прижимом.

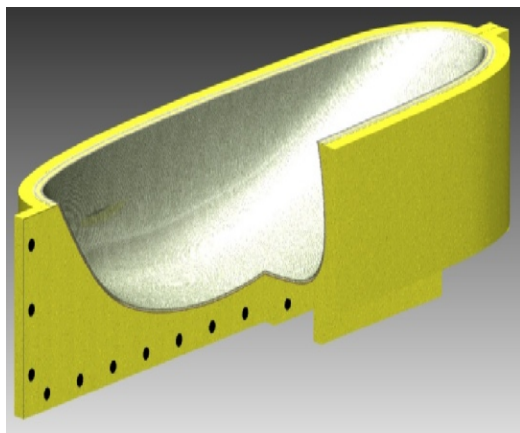


Рис. 2. Матрица для изготовления стенок бака для специальных растворов

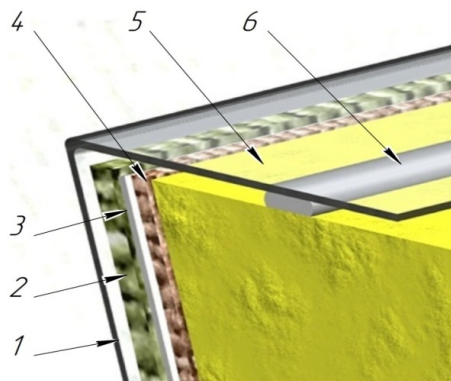


Рис. 3. Матрица для изготовления стенок бака для специальных растворов:

1 – матрица; 2 – стеклоткань; 3 – разделительный дренажный слой; 4 – дренажная ткань; 5 – вакуумный мешок; 6 – герметик

Основные материалы для изготовления стенок бака (рис. 3):

- Связующие (матрица) - смола эпоксидиановая ЭД-20 ГОСТ 10587-84.
- Наполнитель – стеклоткани: Т-10, Т-10-80 ГОСТ 19170-73.
- Отвердитель связующего – полиэтиленполиамин (ПЭПА) ТУ Б 02-594-70.
- Пластификатор связующего – дибутилфталат (ДБФ) ГОСТ 8728-66.

В зависимости от назначения бака выбирается способ его формования.

Для топливных баков основным видом формообразования является формование на болване без давления или с вакуумным прижимом.

В связи с тем, что баки для специальных растворов на лёгких самолётах выполняются, как правило, подвесными и их поверхность должна иметь минимально возможную шероховатость, то формообразование их конструкций производится в матрицах под вакуумным прижимом.

Схема технологического членения бака для рабочих растворов приведена на рисунке 4.

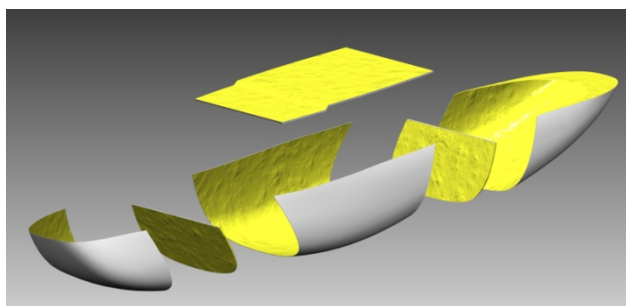


Рис. 4. Схема технологического членения бака для рабочих растворов

Основным видом соединений деталей бака являются клеевые, клеевые, клеевые.

Наиболее трудоёмкими в операциях сборки являются подготовительные переходы: зашкурирование и зачистка склеиваемых поверхностей, подгонка, подготовка сборочной оснастки, выполняемые либо вручную, либо с использованием ручных электромашин.

Сборка бака производится в следующей последовательности:

1. По разметке на внутренней нижней части бака наносится клеевая композиция без добавления аэросила.
2. На ответной части передней и задней стенок и внутренних мембран наносится такая же клеевая композиция, но уже с добавлением аэросила.
3. Передняя, задняя стенки и мембраны по разметке устанавливаются в нижнюю часть бака и фиксируются.
4. Излишки клея удаляются.
5. После полимеризации клеевой композиции место соединения зашкуривается и проклеивается мокрым уголком в несколько слоев.
6. По окончании процесса излишки мокрого уголка обрезаются.
7. После приклеивания передней и задней стенки и внутренних мембран в полость бака вклеивается арматура и уровнемер. Места выхода арматуры из стенок бака проклеиваются особенно тщательно пропитанной смолой тканью в несколько слоев.
8. После подгонки крышки бака ее вклеивают по технологии, приведённой выше.
9. Производится контроль готового изделия.

Библиографический список

1. Прохоренко В. П. SolidWorks. Практическое руководство. – М.: Бином, 2004. – 289 с.
2. Худоленко О. В. Эффективность эксплуатации воздушных судов на авиаработах. – М.: Воздушный транспорт, 2005. – 328 с.

УДК 67.02

ПРОПИТКА СЭНДВИЧ-ПАНЕЛЕЙ МЕТОДОМ ВАКУУМНОЙ ИНФУЗИИ

Хоробрых М. А. Каширский Д. А.

Научный руководитель: Шахмистов В. М., канд. техн. наук

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Современные более экологичные и качественные технологии – редкость для нашей страны. Не секрет, что вакуумная инфузия на западе вытесняет традиционный метод ручного формования. Происходит это по нескольким причинам:

1. Улучшаются физические характеристики производимых композитных материалов методом инфузии: лучшее соотношение смола/ткань, полное отсутствие воздуха в ламинате, расслоений в сэндвич-конструкциях.

2. Во много раз улучшается экологическая обстановка на производстве: в некоторых европейских странах вовсе запрещен метод открытого формования, а в других все к этому идет, что вынуждает переходить на эту технологию производителей изделий из стеклопластика.

3. Возможность сократить штат формовщиков, ведь при правильно построенном процессе инфузии возможно формировать одному - двум работникам неограниченные площади.

4. Доступность технологии: нет необходимости вкладываться в новую оснастку или покупать дорогое дополнительное оборудование.

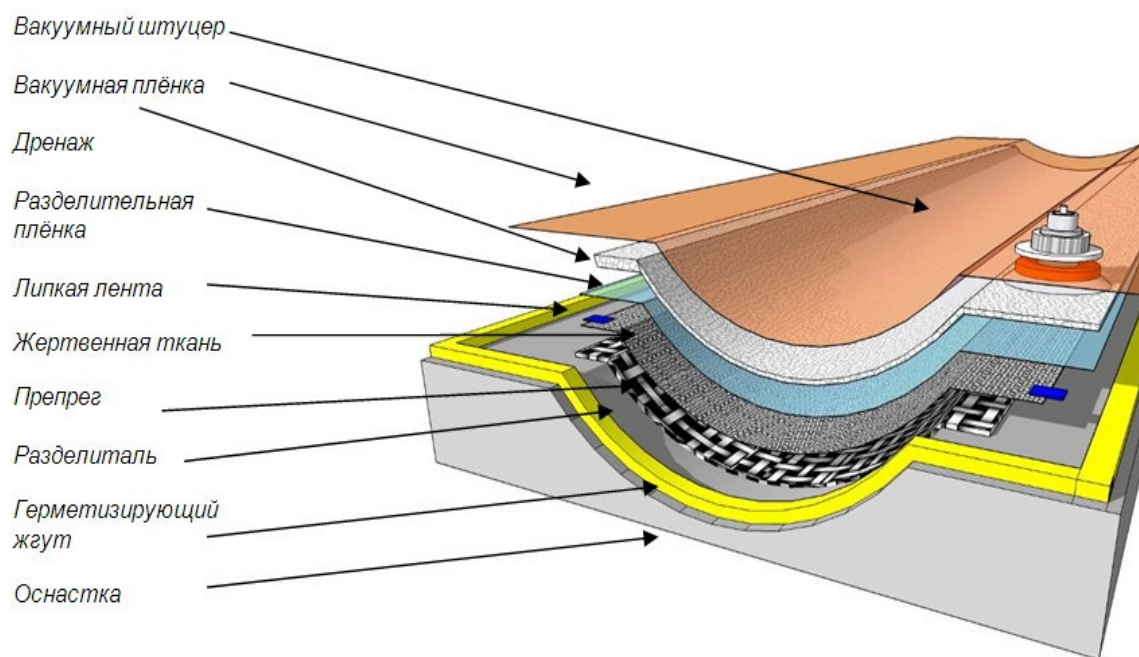


Рис. 1. Схема метода вакуумной инфузии

Цель работы: исследовать, насколько хорошо пропитывается обратная сторона пакета материалов, т.е. ткань, расположенная под пенопластом, на которой отсутствует дренажная сетка.

Выбираем метод пропитки, при котором подвод смолы осуществляется только со стороны дренажной сетки. Т.е. для чистоты эксперимента не допускаем поступление смолы в ткань, находящуюся под пенопластом по краям пакета. Для этого располагаем магистраль ввода смолы по центру пакета, а вакуумную магистраль - по его периметру.

Основные материалы, которые мы применяли при проведении эксперимента:

1. Конструкционный пенопласт. Существует много специальных конструкционных пенопластов, специально приспособленных для вакуумной инфузии, но, к сожалению, они не доступны на нашем рынке. Приходится использовать то, что есть. Конечно, с наличием фрезерного станка с ЧПУ можно решить проблемы перфорирования и канавок на пенопласте, даже такой способ имеет экономическую выгоду, поскольку специальный пенопласт для инфузии в два раза дороже.

2. Смола. Для процесса инфузии необходимо иметь низковязкую смолу. В отличие от обычных полиэфирных смол, у эпоксидных время гелеобразования более 2 часов – важный параметр, и чем он больше, тем спокойнее проходит процесс пропитки. В этом плане эпоксидная смола значительно превосходит полиэфирную: у нее время гелеобразования может быть увеличено до 12 часов.

3. Углеткань. Мы использовали углеткань с плетением twill 2×2 ЗК (рис. 2). Возможно использовать и однонаправленное волокно, и декоративные ткани типа Алютекс.

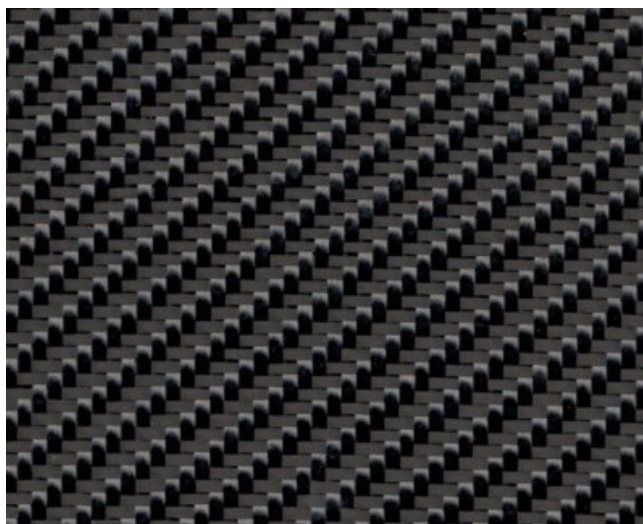


Рис. 2. Углеткань с плетением twill 2×2

Для проведения экспериментов мы использовали масляный вакуумный насос, весы, вакуумный резервуар, термометр.

Вывод: сложности процесс не представляет, но требует аккуратности и продуманности, после начала впрыска поменять ничего уже нельзя, и об этом надо помнить всегда.

Результаты эксперимента:

1. Площадь: 0,25 м².
2. Общий вес: 0,9 кг.
3. Вес ткани: 0,35 кг.
4. Вес смолы: 0,25 кг.
5. Вес пенопласта: 0,07 кг.
6. Соотношение смола/ткань: 40% смолы к 60% ткани.

Библиографический список

1. Sorencen E. Sorencen's guide to powerboats: how to evaluate design, construction, and performance/International Marine/Ragged Mountain Press, 2007. - 497 p.
2. Composite materials handbook. In 5 volumes./US Army Research Laboratory Weapons & Materials Research Directorate. - Ford Belvoir, 2002.

УДК 621.961.2

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ В ДЕТАЛЯХ ИЗ ПКМ С ПОДКРЕПЛЁННЫМИ ОТВЕРСТИЯМИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА SOLIDWORKS

Хоробрых М. А., Каширский Д. А.

Научный руководитель: Вашуков Ю. А., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Дальнейшее повышение эксплуатационных характеристик летательных аппаратов (ЛА) немыслимо без широкого внедрения композиционных материалов (КМ). Однако, несмотря на высокие удельные прочностные и жёсткостные свойства, широкое применение этих материалов часто ограничено из-за отсутствия эффективных способов соединения с элементами конструкций ЛА. Основными способами соединения деталей из КМ являются механические точечные (болтовые, заклепочные) соединения [1, 2]. Однако, исследования показывают, что конструкции с такими соединениями обладают низкой несущей способностью. Особенно актуальной в конструкциях из КМ является проблема обеспечения стабильности затяжки и натяга болтовых и клепаных соединений ввиду склонности композитов к ползучести даже в условиях нормальных температур.

В работах [1, 2] указывается, что стабильную затяжку болтов можно получить при введении между болтом и стенкой отверстия втулки или вставки, не уступающей по прочности болту.

В работе [2] разработан способ постановки втулки в отверстие тонколистовой заготовки, позволяющий получить преимущественную раздачу крепёжного элемента по его внешнему диаметру и соответствующих зон листовой заготовки.

Проведены исследования напряжённо-деформированного состояния соединений, полученных с помощью разрабатываемого способа. Исследования производились с использованием программного комплекса SolidWorks Simulation [3]. В процессе исследований проводился анализ напряжённо-деформированного состояния по контуру соединения с подкреплением пластинки из КМ в случае действия силы Q , приложенной к болту, установленному в отверстие втулки, и силы P , приложенной к заготовке.

Проведенные исследования показали, что разработанный способ постановки втулки значительно снижает напряжённое состояние по периметру отверстия с подкреплением и увеличивает несущую способность силовой точки. Разработанная конечно-элементная модель и методика расчёта показали высокую сходимость результатов и позволяют с высокой точностью определять напряжённое состояние по контуру силовой точки в анизотропных композиционных материалах.

Библиографический список

1. Сироткин, О. С. Проектирование, расчёт и технология соединений авиационной техники/ О. С. Сироткин, В. И. Гришин, В. Б. Литвинов. - М.: Машиностроение, 2006.
2. Вашуков Ю. А. Исследование напряженно-деформированного состояния соединения изделий из композиционных материалов // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2009. - Т.11. - №3(2). – С. 414-419.
3. Прохоренко В. П. SolidWorks. Практическое руководство. – М.: Бином, 2004. – 289 с.

НОВЫЙ ВЗГЛЯД НА ДИАГРАММУ ПАРЕТО

Хрёкова В. Н.

Научный руководитель: Ключков Ю. С., д-р техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Цель исследования – совершенствование методики построения диаграммы Парето для оценки уровня качества процессов систем менеджмента. В качестве методики исследования использованы экспертные методы анализа результатов выполнения процессов систем менеджмента качества (например, аудит). Результаты исследования показали, что для адекватного построения диаграммы Парето необходимо выявленные несоответствия (их количество) умножать на степень их весомости для потребителя, что позволит избежать ошибок при построении выводов о значимости того или иного несоответствия.

Объектом анализа выступит лекционное занятие, модельным ограничением – идеальный студент. Сбор данных осуществлялся на основе оценки 86 занятий, проводимых в течение двух месяцев, реализации процедуры внутреннего аудита кафедры производства летательных аппаратов и управления качеством в машиностроении. В результате была построена диаграмма, представленная на рис. 1.

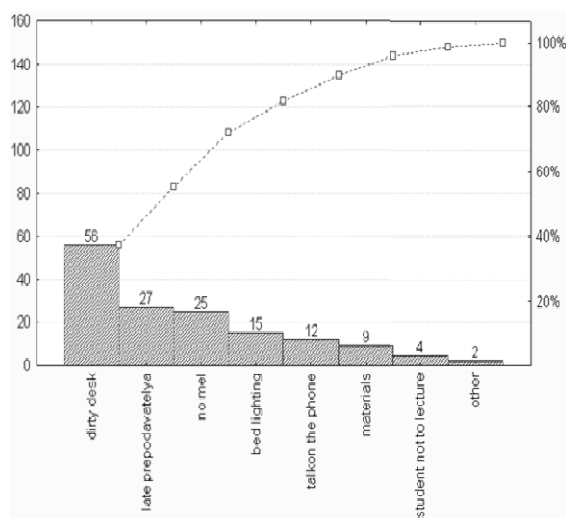


Рис. 1. Диаграмма Парето

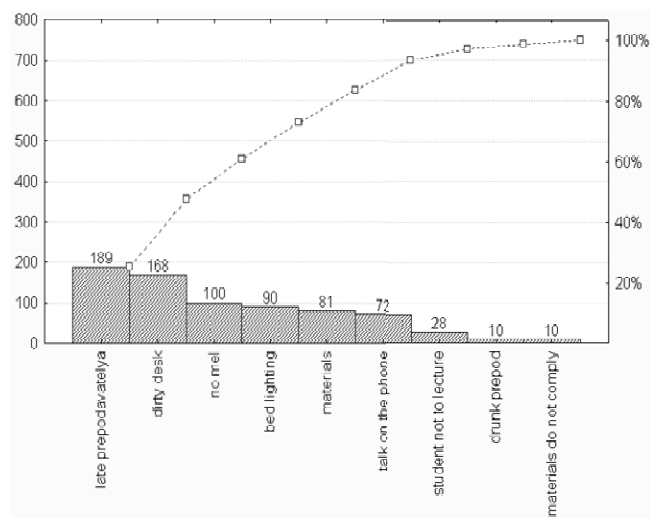


Рис. 2. Диаграмма Парето с учетом весомостей несоответствий

Если основываться только на статистических данных и не учитывать весомость или важность выявленных несоответствий, то получается, что самой важной проблемой является грязная доска, что на практике не является приоритетным фактором повышения качества лекции. Тогда введём в диаграмму значимость выявленных проблем и получим следующую диаграмму Парето (рис. 2).

Кроме весомости несоответствий следует учитывать частоту и глубину их проявлений, тогда таблица данных Парето примет новый вид. В итоге необходимо провести анализ причин опозданий преподавателей, наиболее существенными из которых являются опоздания на 10 – 15 минут. Для построения диаграммы использовался программный продукт Minitab 14.13.

Шарипов Р. А.

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Пример использования данного метода стандартизации может быть следующий. При аудите работы аэропорта было выявлено, что в зимний период времени, при размещении тяжёлых транспортных самолётов на западной стороне, может произойти так называемое самопроизвольное «страгивание» самолета, что приведёт к серьёзным последствиям. Выработав решение, которое заключалось в размещении данной группы самолётов на восточной стороне, где отсутствует значимый уклон, аудитор выпустил предписание, чем осуществил процедуру установления нормы для данного аэропорта.

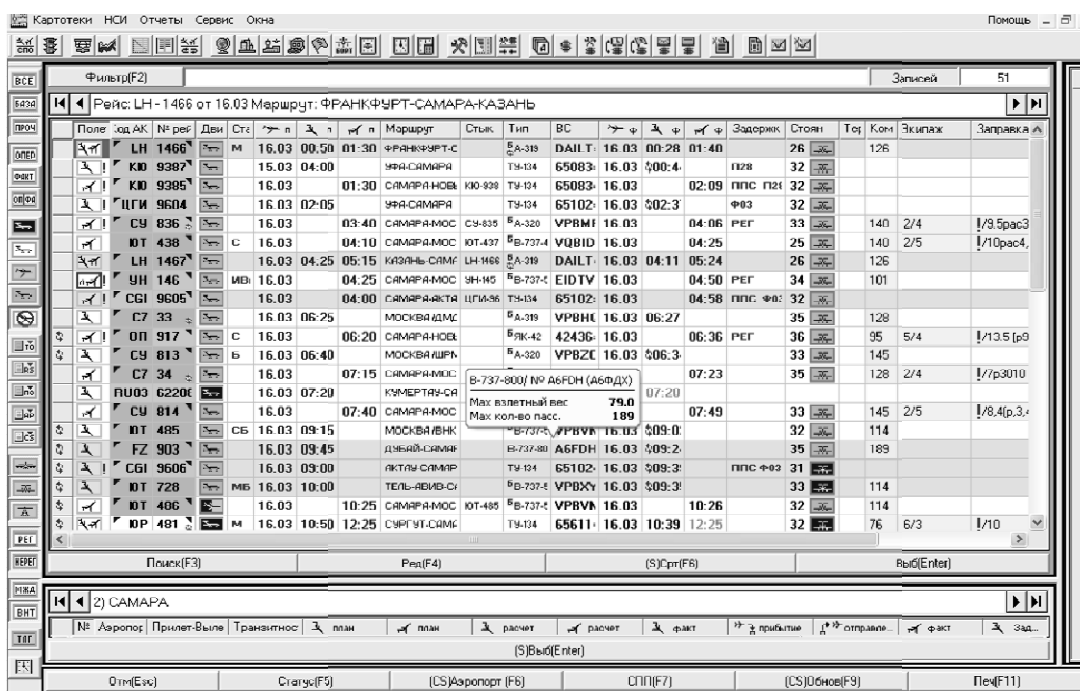


Рис. 1. Интерфейс информационной системы диспетчера

170

Секция 4.

**Проблемы проектирования,
конструирования и производства
двигателей летательных аппаратов**

Подсекции:

- конструкция, прочность и надёжность двигателей летательных аппаратов
- производство двигателей летательных аппаратов
- автоматика и виброакустика сложных технических систем
- мехатроника и робототехника
- лазерные системы и технологии

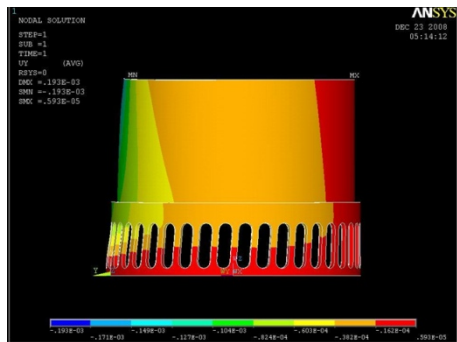
УДК 621.4

ВЛИЯНИЕ ДЛИНЫ УПРУГИХ БАЛОЧЕК ТИПА «БЕЛИЧЬЕГО КОЛЕСА» НА ДЕФОРМАЦИЮ И ПЕРЕКОС УПРУГОЙ ВТУЛКИ

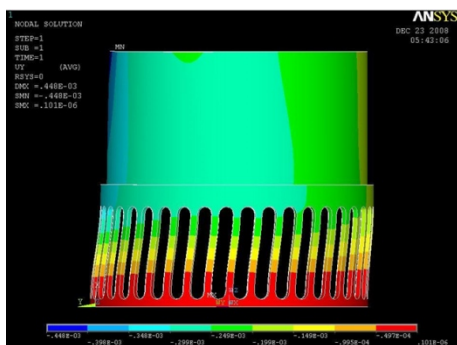
Абрамян Т. С.

Научный руководитель: Барманов И. С., канд. техн. наук, ассистент

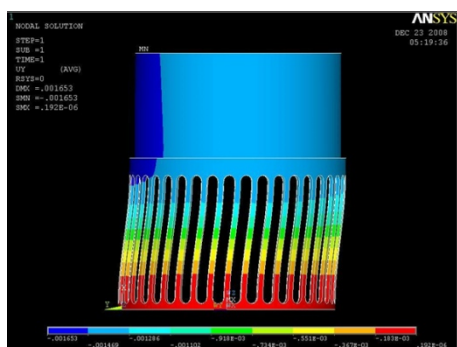
Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара



а)



б)



в)

Рис. 1. Деформации УЭ при различной
длине балочек: а) минимальной;
б) промежуточной; в) максимальной

При работе двигателя очень важно обеспечить постоянное положение оси вращения ротора. Опоры современных авиационных двигателей, как правило, состоят из упругих элементов (УЭ) типа «беличьего колеса», демпфера, подшипника и уплотнений. Под действием рабочих нагрузок ось вращения меняет своё положение, что отражается на работе элементов опоры. Деформации УЭ могут нарушить нормальную работу демпфера, уплотнения и подшипника.

В данной работе оценивается влияние длины упругих балочек на деформацию и перекося оси УЭ с помощью ANSYS. Для этого была создана параметрическая модель УЭ, которая подвергалась нагружению. Деформации УЭ для различной длины упругих балочек представлены на рис. 1, а-в.

Из рис. 1, а-в видно, что перекося увеличивается с уменьшением длины балочек, что характеризуется увеличением числа зон деформации на сплошном цилиндрическом участке на конце втулки. Минимальное значение перекося соответствует максимальным длинам балочек (рис. 1, в) – всего 2 зоны деформации. При минимальной длине (рис. 1, а) – уже 8 зон деформаций. Следовательно, при разработке конструкции УЭ желательно иметь балочки большей длины, насколько позволяют габаритные размеры опоры. Ввиду того, что размеры опоры в авиационных двигателях ограничены, то возможно придётся проводить дополнительные мероприятия по уменьшению перекося упругой втулки.

Библиографический список

1. Барманов, И. С. Совершенствование методики и разработка программы расчёта жёсткости беличьего колеса [Текст] / И.С. Барманов, Д.А. Черкашин, А.А. Якушев; СГАУ. – Самара, 2009. – 45 с. – деп. в ВИНТИ Рос. акад. наук 15.06.2009, № 360-В2009.

УДК 621.4

ВЛИЯНИЕ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ СИЛ ШАРИКОВ НА КОЭФФИЦИЕНТ РАДИАЛЬНОЙ ЖЁСТКОСТИ ШАРИКОВОГО ПОДШИПНИКА

Абрамян Т. С.

Научный руководитель: Барманов И.С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Частоты вращения роторов современных авиационных двигателей очень высоки. В связи с такой широкой областью частот вращения на рабочих режимах газотурбинного двигателя число резонансных частот вращения также увеличивается. Для прохождения через эти резонансы необходимо знать коэффициент жёсткости опор роторов, который в свою очередь зависит и от жёсткости подшипников.

В данной работе рассматривается влияние частоты вращения на коэффициент радиальной жёсткости шарикового подшипника. Расчёты проводились для авиационного подшипника № 126126, сорт смазочного материала МК-8. Величина радиальной нагрузки F_r составляла 1250, 2500, 3750, 5000 и 7500 Н, осевой F_a - 5000 Н. Диапазон частот вращения принимался $n = 0 \dots 20000$ об/мин. Влияние частоты вращения количественно оценивалось по относительной жёсткости подшипника C_n , равной отношению коэффициента радиальной жёсткости при нулевой частоте вращения к коэффициенту радиальной жёсткости при заданной частоте вращения. Зависимости относительной жёсткости подшипника от частоты вращения приведены на рис. 1.

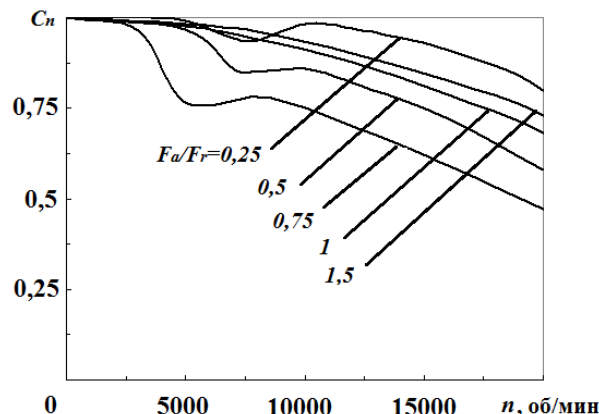


Рис. 1. Зависимости относительной жёсткости от частоты вращения
при различных нагрузках

Анализируя рис. 1, можно сделать вывод, что при увеличении частоты вращения коэффициенты радиальной жёсткости шарикового подшипника увеличиваются нелинейно, причём при $F_a/F_r \leq 0,75$ зависимость имеет весьма сложный характер. Центробежные силы практически не оказывают никакого влияния при частоте вращения 3000 об/мин независимо от величин и соотношения осевой и радиальной сил. При частотах вращения больше 5000 об/мин отличие в коэффициенте жёсткости может достигать 50%. Таким образом, необходимо учитывать изменение радиальной жёсткости подшипника от частоты вращения, так как от этого непосредственно будет зависеть критическая частота вращения ротора двигателя.

Библиографический список

1. Барманов, И.С. Исследование динамики авиационного шарикового радиально-упорного подшипника качения [Текст] / И.С. Барманов; СГАУ. – Самара, 2010. – 61 с. – деп. в ВИНТИ Рос. акад. наук 29.11.2010, № 664-B2010.

УДК 621.4

ИССЛЕДОВАНИЕ ГРАНИЦ ПРИМЕНИМОСТИ ФОРМУЛЫ С. И. СЕРГЕЕВА
ДЛЯ РАСЧЁТА КОЭФФИЦИЕНТА ЖЁСТКОСТИ
АВИАЦИОННЫХ УПРУГИХ ЭЛЕМЕНТОВ

Анисимов А. С.

Научный руководитель: Барманов И. С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Коэффициент жёсткости упругого элемента типа «беличье колесо» можно
определить по формуле, предложенной С. И. Сергеевым $c = \frac{nEbh(b^2 + h^2)}{2l_6^3}$, где n –

количество балочек; b , h , l_6 – соответственно ширина, толщина и длина балочек; E –
модуль Юнга материала. Данная зависимость имеет некоторые ограничения по
применению, которые не всегда позволяют применить её при расчёте авиационных
упругих элементов. Поэтому необходимо оценить границы её применимости. Для этого
построена зависимость безразмерного коэффициента жёсткости $\bar{c}_s = c/c_0$ (c_0 –
коэффициент жёсткости, определяемый методом конечных элементов для нулевого
радиуса скругления, c – коэффициент жёсткости, определяемый по формуле С. И. Сер-
геева) от безразмерной длины балочек $L_6 = l_6/h$ (рис. 1).

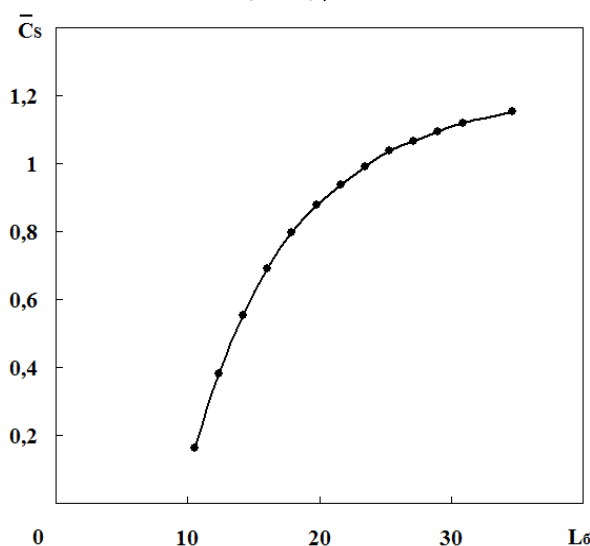


Рис. 1. Зависимость $\bar{c}_s$ от L_6

Из рис. 1 видно, что формула С. И. Сергеева может давать как завышенные, так
и заниженные значения коэффициентов жёсткости. При безразмерных длинах балочек
 $L_6 < 20$ значения коэффициента жёсткости могут отличаться до 80 %. Поэтому
применение формулы С. И. Сергеева для расчёта упругих элементов авиационных
газотурбинных двигателей ограничено.

Библиографический список

1. Барманов, И. С. Методика расчёта коэффициента жёсткости авиационных
упругих элементов [Текст] / И. С. Барманов // Симпозиум с международным участием
«Самолётостроение России. Проблемы и перспективы» – Самара, СГАУ, 2012. – С. 59-
60.

УДК 621.4

ВЛИЯНИЕ ВЕЛИЧИНЫ РАДИАЛЬНОГО ЗАЗОРА ШАРИКОВОГО РАДИАЛЬНО-УПОРНОГО ПОДШИПНИКА НА ЧАСТОТУ СОБСТВЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ РОТОРА

Анисимов А. С.

Научный руководитель: Барманов И. С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Как известно, от величины радиального зазора зависит распределение нагрузки между шариками (рис. 1). В зависимости от этого распределения будут меняться деформации в контактах шариков и колец, радиальные перемещения в подшипнике, и соответственно, жёсткость. В опорах некоторых современных авиадвигателей подшипники качения работают с небольшим натягом, причём продолжительное время. Более того, зазоры в подшипнике могут меняться под воздействием тепловых потоков из проточной части двигателя и из самого подшипника. Поэтому очень важно знать, как изменение величины радиального зазора будет влиять на изменение коэффициента жёсткости подшипника.

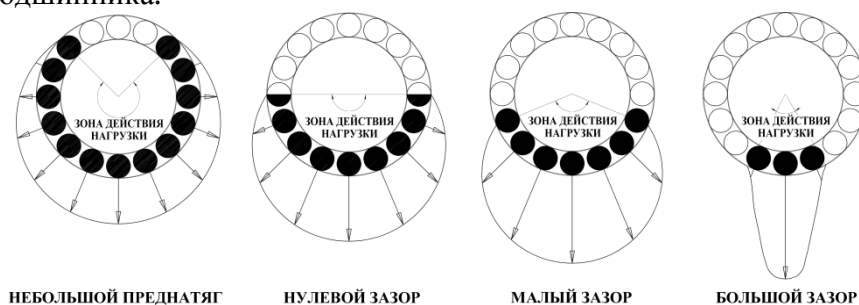


Рис. 1. Распределение нагрузки при различных радиальных зазорах

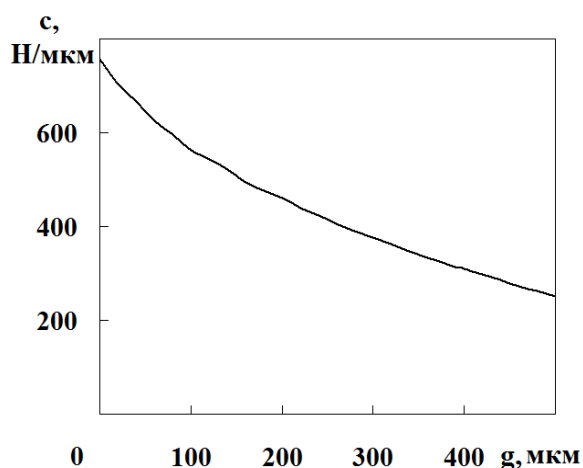


Рис. 2. Зависимость радиальной жёсткости от радиального зазора

Были проведены расчёты для подшипника № 126126, сорт смазочного материала МК-8. Величина радиальной нагрузки составляла $F_r=2000$ Н, осевой - $F_a=5000$ Н, а частота вращения принималась $n=10000$ об/мин. На рис. 2 представлена зависимость радиальной жёсткости от величины радиального зазора. Зависимость нелинейная обратнопропорциональная. Жёсткость подшипника при радиальных зазорах в подшипнике, равных 0 и 500 мкм, отличается в 3 раза. Такая разница может существенно повлиять на частоту собственных колебаний ротора. Используя формулу для определения собственной частоты

вращения одномассовой системы $\omega = \sqrt{c/m}$, получим, что частота изменится в 1,7 раза.

Библиографический список

1. Барманов, И. С. Исследование динамики авиационного шарикового радиально-упорного подшипника качения [Текст] / И.С. Барманов; СГАУ. – Самара, 2010. – 61 с. – деп. в ВИНТИ Рос. акад. наук 29.11.2010, № 664-B2010.

УДК 621.4

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ВЫЧИСЛЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ЖЁСТКОСТИ «БЕЛИЧЬЕГО КОЛЕСА» ОПОР РОТОРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Асатрян А. В.

Научный руководитель: Барманов И. С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Наибольшее распространение для определения коэффициента жёсткости «беличьих колёс» получила формула С. И. Сергеева. Как показали исследования, данная формула может давать существенные погрешности при расчёте упругих элементов опор авиационных двигателей, которые ограничены в габаритных размерах. Чтобы уменьшить погрешность вычисления, предлагается ввести поправочный коэффициент. Поправочный коэффициент был получен на основе аппроксимации зависимости относительного коэффициента жёсткости $\bar{c}_s$ от безразмерной длины балочек L_6 , которая была получена на основании численных решений.

Относительный коэффициент жёсткости упругого элемента представляет собой отношение коэффициента жёсткости, определённого по формуле С. И. Сергеева, к

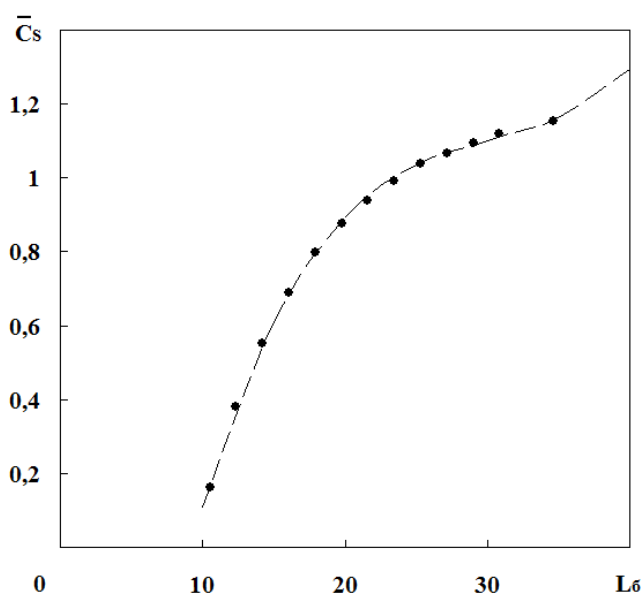


Рис. 1. Зависимость $\bar{c}_s$ от L_6

коэффициенту жёсткости, определённому численным методом. Под безразмерной длиной упругих балочек понимается отношение длины балочек к их толщине. Полученная зависимость хорошо аппроксимируется полиномом третьей степени, на рис. 1 аппроксимирующая линия показана пунктиром, а точками показаны значения $\bar{c}_s$. Достоверность аппроксимации (квадрат смешанной корреляции) вычислялась по формуле

$$R^2 = 1 - \frac{\sum (x_i - \bar{x}_i)^2}{\sum x_i^2 - \frac{(\sum x_i)^2}{n}}$$

и составила $R^2 = 0,9995$.

Выражение для поправочного коэффициента будет иметь вид $k_3 = 1 / (0,000095L_6^3 - 0,0086L_6^2 + 0,27L_6 - 1,825)$.

В итоге можно сказать, что полученный поправочный коэффициент позволяет существенно расширить границы применимости формулы С. И. Сергеева и, в частности, повысить достоверность вычисления коэффициента жёсткости авиационных упругих элементов.

Библиографический список

1. Барманов, И. С. Методика расчёта коэффициента жёсткости авиационных упругих элементов [Текст] / И. С. Барманов // Симпозиум с международным участием «Самолётостроение России. Проблемы и перспективы» – Самара, СГАУ, 2012. – С. 59-60.

УДК 621.4

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ЖЁСТКОСТИ ПОДШИПНИКА КАЧЕНИЯ НА КОЭФФИЦИЕНТ ЖЁСТКОСТИ ОПОРЫ РОТОРА АВИАДВИГАТЕЛЯ БЕЗ ДЕМПФЕРНОГО УСТРОЙСТВА

Асатрян А. В.

Научный руководитель: Барманов И. С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Вибрационное состояние авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) зависит от характеристик жёсткости и демпфирования в опорах роторов. В настоящее время широко используются упругодемпферные опоры, характеристики которых определяются конструкцией структурных элементов: корпуса, упругого элемента, подшипника качения (ПК), уплотнений и демпфера. Однако опора ротора двигателя может включать не все перечисленные структурные элементы. Например, опора ротора компрессора высокого давления двигателя Д-36 не имеет демпфера (рис. 1).

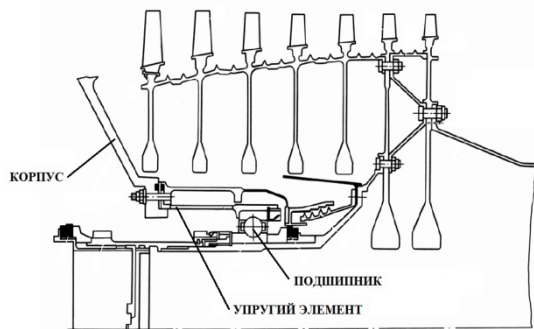


Рис. 1. Опора ротора компрессора
высокого давления двигателя Д-36

Согласно [1] коэффициент жёсткости опоры определяется выражением

$$c_{\text{удо}} = \frac{c_K c_{\text{ПК}} (c_D + c_{\text{уэ}})}{c_K c_{\text{ПК}} + c_K (c_D + c_{\text{уэ}}) + c_{\text{ПК}} (c_D + c_{\text{уэ}})},$$

где c_K – коэффициент жёсткости корпуса, $c_{\text{ПК}}$ – коэффициент жёсткости ПК, c_D – коэффициент жёсткости демпфера, $c_{\text{уэ}}$ – коэффициент жёсткости упругого элемента.

Оценим влияние коэффициента жёсткости подшипника на коэффициент жёсткости опоры на примере передней опоры компрессора высокого давления

двигателя Д-36. При этом жёсткость корпуса принимается равной бесконечности: $c_K = \infty$. Тогда формула для определения коэффициента жёсткости опоры примет

следующий вид: $c_o = \frac{c_{\text{ПК}} c_{\text{уэ}}}{c_{\text{ПК}} + c_{\text{уэ}}}$. Рассмотрим некоторые возможные случаи соотноше-

ния коэффициентов жёсткостей ПК и упругого элемента: жёсткость подшипника меньше жёсткости упругого элемента ($c_{\text{ПК}} = 0,5c_{\text{уэ}}$); жёсткость подшипника равна жёсткости упругого элемента ($c_{\text{ПК}} = c_{\text{уэ}}$); жёсткость подшипника на порядок больше жёсткости упругого элемента ($c_{\text{ПК}} = 10c_{\text{уэ}}$). В первом случае жёсткость опоры будет отличаться от жёсткости упругого элемента на 67 %, во втором - на 50 %, в третьем - на 10 %.

Таким образом, можно заключить, что жёсткость опоры существенно зависит от жёсткости подшипника в тех случаях, когда жёсткость подшипника соизмерима с жёсткостью упругого элемента. Если же жёсткость подшипника больше жёсткости упругого элемента на порядок и более, то ею можно пренебречь, и жёсткость опоры будет определяться только жёсткостью упругого элемента.

Библиографический список

1. Балякин, В. Б. Обобщённая методика расчёта и проектирования упругодемпферных опор роторов авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / В.Б. Балякин, И.С. Барманов // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – Самара, 2012. – Т. 14, № 4 – с. 282-287.

УДК 621.4

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ДЕМПФИРОВАНИЯ КОЛЕБАНИЙ РОТОРОВ ГТД УПРУГИМИ ЭЛЕМЕНТАМИ ТИПА «БЕЛИЧЬЕ КОЛЕСО»

Брагина Н. И.

Научный руководитель: Барманов И.С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Для частотной отстройки в опорах ГТД устанавливают упругие элементы, а для гашения колебаний – демпферы. Однако опоры могут не иметь демпфера и поэтому демпфирования колебаний происходить не должно [1]. Тем не менее, демпфирование колебаний ротора может происходить за счёт сил трения в резьбовых соединениях, с помощью которых упругие элементы закрепляются на корпусе, а также за счёт сил трения по фланцевым поверхностям крепления при их микроперемещениях. В связи с этим был проведён эксперимент, в котором проводилось многократное нагружение упругого элемента как при прямом, так и при обратном ходе. Возможность демпфирования колебаний оценивалась по петле гистерезиса.

Нагрузка прикладывалась при помощи винтового механизма через шарик для исключения возможных перекосов. Величина нагрузки оценивалась динамометром сжатия переносным ДОСМ-3-30У системы Токаря. Деформации динамометра определялись по индикатору часового типа с ценой деления 0,01 мм. Перемещения упругого элемента фиксировались с противоположной стороны индикатором часового типа с ценой деления 0,001 мм. Индикатор устанавливался на штативе с магнитной стойкой. Помимо измерения перемещений упругой втулки, в эксперименте также оценивалось смещения фланцевых поверхностей. Даже при максимальной нагрузке с помощью микронного индикатора зафиксировать какие-либо смещения не удалось.

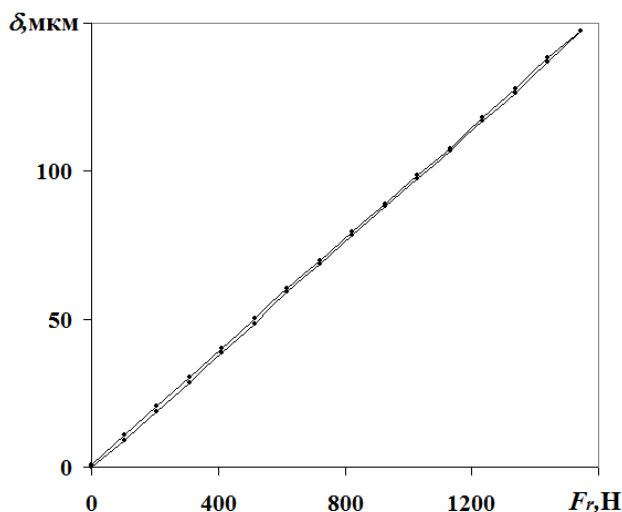


Рис. 1. Зависимость перемещений от нагрузки

Для прямого и обратного хода при каждом значении нагрузки рассчитывалось среднее значение и среднеквадратичное отклонение. По средним значениям были построены зависимости перемещений упругого элемента от нагрузки (рис. 1). Из рис. 1 можно заключить, что демпфирование в упругом элементе ничтожно мало – об этом свидетельствует узкая петля гистерезиса. Следовательно, демпфированием в упругих элементах при проектировании опор можно пренебрегать.

Библиографический список

Теория и проектирование опор роторов авиационных ГТД [Текст] / В.Б. Балякин, Е.П. Жильников, В.В. Макаручук, В.Н. Самсонов – Самара: Издательство Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007 – 254 с.

УДК 621.4

СРАВНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ АНАЛИТИЧЕСКОГО И ЧИСЛЕННОГО РАСЧЁТОВ КОЭФФИЦИЕНТА РАДИАЛЬНОЙ ЖЁСТКОСТИ ПОДШИПНИКА

Брагина Н. И.

Научный руководитель: Барманов И. С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В опорах авиационных газотурбинных двигателей для восприятия осевых и радиальных нагрузок нашли применение шариковые радиально-упорные подшипники качения (ПК). В справочной литературе отсутствуют формулы для определения жёсткости ПК и приводятся выражения только для относительных перемещений колец под действием нагрузки. Данные формулы основаны на определении деформаций в контакте тел качения по теории Герца. В монографии [1] получены формулы для расчёта жёсткости различных типов подшипников. Радиальная жёсткость для шарикового радиально-упорного ПК определяется выражением

$$C_r = 3,24 \cdot 10^7 \frac{\cos^2 a}{k} \sqrt[3]{\frac{d_w z^2 F_a}{\sin a}}, \text{ где } a - \text{угол контакта; } d_w - \text{диаметр шариков; } z -$$

количество шариков; k – коэффициент, учитывающий неравномерность нагружения шариков; F_a – осевая нагрузка. Анализируя данную зависимость, можно сделать вывод, что данная формула не учитывает многие конструктивные и эксплуатационные факторы: частоту вращения, радиальный зазор, радиальную нагрузку, толщину слоя смазки и т.д. Применение данной формулы может дать большую погрешность при определении коэффициента жёсткости опоры.

Для более точного расчёта можно использовать численный метод по методике, изложенной в работе [2]. Методика позволяет рассчитывать относительные смещения колец, распределение нагрузки и углы контакта, толщины смазочных слоёв в контактах, контактные напряжения и долговечность подшипника с двух-, трёх- и четырёхточечным контактом шариков при различных условиях нагружения с учётом различных конструктивных, технологических и эксплуатационных факторов.

Были получены следующие результаты. Аналитический расчёт даёт завышенные значения коэффициента радиальной жёсткости для радиально-упорного подшипника по сравнению с численным практически при любом значении осевой нагрузки. Только при очень малых значениях осевой силы наблюдалась обратная картина. При осевых нагрузках $F_a > 600$ Н коэффициенты жёсткости отличаются приблизительно в 2 раза. При меньших же осевых силах коэффициенты жёсткости отличались до 25 раз. Ввиду таких существенных расхождений в расчётах, можно сделать вывод о том, что использовать аналитическую формулу можно с осторожностью и только для предварительных оценочных расчётов коэффициента жёсткости подшипника.

Библиографический список

1. Белоусов, А.И. Теория и проектирование гидродинамических демпферов опор роторов [Текст] / А.И. Белоусов, В.Б. Балякин, Д.К. Новиков; под ред. А.И. Белоусова – Самара: Издательство Самарского научного центра РАН, 2002 – 335 с.
2. Теория и проектирование опор роторов авиационных ГТД [Текст] / В.Б. Балякин, Е.П. Жильников, В.В. Макаrchук, В.Н. Самсонов – Самара: Издательство Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007 – 254 с.

УДК 621.4

ДЕМПФИРОВАНИЕ СИЛАМИ ТРЕНИЯ В РЕЗЬБОВЫХ СОЕДИНЕНИЯХ

Гаязов Р. Р.

Научный руководитель: Барманов И. С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В работе приведены результаты исследования возможностей демпфирования вибраций силами трения в резьбовых соединениях. На рис. 1 приведена модель резьбового соединения. С помощью данной модели были проведены исследования колебаний такой системы при различных условиях приложения нагрузки.

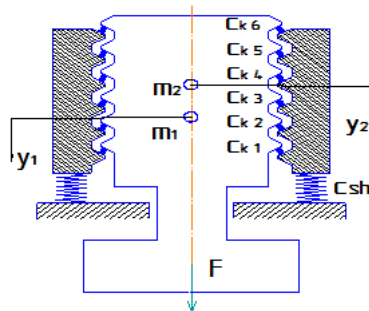


Рис. 1. Модель резьбового соединения

При высоких частотах порядка нескольких тысяч и сотен тысяч герц элементы резьбовых соединений колеблются отдельно друг от друга. В этом случае распределение усилий по виткам резьбы не соответствует статическому случаю. При высокочастотном возбуждении элементов упругой системы не в районе элементов резьбы деформации их ничтожно малы, и демпфирования в системе мало. Если же высокочастотное возбуждение происходит в районе упругих элементов резьбы, то они легко возбуждаются, и возможны высокочастотные резонансы по высоким собственным формам с большим проскальзыванием между витками и, вследствие этого, интенсивным демпфированием высоких и низких форм всей упругой системы.

Также существенное значение имеет характер возбуждения колебаний в резьбовых соединениях, а именно то, как прикладывается нагрузка. До сброса нагрузки упругая система колеблется с вынужденными частотами, после сброса нагрузки упругая система колеблется с собственными частотами. При этом, если вынужденная частота была меньше, чем собственная, то амплитуда собственных колебаний упругой системы после сброса нагрузки будет меньше вынужденной и интенсивность демпфирования в дальнейшем будет меньше. При больших коэффициентах трения, большой статической нагрузке или предварительной затяжке, а также небольшой внешней переменной нагрузке демпфирования в резьбе может совсем не быть, так как между витками не будет происходить проскальзывания.

Можно сделать вывод, что демпфирование в резьбовых соединениях имеет место, и интенсивность зависит от условий возбуждения колебаний элементов резьбового соединения.

Библиографический список

1. Курушин, М. И. Демпфирование вибраций изделий силами трения в резьбовых соединениях [Текст] / М.И. Курушин, А.М. Курушин, И.С. Барманов // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: материалы межд. науч.-техн. конф. – Самара, СГАУ, 2011. – В 2 Ч., Ч.1. – с.106-108.

УДК 621.4

ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНО-ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ ШАРИКОПОДШИПНИКА НА ЖЁСТКОСТЬ ОПОР РОТОРОВ ДВИГАТЕЛЯ

Гаязов Р. Р.

Научный руководитель: Барманов И. С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Жёсткость опоры существенно зависит от жёсткости подшипника в тех случаях, когда жёсткость подшипника соизмерима с жёсткостью упругого элемента. В справочной литературе отсутствуют формулы для определения жёсткости подшипников и приводятся выражения только для относительных перемещений колец под действием нагрузки. Данные формулы основаны на определении деформаций в контакте тел качения по теории Герца. В монографии [1] приведены формулы для расчёта жёсткости различных типов подшипников. Однако они не учитывают многие конструктивные и эксплуатационные факторы: частоту вращения, радиальный зазор, радиальную нагрузку, толщину слоя смазки и т.д. Для более точного расчёта можно использовать численный метод определения коэффициента жёсткости по методике, изложенной в работе [2]. При расчётах учитываются различные конструктивные и эксплуатационные факторы, например, перекосы произвольного направления колец, толщина смазочного слоя, а также изменения радиальных зазоров при высоких скоростях вращения и наличии разности температур колец и др.

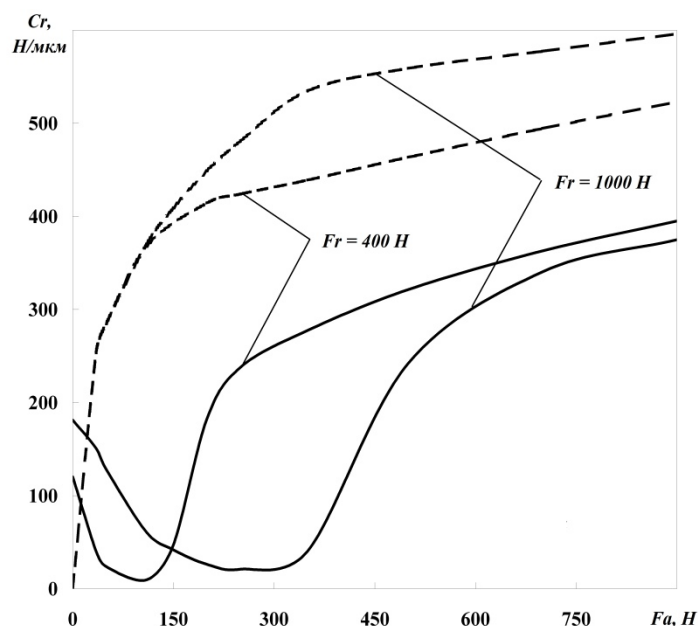


Рис. 1. Сравнение результатов расчёта

На рис. 1 приведены зависимости коэффициента радиальной жёсткости, определённые численным методом (сплошные линии) и по формуле (пунктирные линии). Как видно из графиков, аналитический метод даёт завышенные значения по сравнению с численным методом. В результате мы получим большие погрешности при вычислении жёсткости опоры, особенно, если соотношение нагрузок, действующих на подшипник, будет находиться в интервале $0,1 < Fa/Fr < 0,4$.

Библиографический список

1. Белоусов, А.И. Теория и проектирование гидродинамических демпферов опор роторов [Текст] / А.И. Белоусов, В.Б. Балякин, Д.К. Новиков; под ред. А.И. Белоусова – Самара: Издательство Самарского научного центра РАН, 2002 – 335 с.
2. Теория и проектирование опор роторов авиационных ГТД [Текст] / В.Б. Балякин, Е.П. Жильников, В.В. Макачук, В.Н. Самсонов – Самара: Издательство Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007 – 254 с.

УДК 621.4

НАЗНАЧЕНИЕ ДОПУСКОВ НА ОСНОВНЫЕ РАЗМЕРЫ «БЕЛИЧЬЕГО КОЛЕСА» ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ

Голоднова А. И.

Научный руководитель: Барманов И. С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Величина допуска на каждый из размеров упругого элемента (УЭ) отражается на его жёсткости. При изготовлении УЭ необходимо минимизировать разброс значений жёсткостей для партии изделий. Было исследовано влияние допусков на коэффициент жёсткости. На рис. 1 показаны зависимости относительного коэффициента жёсткости c^* (отношение коэффициента жёсткости УЭ с реальными размерами к коэффициенту жёсткости с номинальными размерами) от допусков на основные размеры УЭ.

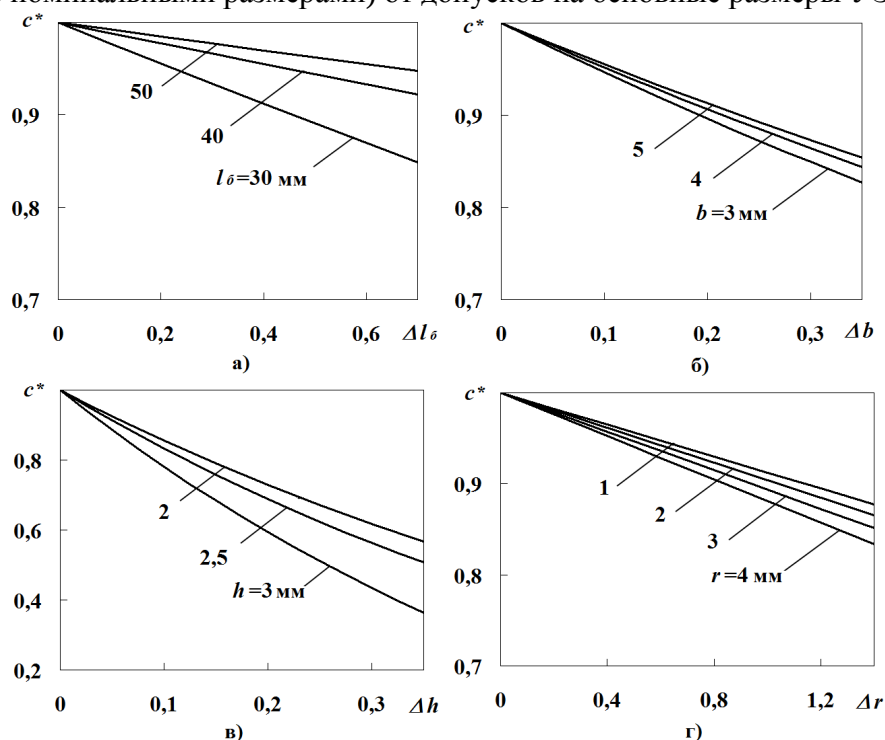


Рис. 1. Зависимость относительного коэффициента жёсткости от величины допуска на геометрические параметры для: а) длины; б) ширины; в) толщины; г) радиуса

Показано, что существенное влияние оказывает допуск на переходный радиус и толщину балочек. Так как ужесточать все допуски на геометрические параметры нецелесообразно, то при изготовлении УЭ рекомендуется назначать отрицательный допуск на ширину балочки и положительный допуск на толщину. Таким образом компенсируется погрешности изготовления и минимизируется разброс жёсткостных характеристик.

Библиографический список

1. Балякин, В.Б. Влияние эксплуатационных и технологических факторов на динамические параметры упругих элементов упругодемпферных опор роторов [Текст] / В.Б. Балякин, Б.Б. Косенок, И.С. Барманов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – Самара, 2010. – № 1 – С. 114-119.

УДК 621.4

ВЛИЯНИЕ ОСЕВОЙ СИЛЫ НА УГЛЫ КОНТАКТА ШАРИКОВ С ДОРОЖКАМИ КАЧЕНИЯ И РАДИАЛЬНУЮ ЖЁСТКОСТЬ РАДИАЛЬНО-УПОРНОГО ПОДШИПНИКА

Голоднова А. И.

Научный руководитель: Барманов И. С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), Самара

В шариковом радиально-упорном подшипнике углы контакта тел качения с дорожками качения зависят от величин осевой и радиальной нагрузок. К примеру, для подшипника № 126126 углы контакта меняются от 18° до 50°. При этом соответственно будут меняться перемещения колец и коэффициент жёсткости подшипника. Величина этих перемещений в основном будет зависеть от углов контакта наиболее нагруженного тела качения. Ниже в таблице 1 приведены значения углов контакта для наиболее нагруженного шарика при различной осевой нагрузке на подшипник, а на рис. 1 приведены зависимости радиальной жёсткости от осевой силы.

Таблица 1

Осевая нагрузка, Н	0	50	150	250	350	500	700	900
Угол контакта, град.	18,1	18,3	18,5	18,8	19	21,6	24,4	26,2

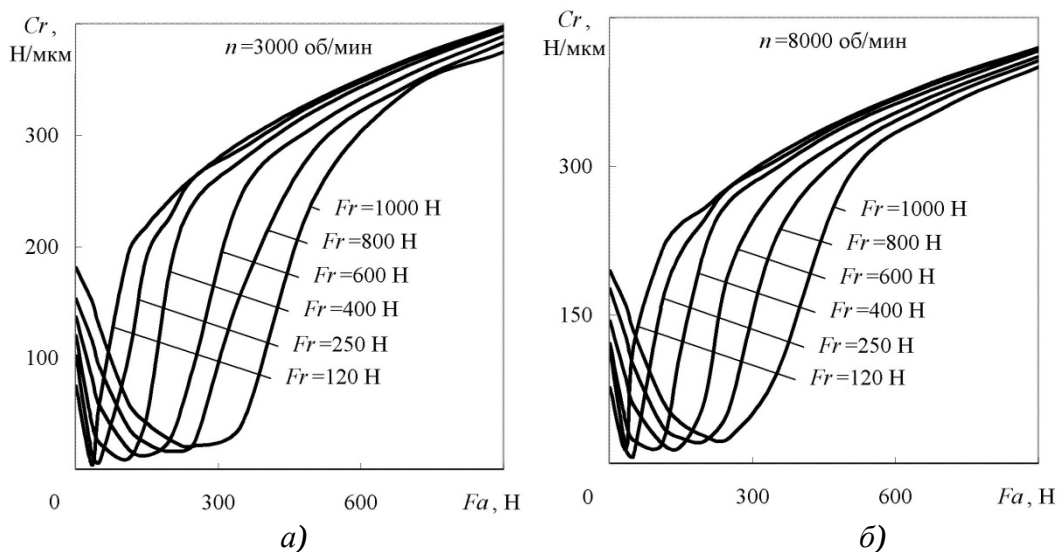


Рис. 1. Зависимость радиальной жёсткости от осевой нагрузки при различной радиальной нагрузке и частоте вращения: а) $n=3000$ об/мин; б) $n=8000$ об/мин

Из рис. 1 видно, что коэффициент радиальной жёсткости с ростом осевой нагрузки снижается, достигая минимума, а потом начинает возрастать. Минимальное значение на порядок меньше, чем значение при нулевой осевой нагрузке, и соответствует соотношению сил $F_a/F_r \approx 0,25...0,3$. Имеет место ярко выраженный провал характеристики, причём ширина его прямо зависит от величины радиальной нагрузки: чем больше радиальная нагрузка, тем шире область низких значений коэффициента радиальной жёсткости подшипника.

Библиографический список

1. Барманов, И.С. Исследование динамики авиационного шарикового радиально-упорного подшипника качения [Текст] / И.С. Барманов; СГАУ. – Самара, 2010. – 61 с. – деп. в ВИНТИ Рос. акад. наук 29.11.2010, № 664-В2010.

УДК 621.452.3

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТОРЦЕВОГО БЕСКОНТАКТНОГО УПЛОТНЕНИЯ

Горячкин Е. С.

Научный руководитель: Виноградов А. С., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королева (национальный исследовательский университет), г. Самара

При взлёте, наборе высоты, полёте на крейсерской высоте, сбросе высоты, различных эволюциях самолёта значение потребной тяги изменяется в широких пределах. Такое регулирование обеспечивается за счёт изменения частоты вращения ротора. При этом меняются нагрузки, действующие на элементы уплотнения. Главные факторы, вызывающие деформацию уплотнения, - давление и температура воздуха, частота вращения.

Уплотнение в средней опоре исследовалось в диапазоне давлений уплотняющей среды $p_{КСД}^* = 298 \div 770$ кПа; температуры $T_{КСД}^* = 416 \div 551$ К. Диапазон изменения частоты вращения ротора НД $\bar{n}_{НД} = 59,6 \div 104,3$ %.

Разработанная динамическая модель позволяет исследовать такие характеристики уплотнения, как минимальная величина и амплитуда изменения зазора, влияющие на работоспособность уплотнения; величина утечек, характеризующая качество работы уплотнения.

Исходными данными для расчёта являются амплитуда и частота колебаний ротора, жёсткость и коэффициент демпфирования пружин, моделирующих газовый слой и вторичное уплотнение.

При изменении величины зазора будет меняться жёсткость газового слоя, что приведёт к изменению амплитуды колебаний. В связи с этим появляется необходимость итерационного расчёта: в пакете ADAMS определяются величина зазора с исходной жёсткостью газового слоя; основываясь на распределении давлений по уплотнительному кольцу, в программе расчёта зазора подбирается жёсткость газового слоя, соответствующая зазору, полученному в ADAMS.

Исследовано влияние на величину амплитуды зазора жесткости воздушного слоя между уплотнительными кольцами, демпфирования в уплотнении (рис. 1).

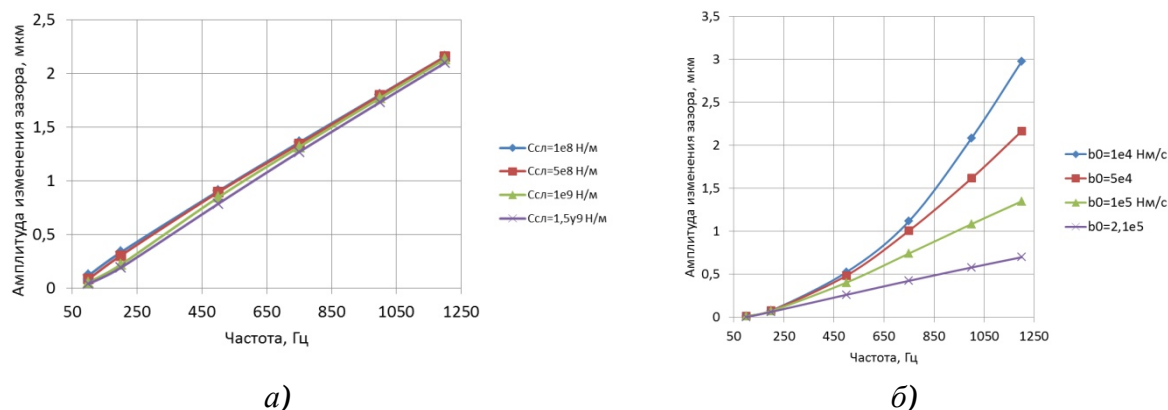


Рис. 1. Влияние на амплитуду изменения зазора: а) жесткости газового слоя, б) демпфирования

Дальнейшее усовершенствование модели позволит выполнить исследование с учетом деформаций уплотнительного кольца, инерционности нагружения по режимам.

УДК 621.452.3

РАЗРАБОТКА ДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ТОРЦЕВОГО БЕСКОНТАКТНОГО УПЛОТНЕНИЯ В ОПОРЕ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Горячкин Е. С.

Научный руководитель: Виноградов А. С., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королева (национальный исследовательский университет), г. Самара

В работе исследуется торцевое бесконтактное уплотнение средней опоры ТРДДФ, предназначенное для разделения масляной и воздушной полости.

При запуске двигателя, переходе с режима на режим детали ротора и статора будут деформироваться по-разному (из-за различного влияния изменения давления, температуры, центробежных сил и т.д.). При этом в уплотнении могут возникать деформации, которые могут привести к раскрытию контактной пары уплотнительных колец и утечкам масла через зазор, либо касание колец, вплоть до их разрушения. В связи с этим появляется необходимость создания расчётной модели для исследования работы уплотнительного узла в динамике по режимам работы ГТД.

В настоящее время известно несколько моделей ТГДУ: одномассовая, двухмассовая, трёхмассовая. Экспериментальный анализ показал, что кинематического отрыва твёрдосплавного кольца от торца ротора не происходит. Поэтому для практических случаев достаточно рассмотрения двухмассовой модели ТГДУ (рис. 1).

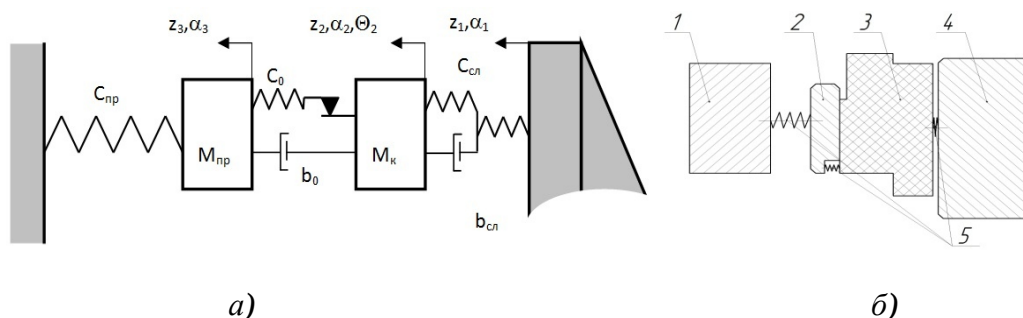


Рис. 1. ТГДУ: а) схема двухмассовой модели, б) исследуемая модель

Расчётная модель представляет собой невращающееся кольцо 1 (элемент статора), невращающееся графитовое уплотнительное кольцо 3, вращающееся твёрдосплавное кольцо 4 (элемент ротора). Графитовое кольцо 3 поджимается к ротору прижимным кольцом 2. При работе между кольцами 3 и 4 возникает зазор, определяющий величину утечек. Кольца соединены между собой наборами пружин 5, обладающих жёсткостью C и демпфированием b .

Кольцо 1 лишено всех степеней свободы. Прижим 2 и уплотнительное кольцо 3 имеют возможность перемещения по любым степеням свободы. Перемещение кольца 4 задаётся законом движения в виде линейных или угловых колебаний. Исходными данными для расчёта являются жёсткость и коэффициент демпфирования пружин, частота и амплитуда колебаний ротора.

В результате расчёта определяется амплитуда изменения зазора между уплотнительным кольцом и ротором, что позволяет найти величину утечек, сделать вывод о работоспособности уплотнения. Итерационным расчётом можно найти, как влияет изменение режима работы двигателя на работу уплотнения.

УДК 621.4

**РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ ТОЛЩИНЫ ОБОДА
«БЕЛИЧЬЕГО КОЛЕСА» УПРУГОДЕМПФЕРНЫХ ОПОР
СОВРЕМЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ ГТД**

Жученкова М. А.

Научный руководитель: Барманов И. С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

При конструировании упругих элементов немаловажным является определение толщины обода упругой втулки типа «белчьего колеса». Как показали исследования, недостаточная жёсткость обода может повлиять на деформацию упругого элемента, что может вызвать перекос втулки. На рис. 1 представлена нагруженная модель упругого элемента с массивным ободом. В этом случае все балочки деформируются одинаково и перекоса не наблюдается.

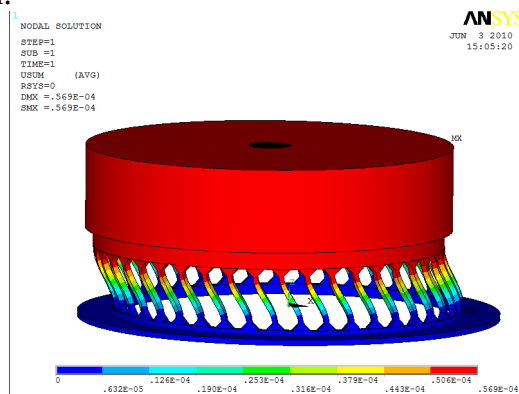


Рис. 1. Деформации упругого элемента при массивном ободу

При недостаточной жёсткости обода происходит его овализация (рис. 2). Чтобы не было влияния на деформацию балочек, необходимо выбирать оптимальную толщину обода. Если обойма подшипника устанавливается с натягом в упругий элемент, то толщину обода можно принять равной 4...5 мм, т.к. сама обойма подшипника тоже придаст жёсткость конструкции. Если же подшипник устанавливается с зазором или опора интегрированная (опора, в которой упругий элемент, обойма подшипника и втулка демпфера выполнены в виде одной детали), то толщину обода рекомендуется принимать равной 8...12 мм.

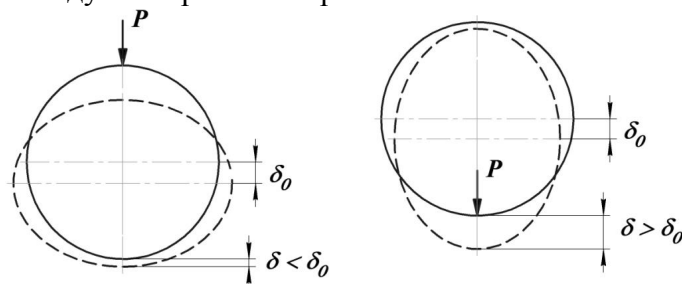


Рис. 2. Деформации обода при его недостаточной жёсткости

Библиографический список

1. Балякин, В. Б. Исследование влияния способа нагружения упругого элемента типа «белчьего колеса» на точность определения его жёсткости с помощью пакета «ANSYS» [Текст] / В.Б. Балякин, Е.П. Жильников, И.С. Барманов, Р.Р. Бадыков // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – Самара, 2011. – Т. 13, № 4 – с. 213-216.

УДК 621.4

МЕТОДИКА РАЗРАБОТКИ КОНСТРУКЦИИ КОРОТКОГО ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ДЕМПФЕРА

Жученкова М. А.

Научный руководитель: Барманов И.С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Для разработки конструкции гидродинамического демпфера (ГДД) необходимо определить коэффициент демпфирования по формуле $d_{гдд} = F_t / e\Omega$. Тангенциальная составляющая гидродинамической силы F_t зависит от режима течения смазки (ламинарный, турбулентный, с наличием зон кавитации, с учётом сил инерции), геометрических параметров демпфера. Изначально необходимо задать исходные данные для ГДД: частоту прецессии Ω , длину L , радиус R , эксцентриситет e , шероховатость Ra и вязкость смазки η . При прямой синхронной прецессии, что характерно для двигателей летательных аппаратов, частота прецессии определяется частотой вращения ротора, длину демпфера первоначально можно принять равной ширине подшипника B , радиус демпфера можно определить по зависимости $R = 0,5D_H + a$, где D_H – диаметр наружного кольца подшипника, a – толщина обода упругого элемента в месте установки подшипника (рис. 1).

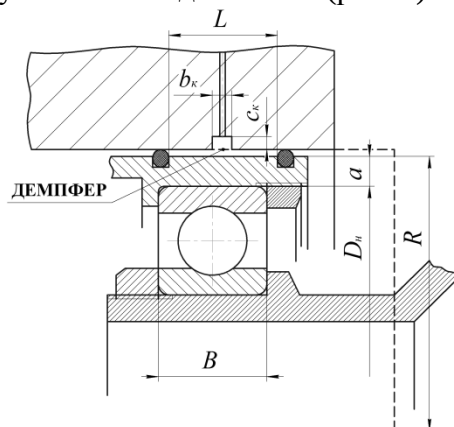


Рис. 1. Определение размеров ГДД

Исходя из температуры смазки, определяется её вязкость. Величину шероховатости рабочих поверхностей демпфера рекомендуется принять равной $Ra=1,25$, т.к. её можно получить тонким точением, что не является дорогостоящей технологической операцией. Величину эксцентриситета при работе ГДД можно определить максимально допустимой амплитудой колебаний ротора в районе опоры. Для обеспечения осевого течения жидкости в коротком непроточном ГДД на концах вибратора устанавливаются уплотнения – поршневые металлические кольца или резиновые кольца, а в средней части демпфера выполняется канавка шириной $b_k = 4...6$ мм и глубиной $c_k = 3...4$ мм. Размеры канавок под уплотнительные кольца определяются по справочнику. На основании исходных данных проводится расчёт ГДД, который определяет величину демпферного зазора d .

Библиографический список

1. Белоусов, А.И. Теория и проектирование гидродинамических демпферов опор роторов [Текст] / А.И. Белоусов, В.Б. Балякин, Д.К. Новиков; под ред. А.И. Белоусова – Самара: Издательство Самарского научного центра РАН, 2002 – 335 с.

УДК 621.694.2

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЖЕКТОРА ДЛЯ МИКРОГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Кирхмайр С.¹

Научные руководители: Георги Я.¹, Тисарев А. Ю.²

¹Институт авиационных двигателей, Университет Штутгарта, Германия

²Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

За последние 60 лет было выполнено много исследований эжекторов в составе реактивных двигателей. Целью было увеличение тяги двигателя. Уменьшение расхода топлива, снижение шума реактивной струи, уменьшение выходной температуры и т.д. были второстепенными в то время и редко были предметом научной работы. Исследования над эжекторами носили, главным образом, экспериментальный характер. На сегодняшний день не существует модели эжектора, которая в состоянии достоверно определять величину эксплуатационных характеристик в широком диапазоне режимов. Это является необходимым для оценки характеристик эжектора на авиационном двигателе и сравнения с другими конфигурациями, а также для количественной взаимозависимости между эжектором и двигателем. Поэтому возникла необходимость в модели эжектора в реальных полётных условиях.

Принцип работы эжектора хорошо известен, однако в пакетах программ по расчёту характеристик двигателей отсутствуют соответствующие модели. Вызывает интерес взаимное влияние работы эжектора и газотурбинного двигателя. Поэтому создан модуль вычисления характеристик эжектора в газотурбинном двигателе с сужающимся основным соплом для применения в составе расчётного пакета программ. Было проведено моделирование течения в эжекторе с использованием пакета Fluent. В качестве примера выполнен расчёт микрогазотурбинного двигателя ILA001 на рабочих режимах и произведено сравнение со случаем без эжектора. Последующее рассмотрение результатов показывает, что модель необходимо доработать за счет учёта потерь на входе, на смешение и на трение.

В программе расчёта характеристик была реализована одномерная формулировка без учёта потерь для расчёта характеристик эжектора в авиационном двигателе. Было показано, что процессы в эжекторе и влияние эжектора на двигатель и наоборот могут быть качественно проанализированы. Модель показывает недостатки, присущие эжекторам огромных диаметров. По этой причине на следующем этапе модель была расширена включением аэродинамических потерь. Результаты этой расширенной модели были проверены как экспериментально, так и более точными методами расчёта. Проведено численное газодинамическое вычисление эжектора. Экспериментальные исследования, касающиеся феноменологического изучения потока эжектора, выполнены в аэродинамических и водных трубах Института авиационных двигателей университета Штутгарта. Кроме того, доступен испытательный стенд микрогазотурбинного двигателя со средствами измерений давления, температуры и тяги. Это позволило измерить характеристики эжектора на работающем двигателе при статических условиях для дальнейшей проверки и улучшения точности модели.

Результаты, представленные в данной работе, были получены как часть совместного проекта между кафедрой конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов (СГАУ) и институтом авиационных двигателей (Штутгарт).

УДК 621.822.187

УЧЁТ ИЗМЕНЕНИЯ УГЛА ПОВОРОТА ВКЛАДЫШЕЙ В МОДЕЛИ РАБОЧЕГО ЗАЗОРА СЕГМЕНТНОГО ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ПОДШИПНИКА С САМОУСТАНОВЛИВАЮЩИМИСЯ ВКЛАДЫШАМИ

Паровой Е. Ф.

Научный руководитель: Фалалеев С. В., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Расчётная модель, созданная в Ansys CFX, представляет из себя 3D CAE модель зазора между рабочим вкладышем подшипника и вращающимся валом. В исходном положении величины зазора на выходе и входе смазки одинаковы. При раскрутке вала начинает реализовываться характерный вид эпюры давлений, давление растёт, возникшая сила давит на вкладыш подшипника, что приводит к его повороту и, следовательно, к растяжению и сжатию соответствующих областей упругого подвеса вкладышей. Угол поворота вкладышей описывает величина δ_k (рис. 1, слева).

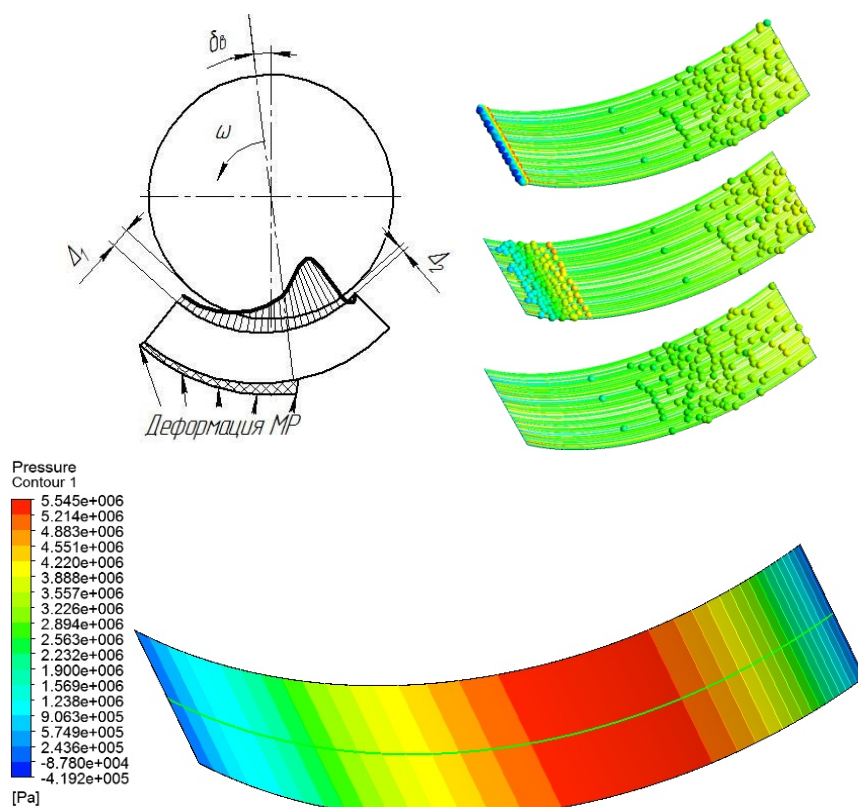


Рис. 1. Особенности расчётной модели

Для расчёта использовались модели рабочего зазора нагруженного вкладыша исследуемого подшипника. В результате исследований были получены характеристики течения рабочей жидкости (течение наглядно представлено на рис. 1, справа, распределение давлений - на рис. 1, внизу), вид зависимостей параметров течения смазки от угла поворота вкладышей подшипника (от 0° до $0,03^\circ$). С увеличением угла поворота δ_k максимум давлений становится более характерным.

УДК 62.762.001.5

О ВЫБОРЕ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ КОНТАКТНЫХ УПЛОТНЕНИЙ МАСЛЯНЫХ ПОЛОСТЕЙ ГТД

Петрухин А. Г.

Научный руководитель: Новиков Д. К., д-р техн. наук, профессор

ОАО «КУЗНЕЦОВ», г. Самара

Основным назначением уплотнений роторов ГТД является недопущение утечек масла из масляных полостей опор. Эффективность работы уплотнений определяется рядом факторов, включая свойства материалов контактной пары. В торцевых контактных уплотнениях ГТД для уплотнительных колец применяются в основном угольно-керамические материалы, работающие в паре с различными металлами. Особое значение в условиях эксплуатации имеет износостойкость пары скольжения.

Главными причинами разрушения материалов уплотнительных колец являются силовые, термические перегрузки и износ. Работоспособность уплотнения определяет прирабатываемость материалов пары скольжения (позволяющая избегать схватывания, прижогов и образования трещин), а также пористость (обеспечивающая впитывание смазки, высокие кинематические характеристики и износостойкость).

Угольно-керамические материалы, применяемые в уплотнениях, подразделяются на аморфные твёрдые угли (высокая прочность, низкая теплопроводность), электрографиты (высокая теплопроводность, ограниченная прочность) и углеграфиты. Наиболее важными параметрами уплотнительных колец из указанных материалов являются теплопроводность, пределы прочности (на сжатие, растяжение, изгиб, модуль объёмной упругости) и твёрдость.

Выбор пары трения для контактного уплотнения во многом определяет его эксплуатационные и ресурсные характеристики.

Проанализированы различные наиболее применимые в ГТД углеграфитовые материалы, их прочностные и теплофизические свойства.

На основании проведенного анализа сделаны следующие выводы:

1. Наилучшими характеристиками среди представленных марок обладает пирографит, имеющий наибольший предел прочности на изгиб, сжатие и максимальную рабочую температуру. По предельно допустимой скорости скольжения пирографит не уступает АТГ.

2. Работа графитового кольца из ПГИ в паре со стальной втулкой с хромомолибденовым покрытием обеспечивает достигнутый на настоящее время у лидерных изделий ресурс контактных уплотнений до 24000 часов (без переборки) и наработку на отказ серийных образцов более 100000 часов.

3. Перспективным направлением развития конструкции масляных полостей опор двигателей является применение в них бесконтактных уплотнений (гидродинамических или газодинамических), в перспективе обеспечивающих заметное снижение стоимости узла при более высокой величине надёжности и ресурса.

Библиографический список

1. Трянов А. Е. Особенности конструкции узлов и систем авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. пособие. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2010. – 198 с.

2. API Standard 682 Pumps-Shaft Sealing Systems for Centrifugal and Rotary Pumps, Third Edition, American Petroleum Institute, Washington, D.C.

УДК 621.4

СПОСОБЫ СНИЖЕНИЯ РАЗБРОСА ХАРАКТЕРИСТИК ЖЁСТКОСТИ УПРУГИХ ЭЛЕМЕНТОВ ТИПА «БЕЛИЧЬЕГО КОЛЕСА»

Рябинин В. В.

Научный руководитель: Барманов И. С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

При серийном изготовлении упругих элементов (УЭ) имеет место разброс жёсткостных характеристик за счёт погрешностей производства. Для снижения разброса характеристик можно применить следующие способы: уменьшить допуски на размеры, уменьшать число геометрических размеров, разработать регулируемые конструкции. Первый способ рекомендуется применять, если это целесообразно с экономической точки зрения, т.к. ужесточение допусков на размеры вызывает объективные технологические сложности при изготовлении. Остальные способы можно успешно реализовать, например, прямоугольное поперечное сечение балочки можно заменить круглым с диаметром d . Коэффициент жёсткости УЭ с балочками круглого сечения будет определяться зависимостью $c = (3pnEd^4)/(64l_e^3)$. Таким образом, мы уменьшаем число размеров, допуски на которые влияют на коэффициент жёсткости, с четырёх до двух, и одновременно можем существенно уменьшить поле допуска на диаметр поперечного сечения до 0,02 мм, выполняя цилиндрические балочки тонким точением. В этом случае конструкция должна быть сборной. Балочки можно изготавливать в виде шпилек, вворачивая их одним концом во фланец, а к другому концу с помощью гаек крепить подшипник с демпфером. Такая конструкция позволяет обеспечить высокую точность заданной жёсткости не только уменьшением числа размеров и величины допуска, но и путём регулирования свободной длины балочек. На рис. 1 приведена конструкция опоры, которая позволяет точно подбирать жёсткость опоры за счёт регулирования длины балочек УЭ и их высокоточной механической обработки. Поперечное сечение балочек УЭ имеет круглую форму.

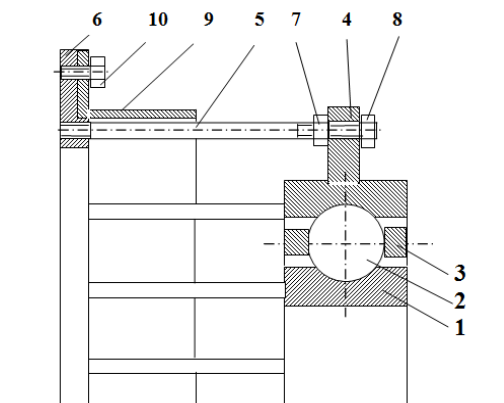


Рис. 1. Опора с возможностью точного регулирования жёсткости

Библиографический список

1. Балякин, В. Б. Влияние эксплуатационных и технологических факторов на динамические параметры упругих элементов упругодемпферных опор роторов [Текст] / В. Б. Балякин, Б. Б. Косенок, И. С. Барманов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – Самара, 2010. – № 1 – С. 114-119.

УДК 621.4

ВЛИЯНИЕ ШЕРОХОВАТОСТИ РАБОЧИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ КОРОТКОГО ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ДЕМПФЕРА НА ТАНГЕНЦИАЛЬНУЮ И РАДИАЛЬНУЮ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ

Рябинин В. В.

Научный руководитель: Барманов И. С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Для учёта влияния шероховатости рабочих поверхностей демпфера предлагается определять номинальное значение зазора в виде $d = d_0 + 3s$, где d_0 – величина демпферного зазора в концентричном положении, измеренная между вершинами микронеровностей. Среднее абсолютное отклонение шероховатости рабочих поверхностей $s = \sqrt{s_1^2 + s_2^2}$, где $s_{1,2} \cong 1,25Ra_{1,2}$. Влияние шероховатости поверхностей рассматривается в области малых величин демпферного зазора, гидродинамическая задача сводится к решению усредненного уравнения Рейнольдса.

Влияние шероховатости оценивается по относительным гидродинамическим силам $\bar{f}_t^i = F_{tT}^i / F_{tT}^f$ и $\bar{f}_R^i = F_{RT}^i / F_{RT}^f$ от безразмерного параметра шероховатости $\bar{s} = s/d$ (рис. 1). За относительную тангенциальную и радиальную составляющие гидродинамической силы принимается отношение данных сил, вычисленных с учётом шероховатости, к силам без учёта шероховатости соответственно.

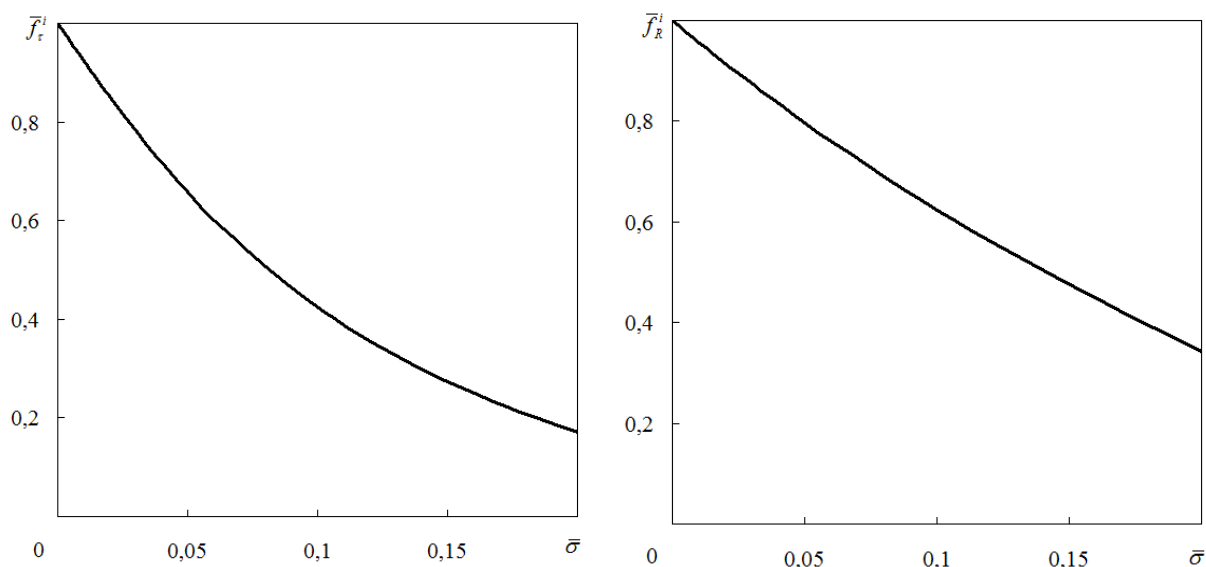


Рис. 1. Зависимость $\bar{f}_t^i$ и $\bar{f}_R^i$ от $\bar{s}$

Исходя из рис. 1, можно заключить, что шероховатость в большей степени влияет на тангенциальную силу, чем на радиальную, причём, при $\bar{s} = 0,03$ тангенциальная сила отличается более чем на 20 %, а радиальная – всего на 10 %.

Библиографический список

1. Барманов, И. С. Методика расчёта характеристик короткого гидродинамического демпфера с учётом качества обработки рабочих поверхностей [Текст] / И.С. Барманов; СГАУ. – Самара, 2011. – 29 с. – деп. в ВИНТИ Рос. акад. наук 15.07.2011, № 346-B2011.

УДК 621.4

ПОГРЕШНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ЖЁСТКОСТИ УПРУГОГО ЭЛЕМЕНТА ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ЧИСЛЕННОГО ЭКСПЕРИМЕНТА С ПОМОЩЬЮ ANSYS

Смирнов М. А.

Научный руководитель: Барманов И. С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

При исследованиях упругих элементов (УЭ) с помощью пакета *ANSYS* нагрузку можно прикладывать различными способами: в точке; по линии; в точках, распределённых по окружности; по линиям, распределённым по окружности. Более того, приложить нагрузку и измерять перемещения можно как с внешней, так и с внутренней стороны обода. При приложении силы в точке вносится погрешность, которая составляет около 15%. Это обусловлено тем, что в точке приложения силы возникает местная контактная деформация (рис. 1). Для уменьшения погрешности можно в точке приложения задавать такие свойства материала, которые будут способствовать снижению этой погрешности, например, увеличивать твёрдость поверхности.

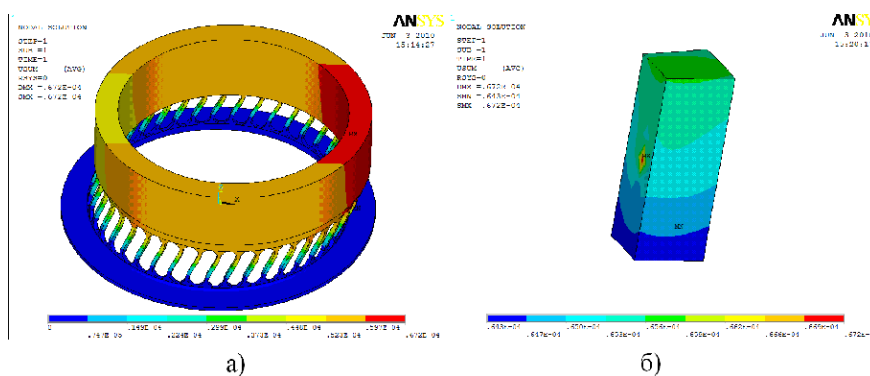


Рис. 1. Деформации при точечном приложении нагрузки:

а) деформации УЭ при внешнем приложении нагрузки; б) местная деформация

Если толщина обода УЭ недостаточная, то приложение нагрузки как с внешней, так и с внутренней стороны может вызвать погрешность до 10%. В этом случае деформация определяется не только перемещением балочек, но и деформациями самого обода – смятием и деформациями стенок. В реальной конструкции нагрузка будет передаваться по окружности через тела качения подшипника. Нагрузка распределяется пропорционально количеству тел качения и их угловому шагу. В случае шарикового подшипника нагрузка распределяется по окружности с контактом в точке, а в случае роликового – по длине рабочей линии ролика. Исходя из полученных результатов, можно отметить, что способ приложения нагрузки может существенно повлиять на результат расчёта характеристик жёсткости УЭ. Из перечисленных способов рекомендуется использовать последний способ, т.к. он максимально приближен к реальному случаю нагружения УЭ.

Библиографический список

1. Балякин, В.Б. Исследование влияния способа нагружения упругого элемента типа «белчьего колеса» на точность определения его жёсткости с помощью пакета «ANSYS» [Текст] / В.Б. Балякин, Е.П. Жильников, И.С. Барманов, Р.Р. Бадыков // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – Самара, 2011. – Т. 13, № 4 – С. 213-216.

УДК 621.4

МЕТОДИКА КОНСТРУИРОВАНИЯ УПРУГИХ ЭЛЕМЕНТОВ ТИПА «БЕЛИЧЬЕГО КОЛЕСА»

Смирнов М. А.

Научный руководитель: Барманов И. С., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Необходимое значение коэффициента жёсткости упругого элемента (УЭ) обеспечивается выбором его геометрических параметров. Для исключения или минимизации перекоса втулки длину упругих балочек l_6 нужно принимать настолько максимальной, насколько позволяют габаритные размеры опоры. Далее задаётся количество балочек n , которое должно было не менее 16, чтобы уменьшить анизотропию упругих свойств в УЭ. Радиус скругления пазов r следует задать исходя из номенклатуры диаметров торцевых фрез d_ϕ . Для упрощения технологического процесса изготовления пазов УЭ рекомендуется принять ширину прорезей $m = d_\phi = 2r$. При определении внешнего диаметра УЭ следует исходить из радиуса демпфера $D = 2R$. Количество балочек, внешний диаметр УЭ и ширина прорезей определяют ширину балочки $b = \frac{pD}{n} - m = \frac{2pR}{n} - 2r$ (рис. 1). При этом должно выполняться условие $r/b \leq 1$, которое определяет границы применимости поправочного коэффициента k_2 при определении коэффициента жёсткости УЭ. В противном случае необходимо изменить количество балочек или радиус скругления пазов. Значение коэффициента жёсткости УЭ необходимо обеспечить подбором толщины балочек h . Желательно, чтобы ширина и толщина балочек были близки по величине.

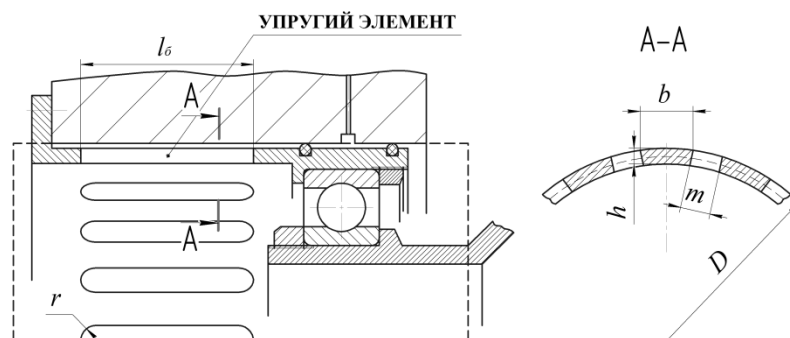


Рис. 1. Определение основных размеров упругого элемента

После того, как определены все размеры УЭ, можно переходить к уточняющим расчётам жёсткости УЭ. Для этого проводится расчёт подшипника качения, по результатам которого будет известно распределение нагрузки по телам качения. Создаётся конечно-элементная модель УЭ в ANSYS, которая нагружается через тела качения подшипника. Это необходимо для уточнения геометрических размеров УЭ с целью обеспечения необходимых характеристик жёсткости.

Библиографический список

1. Балякин, В. Б. Обобщённая методика расчёта и проектирования упругодемпферных опор роторов авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / В.Б. Балякин, И.С. Барманов // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – Самара, 2012. – Т. 14, № 4 – с. 282-287.

УДК 621.45.001

НЕДОСТАТКИ И ПРЕИМУЩЕСТВА СХЕМЫ ДВУХКОНТУРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С РАЗДЕЛЬНЫМИ ДВИЖИТЕЛЯМИ

Тарасова А. В.

Научный руководитель Тарасов В. Н., д-р техн. наук, доцент

Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации

Увеличение степени двухконтурности газотурбинного двигателя (ТРДД) позволяет уменьшить расход топлива благодаря снижению потерь энергии газа в окружающей среде. Однако, возможности увеличения длины лопаток вентилятора ограничены, а переход к винтовентиляторным движителям сдерживается требованиями по безопасности полёта и допустимому уровню шума. В этой связи целесообразно рассмотреть возможные конструктивные схемы увеличения степени двухконтурности, в частности, применение схемы ТРДД с раздельными движителями и общим газогенератором (например, по схеме, изображенной на рис. 1 и рис. 2).

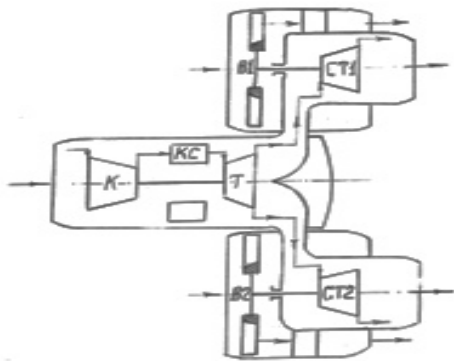


Рис. 1. Схема ТРДД:
К – компрессор;
КС – камера
сгорания;
Т – турбина
газогенератора;
СТ1, СТ2 – свободные
турбины движителей

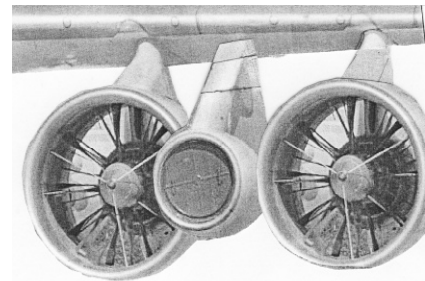


Рис. 2. Компоновка ТРДД

При одинаковой степени двухконтурности очевидным преимуществом ТРДД, выполненного по схеме, показанной на рис.1, является уменьшение входного сечения воздухозаборника каждого движителя теоретически более чем вдвое, что дает возможность снизить высоту лопаток вентилятора примерно в 1,5 раза. Это обстоятельство исключает из конструктивной схемы двигателя редуктор и, кроме того, достаточно просто обеспечивает необходимое согласование параметров свободной турбины и вентилятора, соединенных между собой. Меньшая высота лопаток вентилятора дает возможность выдержать необходимую величину окружной скорости за счет увеличения частоты оборотов свободной турбины, также имеющей более короткие лопатки из-за уменьшения расхода газа. Аэродинамическое сопротивление воздухозаборника газогенератора может быть компенсировано при этом уменьшением входной площади воздухозаборников движителей.

Дополнительно могут быть уменьшены диаметральный габариты газогенератора (через воздухозаборник которого проходит только одна часть воздуха из 15 -20), и введены поворотные сопловые лопатки свободных турбин для регулирования тяги движителей и реверсирования тяги за счет реверса оборотов турбин движителей.

При увеличенной степени двухконтурности получение тяги каждого движителя, например, равной тяге движителя ТРДД традиционной схемы возможно только при удвоении расхода рабочего тела через газогенератор ТРДД, выполненного по схеме рис.1. Это приведет к увеличению размеров и веса газогенератора, причем его вес по приближенной оценке будет примерно на 10% больше суммарного веса двух традиционных ТРДД. По всей видимости, такой вариант целесообразен только для малоразмерных двигателей, у которых именно высота лопаток определяет уровень КПД компрессора и турбины газогенератора.

УДК 629.7

**АНАЛИЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВЕНТИЛЯТОРОВ ГТД
РАЗЛИЧНОЙ КОНСТРУКЦИИ**

Филинов Е. П., Остапюк Я. А.

Научный руководитель: Фалалеев С. В., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В современных ГТД требуемые окружные скорости в лопаточных узлах вентилятора приближаются к 600 м/с, и обеспечить требуемые весовые характеристики этих узлов, применяя традиционные конструктивные решения, не удаётся.

В настоящее время для снижения массы применяют облегчённые - полые или из композитных материалов – лопатки вентилятора. В данной работе рассматривается проектирование полых лопатки. Существует необходимость в изготовлении более лёгких лопаток вентилятора, что позволяет вентилятору с такими лопатками работать при более высоких окружных скоростях, выполнить его с меньшими размерами диска, тем самым сделать его менее дорогим и создать условия для улучшения основных показателей двигателя (массы, удельной тяги).

В основу данного исследования положена задача повышения динамической прочности за счёт дополнительной отстройки от резонанса пластинчатых форм колебаний оболочечных участков полых лопатки от внешних источников возбуждения. Повышение прочности не должно достигаться за счёт ухудшения технических характеристик двигателя или уменьшения его ресурса или увеличения массы.

Техническим результатом является увеличение жёсткости и отстройка частот собственных форм колебаний полых лопатки от внешних источников возбуждения за счёт наддува газа в полость лопатки. Поставленная задача решается тем, что полая лопатка вентилятора содержит внутри ячеек газообразную среду с избыточным давлением в качестве конструктивного элемента для придания жёсткости и отстройки по резонансным частотам, а оболочка выполнена герметичной.

Отстройка от резонансов по пластинчатым формам колебаний путём создания избыточного давления внутри оболочки лопатки обеспечивает меньшую массу лопатки за счёт отказа от установки для такой отстройки дополнительных конструктивных элементов жёсткости (рёбер жёсткости и т.п.).

Отсутствие избыточного давления внутри оболочки может являться диагностическим признаком появления дефекта в лопатке в процессе эксплуатации. При наличии давления внутри профилированной оболочки лопатка будет иметь определённый набор частот колебаний, характерных для её конструкции и величины внутреннего давления. Изменение частотного диапазона будет свидетельствовать о падении давления из-за появления сквозного дефекта в профиле, способного по мере его роста привести к разрушению лопатки в эксплуатации.

Таким образом, можно сделать вывод, что данная схема является оптимальной как с точки зрения обеспечения минимальной массы вентилятора, так и с позиции простоты диагностики состояния лопаток вентилятора на земле.

УДК 629.7.036.34

ВЛИЯНИЕ УГЛА И ШАГА УСТАНОВКИ НАПРАВЛЯЮЩИХ АППАРАТОВ СТУПЕНИ КОМПРЕССОРА ГТД НА ОКРУЖНУЮ НЕРАВНОМЕРНОСТЬ ГАЗОВОГО ПОТОКА И РЕЗОНАНСНЫЕ НАПРЯЖЕНИЯ В ЛОПАТКЕ РАБОЧЕГО КОЛЕСА СТУПЕНИ

Шкловец А. О., Попов Г. М., Колмакова Д. А.

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Лопатка пятой ступени компрессора среднего давления газотурбинного двигателя НК36-СТ снабжена антивибрационной полкой вследствие возникновения в ней высоких переменных напряжений при вынужденных колебаниях. Колебания обусловлены неравномерностью газового потока в канале компрессора, вызываемой наличием стоек опоры за рассматриваемой ступенью. Расположение перед плохообтекаемым телом лопаток под различным углом установки может значительно снизить неравномерность потока, в том числе в области течения перед лопаточным венцом. Для исследования влияния расположения направляющих аппаратов на окружную неравномерность газового потока была создана параметрическая CFD модель компрессора с опорой в программном комплексе Numeca.

Было решено расположить лопатки направляющего аппарата (НА5) за исследуемым рабочим венцом перед стойками опоры с различными углами и шагом установки. Для этого все лопатки НА5 были разделены на 7 групп в соответствии с расположением стоек опор. Прочностные расчёты проводились в программном комплексе Ansys Mechanical на основе разработанной методики расчёта вынужденных колебаний лопаток ГТД.

Было проведено 11 расчётов с различными вариантами изменения угла и шага установки НА5. В исходной конструкции уровень резонансных напряжений составил 86,7 МПа, в варианте с изменением 42 лопаток НА5 уровень динамических напряжений при резонансе составил 31,9 МПа (снижено в 2,7 раз). В варианте с изменением 14 лопаток НА5 уровень динамических напряжений при резонансе составил 46,7 МПа (снижено в 1,85 раз). С технологической точки зрения выгодней изменять как можно меньшее количество лопаток НА5. На рис. 1 приведено распределение относительного статического давления на среднем диаметре РК. Пунктирной линией показано давление в исходном варианте расположения направляющих аппаратов, сплошной линией – при введенной разноугловице и разношаговице.

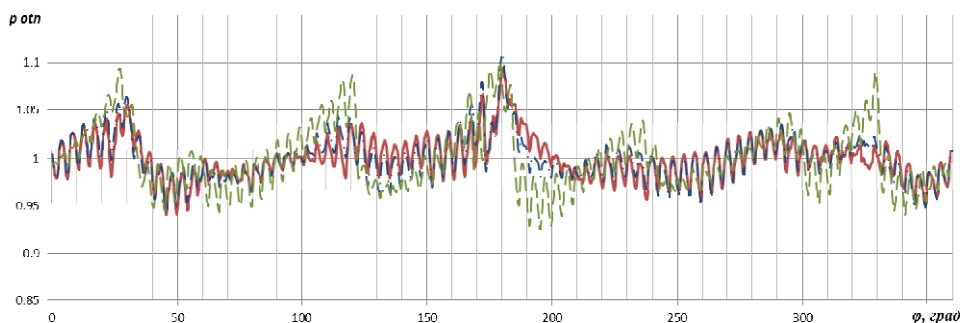


Рис. 1. Графики изменения относительного статического давления

Как видно из представленного графика, наблюдается снижение пиков статического давления в модернизированном варианте конструкции по сравнению с базовым вариантом компрессора. Кроме того, для всех характерных областей достигается более периодичное и равномерное поле потока.

УДК 621.9.08

**РАЗРАБОТКА ИННОВАЦИОННОЙ ТЕХНОЛОГИИ КОНТРОЛЯ
ГЕОМЕТРИИ ДЕТАЛЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВОЗМОЖНОСТЕЙ
СОВРЕМЕННОГО ОБОРУДОВАНИЯ С ЧПУ**

Алексеев В. П., Болотов М. А.

Научный руководитель: Проничев Н. Д., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Одним из основных требований к деталям машиностроения является необходимость высокой точности их геометрических параметров, обеспечивающей надёжность и долговечность работы механизмов и машин.

Традиционно контроль геометрии деталей газотурбинных двигателей (ГТД) непосредственно на оборудовании осуществляется с использованием универсальных средств измерения (штангенциркуль, микрометр) и контрольно-измерительных приспособлений. Однако такие средства измерения не позволяют контролировать множество всех геометрических параметров деталей ГТД. В ряде случаев может быть экономически и технически целесообразным внедрение встроенной технологии контроля с использованием аппаратно-программных возможностей оборудования с ЧПУ (контактных щупов).

Целью работы является разработка технологии контроля геометрических параметров деталей ГТД с использованием измерительных устройств современного оборудования с ЧПУ.

Технология контроля позволяет повысить эффективность производства за счет сокращения уровня брака, повышения качества продукции и уменьшения себестоимости, а также произвести мониторинг точности оборудования.

Представим последовательность реализации технологии контроля на оборудовании с ЧПУ:

- 1) анализ аппаратно-программных возможностей оборудования и систем ЧПУ;
- 2) анализ многообразия измеряемых геометрических параметров деталей машиностроения;
- 3) предложение путей реализации технологии контроля;
- 4) теоретическая и экспериментальная оценка погрешностей измерения;
- 5) экономическая оценка целесообразности внедрения технологии измерения;
- 6) разработка алгоритмов и программных модулей;
- 7) апробация технологии измерения.

Реализация технологии контроля геометрических параметров и соблюдение технических требований по точности формы и расположения поверхностей на современном оборудовании с ЧПУ предлагается с помощью стандартных циклов, которые наиболее точно позволяют определять параметры деталей, и применением контактных щупов. Точность измерения контактных щупов достаточна для контроля многих ответственных технологических параметров деталей машиностроения.

При обработке высокоточных деталей могут быть предусмотрены технологические остановки, в которых осуществляется измерение геометрического параметра, и по результатам измерений принимается решение о доработке той или иной поверхности, с которой связан геометрический параметр.

Библиографический список

1. Никитина, Л.Г. Адаптивное управление станками // Машиностроение и безопасность жизнедеятельности, 2011, №3. – С.61-64.

УДК 621.941.01

ИССЛЕДОВАНИЕ ТОЧНОСТИ ОБРАБОТКИ МАЛОЖЁСТКИХ ДЕТАЛЕЙ ГТД ИЗ ТРУДНООБРАБАТЫВАЕМЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ТОКАРНО – ФРЕЗЕРНОМ ОБОРУДОВАНИИ

Алексеев В. П., Кондратьев А. И.

Научный руководитель: Проничев Н. Д., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В процессе изготовления деталей газотурбинных двигателей возникает ряд существенных проблем. Одной из важнейших является повышение точности тонкостенных ажурных деталей авиационных двигателей. В процессе механической обработки заготовки подвергаются силовому и тепловому воздействию, что приводит к снижению их точностных характеристик.

В данной работе проводилось исследование распределения полей температур на поверхности заготовки, а также оценивалась точность её измерения с помощью современных специальных приборов. Кроме того, в работе исследовались деформации и остаточные напряжения, возникающие в тонкостенных деталях в результате воздействия теплового фактора.

Обработка производилась на токарно-фрезерном обрабатывающем центре TRAUB TNA 300. В ходе эксперимента изменяемым параметром являлась скорость резания, при этом подача и глубина обработки оставались постоянными. Измеряемые параметры температуры на поверхности обрабатываемой заготовки располагались на расстоянии L от источника тепла, измерение проводилось с помощью инфракрасного пирометра IP 140.

Температура обрабатываемой поверхности в зоне резания рассчитывалась с учётом перераспределения теплового потока за счёт теплопроводности материала детали:

$$T_1 = T_2 + \frac{q_2 \cdot l_1}{l}.$$

Повысить точность экспериментально-расчётного способа определения температуры резания можно с использованием метода конечных элементов.

Температура резания определялась методом экстраполяции её значений в зону вершины резца по результатам измерений температуры в двух точках на поверхности заготовки, что существенно упрощает проведение исследований, однако снижает точность полученных результатов.

При моделировании решалась линейная стационарная задача теплопроводности, так как при резании заготовок малой длины за время одного прохода температурный режим в контрольных точках не успевает существенно измениться.

В результате моделирования были получены распределение температуры в продольном сечении, на всей поверхности детали, а также величины температур в контрольных точках, что позволило оценить температуру в зоне резания.

Библиографический список

1. Резников, А. Н. Тепловые процессы в технологических системах [Текст]: Учебник для вузов по специальностям «Технология машиностроения» и «Металлорежущие станки и инструменты»/ А.Н. Резников, Л.А. Резников. – М.: Машиностроение, 1990. – 288 с.

УДК 621.45.04.4

**РАЗРАБОТКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ
ПЛАСТИЧЕСКИХ ДЕФОРМАЦИЙ И УСТАЛОСТНОЙ ПРОЧНОСТИ
ДИАФРАГМ РАЗДЕЛИТЕЛЕЙ**

Бакулин Я. Ю.

Научный руководитель: Кубриков М. В., канд. техн. наук, доцент

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика
Решетнёва М. Ф., г. Красноярск

В вытеснительной системе подачи монотопливной ДУ используется сферический топливный бак с металлическим выворачивающимся разделителем. Диафрагма имеет поверхность полусферы, отбортованной по периферии торовой поверхностью.

В производстве разделителей применяется сплав АД-1. Его применение обусловлено его механическими характеристиками. Он обладает требуемой герметичностью и пластичностью, но постоянная деформация материала приводит к появлению усталостной прочности, поэтому дальнейшее исследование необходимо проводить именно в этой области.

Основная проблема состоит в том, что в результате процесса выворачивания после прохождения зоны перекатывания в материале действуют остаточные упругие напряжения, и при выворачивании бака возможна потеря устойчивости.

После изучения ГОСТ 25.505-85 «Расчеты и испытания на прочность. Методы механических испытаний металлов. Метод испытаний на малоцикловую усталость при механическом нагружении» и ГОСТ 25.504-82 «Расчеты и испытания на прочность. Методы расчета характеристик сопротивления усталости» было решено изготовить испытательную установку.

Для определения усталостной прочности материала предлагается использовать его модель в виде гладких образцов с рабочей частью круглого сечения: трубчатые цилиндрические, сплошные цилиндрические, трубчатые корсетные, сплошные.

Для экспериментального исследования усталостной прочности предлагается разработать специальную установку. Установка будет представлять собой раму, на которой будет крепиться электродвигатель, который посредством ременной передачи будет передавать крутящий момент на шкив, закреплённый на валу, в свою очередь на валу будут закреплены патроны от дрели или подобное удерживающее устройство, в которые вставляется испытуемый образец. Принцип действия прост: шкив под действием приложенного внешнего крутящего момента электродвигателя совершает вращательное движение, которое передается зажиму образца, на который в свою очередь подвешены грузики. Образец жёстко зажат патронами с одной и с другой стороны. Испытания ведутся до разрушения образца, количество циклов считывается датчиками.

Результатом данной работы будет являться разработанная и изготовленная установка для проведения испытаний на малоцикловую усталость. Проведение испытаний на данной установке позволит создать более полную картину о возможности применения материала АД-1 для изготовления диафрагм-разделителей.

УДК 629.7

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Борисов Е. В., Кондратьев Н. Д.

Научный руководитель: Кох А. И., канд. техн. наук

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Разрабатываемая силовая установка для беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), предназначенных для ведения воздушного наблюдения бортовыми средствами, сбора и передачи информации о заданных объектах и районах с последующей её обработкой и представлением данных в заинтересованные инстанции, будет использовать источник электрического тока и состоять из системы подачи топлива, электродвигателя, воздушного винта, системы управления. Структурная схема силовой установки показана на рисунке 1.



Рис. 1. Схема силовой установки БПЛА

Преимущества электрических двигателей (ЭД) по сравнению с двигателями внутреннего сгорания (ДВС) - это меньший вес ЭД и большая надёжность, связанная с отсутствием сложной системы подачи топлива, управления и др., больший КПД двигателя и простота обслуживания. Также одним из главных преимуществ силовой установки с электрическим двигателем является малый уровень шума, на значение которого в большей степени влияет геометрия воздушного винта. Характеристики двигателя ModelMotorsAXI 5360/20: 120 об/мин.; максимальный ток: 65 А / 30 сек.; рабочий ток: 20...59 А; максимальный КПД: 94%.

В качестве источника электрического тока используется топливный элемент (ТЭ). Топливный элемент имеет более высокий КПД по сравнению с тепловыми двигателями (до 70%), не имеет вредных выбросов, бесшумен в работе. БПЛА с электрическими двигателями и питанием от батарей или аккумуляторов имеют продолжительность полета до 2 часов, с топливными элементами – до 8 часов и в несколько раз больший радиус действия. БПЛА Ion Tiger (NRL, США), работающий на водородной топливной ячейке, смог провести в воздухе 23 часа 17 минут, установив, таким образом, неофициальный рекорд для подобных аппаратов.

Топливные элементы - это электрохимические устройства, которые в результате высокоэффективного «холодного» горения топлива непосредственно вырабатывают электроэнергию

Целью работы является создание и испытание БПЛА с использованием силовой установки на топливных элементах, аналогов которых на данный момент в России не существует.

УДК 621.431.75

**ПРИМЕНЕНИЕ ПУЛЬТОВ-ТРЕНАЖЁРОВ, ОБЪЁМНОГО
ПРОЕКТИРОВАНИЯ И СТАНКОВ С ЧПУ В КУРСОВОМ ПРОЕКТЕ
«ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА
ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛИ»**

Елисеев И. К.

Научный руководитель: Балякин А. В., инженер, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В связи с развитием информационных технологий современный уровень проектирования технологических процессов предполагает широкое их использование. Сегодня объёмные (3D) модели изделий, узлов, деталей, оборудования, средств технологического оснащения и инструмента можно использовать не только на производстве, но и при решении задач, поставленных в курсовом проекте «Проектирование технологического процесса изготовления детали». Они являются основой при проектировании оптимальных технологических процессов изготовления деталей, заготовок, формообразующей оснастки и пр. на современном высокопроизводительном оборудовании.

В научной лаборатории представлены системы ЧПУ как ведущих мировых производителей HEIDENHAIN, SIEMENS SINUMERIK, FANUC, HAAS, так и отечественного производителя систем ЧПУ БалтСистем NC-201M. В связи с этим актуальной становится возможность использования интерактивных пультов, станков с ЧПУ и необходимого программного обеспечения для решения задач, поставленных в курсовом проекте.

Это дает возможность детально рассмотреть все технологические процессы и операции, выполняемые при проектировании технологического процесса изготовления детали, и наглядно показать процесс ее обработки.

В рамках курсового проекта было выдано задание – чертёж детали «втулка», спроектирована заготовка (рисунок 1), составлен технологический маршрут, разработана управляющая программа, смоделирован процесс обработки детали (рисунок 2).

В результате такой подготовки выпускники нашего университета будут уверенно чувствовать себя на предприятиях, ставящих задачи современного проектирования и новых подходов в изготовлении изделий.

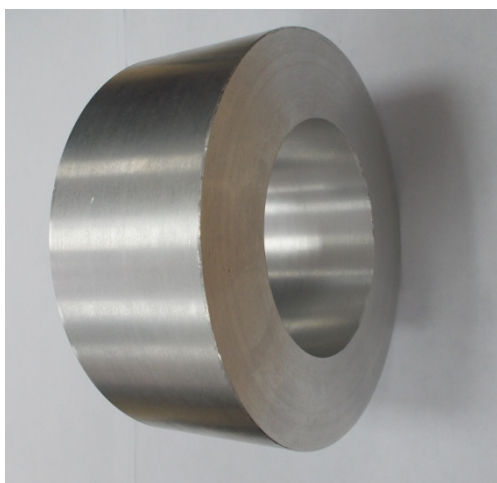


Рис. 1. Заготовка

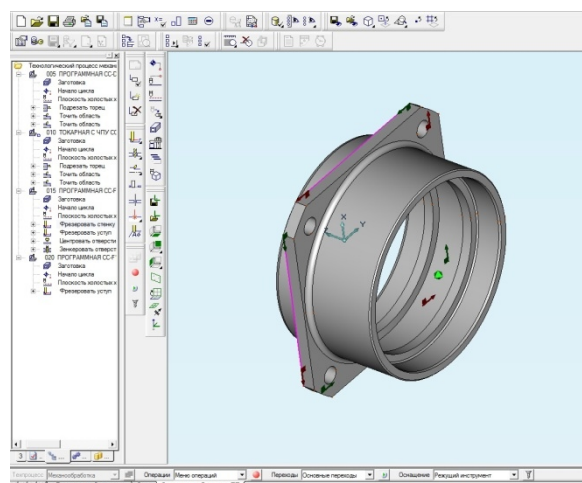


Рис. 2. Моделирование технологического процесса

УДК 621.9.08

**РАЗРАБОТКА МЕРОПРИЯТИЙ ПО СОВЕРШЕНСТВОВАНИЮ УЧАСТКА
ПОЛИРОВКИ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ПОСРЕДСТВОМ ВНЕДРЕНИЯ
СОВРЕМЕННОГО ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ**

Ерохин Н. В.

Научный руководитель: Болотов М. А., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Лопатка компрессора ГТД является самой многочисленной и сложной деталью двигателя и составляет около 40% трудоёмкости в его производстве. Эксплуатационные характеристики ГТД напрямую зависят от точности изготовления пера лопаток компрессора.

На многих предприятиях авиадвигателестроения до сих пор реализуется технология ручной полировки пера. Точность полировки лопаток определяется процессом ручной полировки и измерения. С целью совершенствования участка полировки в работе предлагаются следующие мероприятия: 1) для повышения точности полировки предлагается внедрение современного измерительного прибора, характеризующегося высокой точностью и производительностью; 2) для снижения простоев и непроизводительных затрат времени предлагается перепланировка участка.

В работе осуществлялось моделирование участка с учётом предлагаемых мероприятий. Имитационное моделирование выполнялось в программном пакете AnyLogic University 6.8.0. Данный продукт позволил оценить временные и вероятностные характеристики функционирования участка, а также наглядно отобразить улучшенное состояние производственного процесса.

Технико-экономический анализ предложенных мероприятий с использованием данных, полученных в ходе имитационного моделирования, позволил сделать следующие выводы:

- снизились простои от годового производственного цикла на 6%;
- увеличилась производительность участка из-за отсутствия временных простоев, а также из-за интенсивности поломок и продолжительности его ремонта;
- достигнутая производительность повысит прибыльность предприятия;
- повысилась стабильность хода производственного процесса;
- стабильность производственного процесса позволила снизить риск возникновения штрафов и рекламаций;
- точность внедряемого современного измерительного оборудования позволила существенно снизить процент брака машино-комплектов;
- сниженный процент брака позволяет экономить материальные средства, затрачиваемые предприятием на пересборку после испытаний на запас газодинамической устойчивости ГТД;
- подсчёт годового экономического эффекта от внедрения современного измерительного оборудования показал, что потребное количество внедряемого оборудования окупается в течение 1 года.

УДК 621.9.08

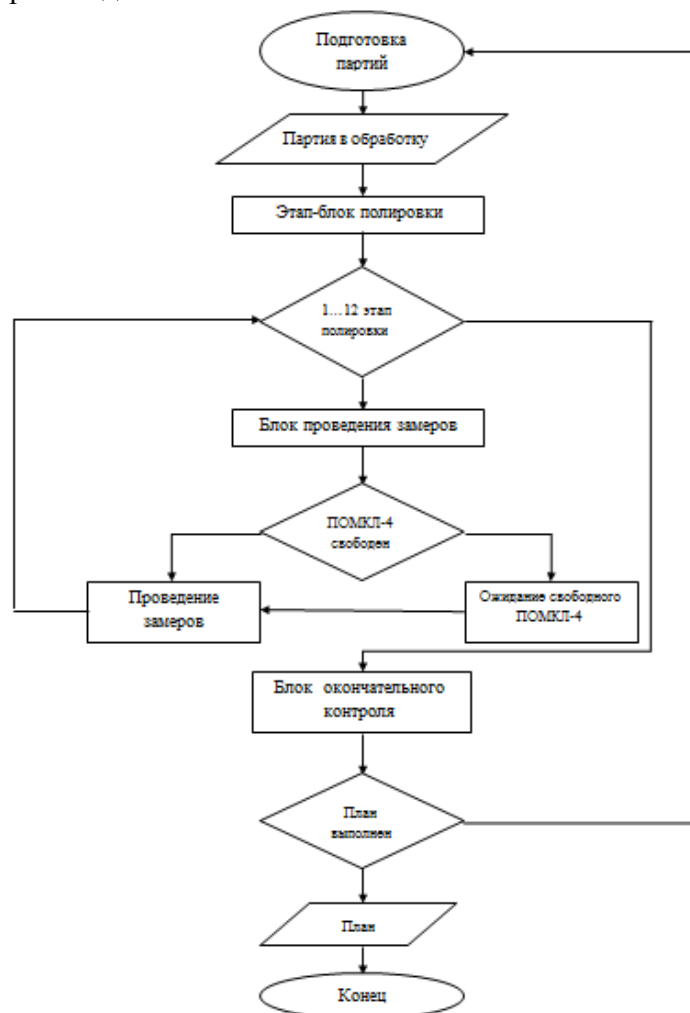
МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОИЗВОДСТВЕННОГО ПРОЦЕССА УЧАСТКА ПОЛИРОВКИ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ГТД

Ерохин Н. В.

Научный руководитель: Болотов М. А., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Эксплуатационные характеристики ГТД сильно зависят от точности изготовления пера лопаток компрессора. На многих предприятиях авиадвигателестроения до сих пор реализуется технология ручной полировки пера. Точность пера лопатки определяется точностью операции ручной полировки. Рост точности сдерживается существующим измерительным оборудованием ПОМКЛ-4. Задачей работы является моделирование существующего производственного процесса изготовления компрессорных лопаток ГТД с целью определения резервов повышения производительности и точности изготовления лопаток.



Имитационное моделирование осуществлялось в программном пакете AnyLogic University 6.8.0.

Данный продукт позволил наглядно отобразить текущее положение производственного процесса. В основу разрабатываемой модели заложена блок-схема, приведённая на рисунке 1.

Поиск резервов с использованием разработанной модели позволил сделать вывод о том, что для повышения производительности и точности изготовления необходимо произвести перевооружение парка измерительного оборудования. Это позволит избежать временных потерь производственного процесса, а также материальных потерь из-за неудовлетворительных показателей по точности измерений.

Рис. 1. Блок-схема имитационной модели

УДК 621.914.22

ФАКТОРЫ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ ГЕОМЕТРИЮ НА ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ЧАСТИ КОНЦЕВЫХ ФРЕЗ ДЛЯ ТРУДНООБРАБАТЫВАЕМЫХ МАТЕРИАЛОВ

Жидяев П. Н.

Научный руководитель: Жидяев А. Н., инженер

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Одним из наиболее перспективных направлений развития машиностроения являются инструментальные системы. Современные технологии позволяют получать высокоэффективный инструмент за счёт использования износостойких покрытий, геометрических новшеств, современных материалов. При проектировании геометрии фрез необходимо учитывать влияние отдельных геометрических параметров на конструкцию в целом, которая определяет стойкость и производительность инструмента.

Целью данной работы являлся подбор оптимальной геометрии при заданном неравномерном окружном шаге и минимальной ширине задней поверхности на цилиндре концевой четырехзубой фрезы.

Основная трудность, которая возникает при проектировании инструмента с неравномерным окружным шагом, – заниженные значения ширины задней поверхности на цилиндре. При проектировании фрез с двумя задними поверхностями есть вероятность получения «укороченного зуба» без второй задней поверхности при использовании круга стандартной геометрии 1А1. Для получения необходимого значения могут варьироваться следующие параметры: глубина канавки, передний угол на цилиндре, профиль шлифовального круга, угол наклона спирали канавки.

Рассмотренные факторы и соответствующие им значения ширины задней поверхности приведены в таблице 1.

В результате было выявлено, что для получения инструмента лучше всего подходит шлифовальный круг с геометрией 1V1. Его использование позволяет обеспечить необходимое значение глубины канавки (2,85 мм) и переднего угла (9°).

Таблица 1. Зависимость ширины задней поверхности на цилиндре при заданном окружном шаге от глубины канавки, переднего угла на цилиндре, типа шлифовального круга и угла наклона канавки.

Параметр	Значение					
Глубина канавки, мм	2,85	2,71	2,85	2,85	2,85	2,85
Передний угол, °	9	9	6	9	6	9
Шлифовальный круг	1А1	1А1	1А1	1V1	1V1	1V1
Угол наклона канавки, °	44	44	44	44	44	42
Заданная ширина задней поверхности, мм	1,20	1,50	1,39	3,00	3,30	2,60
Расчетное значение ширины, мм	1,28	1,55	1,45	3,00	3,20	2,60
Ширина задней поверхности при шаге 86°	0,86	1,13	1,03	2,58	2,78	2,18
Ширина задней поверхности при шаге 92°	1,49	1,76	1,66	3,21	3,41	2,81
Ширина задней поверхности при шаге 88°	1,07	1,34	1,24	2,79	2,99	2,39
Ширина задней поверхности при шаге 94°	1,70	1,97	1,87	3,42	3,62	3,02

УДК 621.322

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕСУРСОВ УНИВЕРСИТЕТСКИХ
МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Карцан Р. В.

Научный руководитель: Карцан И. Н., канд. техн. наук, доцент

Сибирский государственный аэрокосмический университет
имени академика М. Ф. Решетнёва, г. Красноярск

Не так давно отметили пятидесятилетие первого искусственного спутника Земли, с которого началось освоение космического пространства. И уже, как ни странно, человечество умудрилось превратить космос в помойку. Конечно, по сравнению с земными свалками, количество космического мусора ничтожно мало. По данным центра Колорадо на околоземной орбите самостоятельно летающих предметов, которые отслеживаются, около 8 тысяч, однако, и они представляет нешуточную угрозу для человечества.

Вследствие того, что вывод на рабочие орбиты малых космических аппаратов для научных целей способствует исследованию, изучению и проведению лётных космических испытаний, каждый такой космический аппарат может быть оснащён системой пеленга (обнаружения) космического мусора как дополнительным оборудованием.

Данное оборудование может представлять собой N радиолокаторов с синтезированной апертурой антенны (РСА), размещённых на спутнике и имеющих достаточно высокую частоту зондирования космического пространства. Характеристики направленностей антенн данных локаторов должны перекрываться таким образом, чтобы обеспечить моноимпульсное измерение направления на космические объект.

Информации об обнаруженном объекте, его дальности относительно местоположения спутника и направлении относительно касательной к орбите полёта спутника может передаваться на автоматизированные пункты управления космическими аппаратами для принятия решения.

По результатам наблюдений на интервале стационарности (указанные ограничения) принимается решение о курсе космического объекта и его угрозе для полёта каждого конкретного спутника.

Таким образом, создание системы радиолокационных обнаружителей космических объектов на всех спутниках позволит контролировать близлежащее к Земле космическое пространство и вносить коррекции в полёты космических аппаратов. Незначительные энергозатраты показывают, что при необходимости есть возможность установить данные локаторы на малые космические аппараты.

Космический мусор - это опасно. Сейчас он угрожает находящимся в эксплуатации спутникам и Международной космической станции, а в будущем мусор может стать препятствием для пилотируемых полётов и запусков новых космических аппаратов.

УДК 658.5

**АНАЛИЗ ЗАГРУЖЕННОСТИ ОБОРУДОВАНИЯ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОТЫ
ПРОИЗВОДСТВЕННОГО УЧАСТКА В СИСТЕМЕ
TESNOMATIX PLANT SIMULATION**

Коротенкова Т. Н.

Научный руководитель: Абрамова И. Г., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Tesnomatix — полнофункциональный пакет решений для автоматизированной подготовки производства, объединяющий все технологические аспекты с разработкой изделия: от проектирования технологии изготовления до имитационного моделирования технологических процессов, контроля и собственно изготовления.

Целью данной работы является анализ загрузки механообрабатывающего оборудования на участке, состоящем из 6 – 10 станков, работающего по принципу предметной специализации, вычисление потребности в промежуточных накопителях, их ёмкости, разработка модели оперативного управления участком механообрабатывающего оборудования.

В процессе исследования возможностей системы Tesnomatix™ было выявлено, что система виртуального моделирования позволяет построить, отобразить трёхмерное изображение производственной системы с заданными характеристиками.

По заданию исследования была построена модель участка, реально работающего на предприятии авиадвигателестроения.

В качестве объектов планирования и управления были выбраны номенклатурные единицы – детали реально действующего производства типа «тело вращения». Технологический процесс их изготовления определил вид оборудования и организационные связи на участке, который работал в условиях непоточной формы организации производственного процесса.

Моделирование потоков движения предметов труда на виртуальном участке выявило организационно-технические показатели, влияющие на пропускную способность.

Были проведены параметризация организационно-технических показателей и управление потоком предметов труда во времени с целью выявления степени загрузки оборудования, в том числе «узких мест» на виртуальном механообрабатывающем участке.

Была выполнена имитация производственного процесса на участке в течение суток. Для простоты имитационного моделирования время обработки деталей на станках (трудоемкость) было принято равным одной минуте во всех моделях. Анализ двух моделей работы участков позволил выявить «узкие места». Была произведена оптимизация работы участка и построена третья модель его работы с учётом ликвидации «узких мест».

Система Tesnomatix™ позволила выполнить имитационное моделирование работы участка в течение дня при визуализации потока деталей механической обработки, наполнения буферов и определить механизмы управления пропускной способностью моделей участков механической обработки при принятых ограничениях.

УДК 621.9.08

**РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТОКА КОНТРОЛИРУЕМЫХ ДЕТАЛЕЙ
В КОНТРОЛИРУЮЩИХ ПОДРАЗДЕЛЕНИЯХ МЕЖДУ РАЗЛИЧНЫМИ
СРЕДСТВАМИ ИЗМЕРЕНИЯ С ЦЕЛЬЮ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ**

Косыгина М. В.

Научный руководитель: Болотов М. А., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Поскольку процесс контроля вносит дополнительные затраты в общую себестоимость изделия и замедляет цикл производства, то с целью минимизации общей себестоимости необходимо рационально выбирать закупаемые средства измерения (СИ) и распределять между ними поток контролируемых деталей. На предприятиях авиационного двигателестроения существует большое разнообразие универсальных и специализированных средств измерений, а также закупаются современные дорогостоящие средства измерения, например, координатно-измерительные машины (КИМ).

В работе предлагается методика определения рационального распределения деталей. Она опирается на стоимость детали и на её длительность производственного цикла (чем выше стоимость детали, тем важнее сократить её производственный цикл).

Критерием распределения деталей между средствами измерения будет годовой экономический эффект от использования средств с наименьшим временем измерения.

Определим годовой экономический эффект ($\mathcal{E}_i$) за счёт уменьшения длительности производственного цикла:

$$\mathcal{E}_i = Z_i \cdot \Delta t_{\text{ци}} \cdot N_i,$$

где $\Delta t_{\text{ци}}$ – разница времени измерения на КИМ и на универсальных СИ i -той детали;

N_i – количество заявок i -той детали в год;

Z_i – затраты денежных средств, приходящиеся на 1 час длительности производственного цикла:

$$Z_i = \frac{C_{\text{ти}}}{T_{\text{ци}}},$$

где $C_{\text{ти}}$ – стоимость i -той детали;

$T_{\text{ци}}$ – длительность производственного цикла i -той детали.

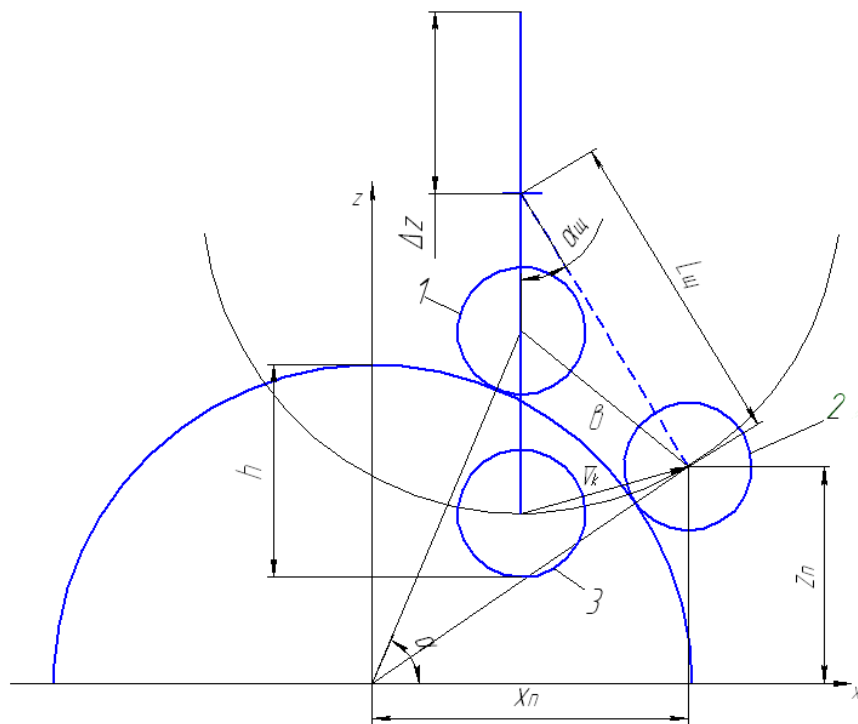
Чем больше экономический эффект, тем предпочтительнее использование КИМ вместо универсальных СИ. Совершенствование системы измерения за счёт такого распределения деталей на группы приведёт к рациональному использованию фонда времени и минимизации затрат денежных средств на измерение.

Использование методики позволило определить, что такие детали, как диск, лопатка, сопло и т.п. должны измеряться на КИМ несмотря на то, что себестоимость их контроля выше, чем на универсальных средствах измерения, но экономический эффект от использования КИМ весьма высок.

Косыгина М. В.

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Был проведён эксперимент (рис. 1), в котором измерялась калиброванная сфера. Движение щупа задавали углы α и β ($7,5^\circ \leq \alpha \leq 82,5^\circ$ с шагом $7,5^\circ$; $0^\circ \leq \beta < 360^\circ$ с шагом $22,5^\circ$).



С помощью разработанной модели можно определить фактическую точку измерения поверхности и оценить систематическую погрешность.

УДК 621.91.01

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОГРЕШНОСТИ ПОСЛЕ ОБРАБОТКИ, СВЯЗАННОЙ С ВИБРАЦИЕЙ В ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ, С ПОМОЩЬЮ CAE СИСТЕМЫ ANSYS

Николаев И.

Научные руководители: Кондратьев А. И., инженер, ассистент;

Нехорошев М. В., инженер, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Известно, что вынужденные колебания существенно влияют на точность изготовления деталей. Поэтому их изучение поможет повысить качество поверхности при токарной обработке.

Чтобы проанализировать влияние вынужденных колебаний на точность изготовления, необходимо провести трудоёмкие комплексные экспериментальные исследования с использованием CAD/CAM/CAE-пакетов.

Для определения причин возникновения вынужденных колебаний была построена твёрдотельная 3D-модель элементов технологической системы.

Далее был произведен расчёт модели в системе ANSYS. По эмпирическим формулам были определены составляющие силы резания для следующих режимов: $V = 80$ м/мин, $t = 0,4$ мм, $S = 0,05$ мм/об. Материал марки 12ХН10Т. Далее, последовательно изменяя внутренний диаметр кольцевой заготовки с 65 мм до 83,4 мм, получим характеристику частот.

В результате приложения к технологической системе сил различной величины, удалось определить, на каких частотах появляется резонанс, что является следствием возникновения вынужденных колебаний.

Проведенный расчёт позволил найти величину непосредственно самих колебаний и судить о том, при каких условиях возникают их максимальные и минимальные значения.

Далее на основании произведенных исследований был проведен инженерный расчёт технологической системы (рис. 1), который выявил отклонения геометрического профиля детали от заданного. На основании расчёта был сделан анализ, позволивший судить о том, при каких параметрах вибрации будут наиболее интенсивными.

Следует отметить, что немаловажную роль играет воздействие возмущающей силы непосредственно и на инструмент. Поэтому для наиболее адекватного проведения анализа в дальнейшем необходимо учесть и воздействие колебаний данного рода.

Сравнение расчётов и полученных результатов позволило наметить пути снижения и полного устранения вынужденных колебаний, что в конечном итоге позволит существенно снизить величины погрешности при изготовлении деталей в производстве.

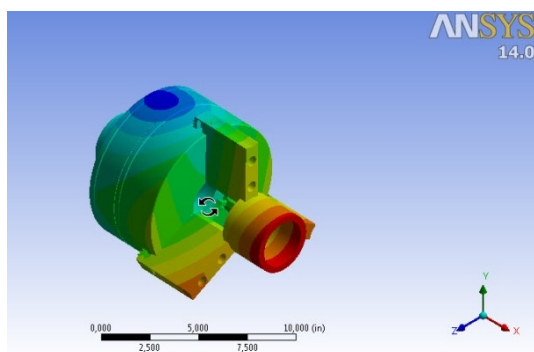


Рис. 1. Результат расчёта

УДК 621.914.1

**РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ИЗГОТОВЛЕНИЯ
ТВЕРДОСПЛАВНЫХ КОНЦЕВЫХ ФРЕЗ И ИССЛЕДОВАНИЕ ИХ
РАБОТОСПОСОБНОСТИ ПРИ ОБРАБОТКЕ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ9**

Петряева Ю. В.

Научный руководитель: Скуратов Д. Л., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Целью данной работы является разработка конструкции и технологии изготовления твёрдосплавных концевых фрез с радиусной переходной кромкой диаметром 12 мм, предназначенных для полустойковой и чистовой обработки титановых сплавов, а также проведение сравнительных стойкостных испытаний данных фрез с зарубежными аналогами.

В качестве прототипа при проектировании фрез использовались твёрдосплавные концевые фрезы фирмы SECO (Швеция) с покрытием MEGA-64. Опытные фрезы изготавливались из твёрдых сплавов марок А04 производства Кировоградского завода твёрдых сплавов и IC08 производства фирмы ISCAR (Израиль) на пятикоординатном шлифовально-заточном центре ВЗ-630Ф4 [1]. Четыре из опытных фрез имели одинаковую геометрию и отличались лишь маркой сплава и наличием или отсутствием износостойкого покрытия (Ti, Cr)N. Пятая фреза была выполнена из твёрдого сплава IC08 и имела утолщённую форму зуба. На неё было нанесено покрытие (Ti, Cr)N.

Стойкостные испытания проводились на фрезерном станке модели 6Т82Г-1. В качестве образцов использовались призмы длиной 280 мм и 500 мм из жаропрочного титанового сплава ВТ9. Процесс концевой фрезеровки всеми фрезами выполнялся на одинаковых режимах. Результаты испытаний приведены в таблице 1.

Таблица 1. Результаты стойкостных испытаний фрез

Фреза	Период стойкости, мин
Фреза фирмы «SECO» с покрытием MEGA-64	435
Фреза из твёрдого сплава А04 без покрытия (СГАУ)	177
Опытная фреза из твёрдого сплава IC08 с покрытием (Ti, Cr)N (СГАУ)	175
Фреза из твёрдого сплава А04 с покрытием (Ti, Cr)N (СГАУ)	265
Опытная фреза из твёрдого сплава IC08 с утолщённым зубом и износостойким покрытием (Ti, Cr) (СГАУ)	372

Исследование показало, что период стойкости опытной фрезы с утолщённым зубом составил 85,5% от стойкости фрезы фирмы SECO при себестоимости изготовления 60% от стоимости шведской фрезы.

Таким образом, опытную фрезу с утолщённым зубом можно рекомендовать для серийного производства.

Библиографический список

1. Скуратов Д. Л. Конструирование и изготовление концевых фрез на современных многоосевых заточных станках / Д.Л. Скуратов, А.В. Кузнецов, В.М. Опарин, М.Б. Сазонов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П.Королёва. – 2012. – №3(34). – Ч.1. – С. 77-86.

УДК 621.91

**ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ ОБЛАСТИ ВОЗМОЖНЫХ МОДЕЛЕЙ
ДЕФОРМИРУЕМОЙ СРЕДЫ В УСЛОВИЯХ ОБРАБОТКИ РЕЗАНИЕМ,
УВЯЗЫВАЮЩИХ НАПРЯЖЕННОЕ И ДЕФОРМИРОВАННОЕ СОСТОЯНИЕ**

Сереброва Е. Д., Унжина М. А.

Научный руководитель: Балякин А. В., ассистент, инженер

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В статье рассматривается теоретическое обоснование области возможных моделей деформируемой среды в условиях обработки резанием, увязывающих напряжённое и деформированное состояние.

Моделирование состояния деформируемой среды является одним из наиболее интенсивно развиваемых научных направлений в рамках механики деформируемого твёрдого тела.

Одна из основных проблем при моделировании процессов формообразования металлов - правильно выбранная модель реологического течения материала. Поэтому основной задачей при формулировке любой частной теории механики деформируемого твёрдого тела, в том числе и теории пластичности, является установление определяющих соотношений. Данное положение обусловлено несколькими факторами. С одной стороны, несмотря на универсальность определяющих соотношений, общая теория оперирует вполне конкретным видом функциональных связей, приведение к которому физических уравнений частных теорий представляет сложную задачу. С другой стороны, некоторые частные теории, для которых до настоящего времени не удалось показать противоречивость принятых гипотез постулатам и теоремам общей теории, являются достаточно хорошей аппроксимацией для описания поведения материала в рассматриваемом диапазоне изменения параметров, характеризующих процесс деформирования конкретной среды. Наконец, поведение реальных деформируемых сред обладает более богатым содержанием, чем предписываемое общей теорией определяющих соотношений механики сплошных сред.

Ниже приведены основные, наиболее применяемые феноменологические модели, устанавливающие связь между напряжённым и деформируемым состоянием среды:

- Модель Джонсона-Кука;
- Модель Стейнберга-Кохрана-Гунана-Лунда;
- Модель Зирелли-Армстронга;
- Модель порогового механического напряжения;
- Модель Престона-Тонкса-Уэллса.

Наиболее широкое применение нашла эмпирическая модель Джонсона Кука.

В результате работы были получены следующие выводы:

- большинство феноменологических моделей, которые описывают реологические свойства материала и задаются определяющими соотношениями, связывающими деформированное и напряжённое состояние среды, не рассматривают деформируемую среду как поликристаллическую;
- поликристаллическая структура материала существенно влияет как на свойства деформированного материала, так и на протекание самого процесса деформации;
- помимо степени деформации и температуры на структуру деформированного материала существенное влияние оказывает скорость деформации, которую необходимо учитывать в ходе технологического анализа при назначении термомеханических режимов деформирования и последующей термообработки.

УДК 621.9

ВОССТАНОВЛЕНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ РАЗМЕРОВ ЛОПАТОК ГТД МЕТОДОМ ИМПУЛЬСНОЙ ЛАЗЕРНОЙ НАПЛАВКИ

Сотов А. В.

Научный руководитель: Смелов В. Г., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Целью исследований является определение качества наплавленной поверхности лопатки ГТД методом импульсной лазерной наплавки. В данной работе была произведена наплавка торца пера лопатки с использованием импульсной лазерной установки. Восстановление поверхности торца осуществляли с использованием присадочной проволоки в среде защитного газа – аргона. Диаметр наплавляемой проволоки 0,4 мм. Работу проводили на импульсной лазерной установке HTS-Mobile 300. Установка включает в себя импульсный твердотельный лазер на YAG:Nd с длиной волны излучения 1,06 мкм. Наплавка осуществлялась послойно. Результат наплавки представлен на рисунке 1. Для дальнейших исследований из лопатки был изготовлен поперечный микрошлиф (рис. 1).

Для определения качества наплавки лопатки ГТД полученный образец был отправлен в лабораторию, где по результатам рентгеноконтроля дефектов в соединении лопатка + наплавка не обнаружено. Для исследования микроструктуры полученного наплавленного соединения использовали микроскоп металлографический МЕТАМ ЛВ - 32. Для более наглядной картины наплавленного соединения провели травление поверхности шлифа. Увеличенное изображение микрошлифа лопатки представлено на рисунке 2. Просмотр шлифа показал, что зона наплавки однородна, без явных трещин и пор, многослойность наплавки не просматривается. На участке сплавления с основным материалом дефектов нет.

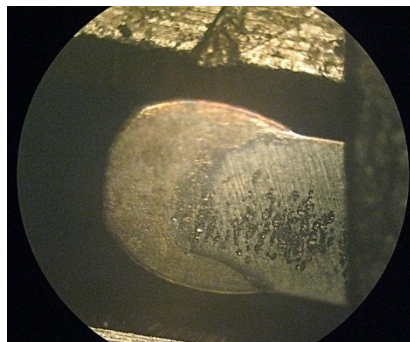
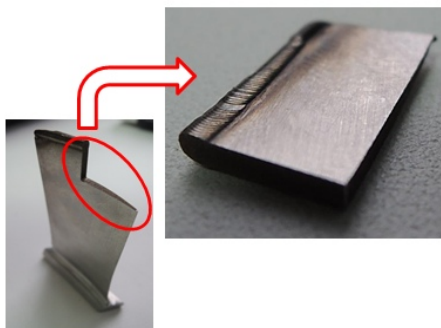


Рис. 1. Поперечный микрошлиф лопатки Рис. 2. Вид травленого шлифа торца пера лопатки

Для измерения микротвёрдости в зоне наплавки на участке сплавления с основным материалом и на участке основного материала лопатки использовали микротвердомер ПМТ-3 с нагрузкой 50 г. Анализ полученных результатов показал, что микротвёрдость наплавленного слоя в целом имеет такие же значения, что и микротвёрдость основного металла.

Выводы:

1. Наплавленный металл трещин, несплавлений и других дефектов не имеет. Зона наплавки однородна, многослойность отсутствует.

2. Лазерная наплавка позволяет снизить объем выполнения механической обработки лопаток после наплавки.

3. Исходя из проведенных исследований, можно сделать вывод, что лазерная импульсная наплавка лопаток газотурбинных двигателей решает проблему восстановления геометрических размеров лопаток и требует дальнейших исследований в этой области.

УДК 621.9.1.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА РЕЗАНИЯ В ДИНАМИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ

Степанов А. А.

Научный руководитель: Хаймович А. И., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

При механической обработке деталей авиационной техники одним из актуальных вопросов является вопрос назначения рациональных технологических режимов резания и обеспечения высокой точности обработки за счёт использования адаптивных систем управления, способных компенсировать действие параметрических возмущений [1].

В этой связи актуальной является методика разработки модели адаптивной системы управления процессами механической обработки с учётом изменяющихся требований к изделиям, свойств обрабатываемых материалов, геометрии режущей кромки инструмента, нестационарности условий обработки. Динамическое моделирование контура выполнено в программе Matlab [2].

Регрессионные модели для эквивалентных (средних) напряжений σ , Па (по Губеру-Мизесу) имеют вид:

$$s_{\text{экв}} = C_s \times S_z^{C_{s_z}} \times b^{C_{b_s}} \times V^{C_{v_s}}, \quad (1)$$

где C_s , C_{s_z} , C_{b_s} , C_{v_s} – постоянные величины, S_z – подъём на зуб, мм/зуб ($t = 2 \times S_z$ – глубина резания); β – угол заострения, ° (φ – передний угол в плане, °); V – скорость резания, м/мин.

Уравнение процесса резания имеет вид:

$$q = C_q \times V^{C_{v_q}} \times S_z^{C_{s_z}} \times t^{C_{t_q}}, \quad (2)$$

где C_q , C_{v_q} , C_{s_z} , C_{t_q} – постоянные величины, V – скорость резания, м/мин; S_z – подъём на зуб, мм/зуб ($t = 2 \times S_z$ – глубина резания); β – угол заострения, ° (φ – передний угол в плане, °).

Целями разрабатываемой адаптивной системы управления механической обработкой являются:

- стабилизация температуры в зоне обработки, эквивалентного напряжения в резце;
- максимальное качество процесса при перерегулировании (25÷30)%.

Предложена и апробирована методика, которая позволяет подобрать параметры системы адаптивного управления значениями температуры резания и эквивалентных напряжений в динамическом режиме.

Библиографический список

1. Зориктуев, В. Ц., Буткин, Н.С., Схиртладзе, А.Г. Основы автоматизации и управления технологическими процессами в машиностроении [Текст] / В. Ц. Зориктуев, Н.С. Буткин, А. Г. Схиртладзе. – Уфа: УГАТУ, 2000.
2. Ануфриев, И. Е., Смирнов, А. Б., Смирнова, Е. Н. Matlab 7 [Текст] / Ануфриев И.Е., Смирнов А.Б., Смирнова Е.Н. - Санкт-Петербург: Изд-во «БХВ-Петербург», 2005.
3. Адлер, Ю.П., Маркова, Е.В., Грановский, Ю.В. Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий [Текст] / Ю.П. Адлер, Е.В. Маркова, Ю.В. Грановский - М.: “Наука”, 1976.

УДК 621.9

ПОВЫШЕНИЕ ТРИБОЛОГИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ДЕТАЛЕЙ ГТД ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ6 ПУТЕМ ИОННОГО АЗОТИРОВАНИЯ

Рамазанов И. С., Хусаинов Ю. Г., Золотов И. В.

Научный руководитель: Рамазанов К. Н., канд. техн. наук

Уфимский государственный авиационный технический университет, г. Уфа

Из титановых сплавов в авиационной промышленности изготавливаются ответственные изделия, такие, как втулки несущего винта вертолётов, валы, шасси, компрессорные части газотурбинных двигателей, диски и лопатки компрессоров низкого и высокого давления. Однако, наряду с положительными свойствами, имеют место свойства, которые ограничивают применения титановых сплавов в качестве конструкционного материала: низкая твёрдость поверхности и низкая износостойкость.

Эффективным способом модификации поверхности титановых сплавов является ионное азотирование. Для интенсификации процесса ионного азотирования применяют эффект полого катода (ЭПК), использование которого позволяет увеличить скорость насыщения и проводить локальную обработку.

Целью работы является исследование влияния азотирования в тлеющем разряде с ЭПК на структуру, фазовый состав, микротвёрдость поверхностного слоя титанового сплава ВТ6.

Результаты исследования вольт-амперных характеристик (ВАХ) показали, что в условиях проявления ЭПК ток разряда в несколько раз выше, чем без проявления ЭПК при одинаковом напряжении горения разряда. Это объясняется тем, что в катодной полости, образованной поверхностью детали и экраном, увеличивается генерация заряженных частиц осциллирующими электронами.

Результаты измерения микротвёрдости поверхности исследуемых образцов показали, что после азотирования в тлеющем разряде с ЭПК микротвёрдость на поверхности увеличилась в 2,5 раза, а без ЭПК – в 2 раза. Повышение микротвёрдости обусловлено образованием нитридов титана и легирующих компонентов на поверхности образцов, а также в условиях проявления ЭПК связано с интенсификацией процесса насыщения вследствие увеличения концентрации ионов азота в катодной полости под действием осциллирующих электронов.

Анализ микроструктур образцов из титанового сплава ВТ6 после азотирования показал наличие нитридных слоев и диффузионных зон. Установлено, что азотирование с проявлением ЭПК по сравнению с азотированием без ЭПК имеет большую толщину азотированного слоя. Так, с проявлением ЭПК нитридный слой и диффузионная зона составили соответственно 20-25 и 60-80 мкм, а без ЭПК – 17 и 19 мкм.

Анализ дифрактограмм образцов после азотирования показал, что произошло уменьшение количества α -фазы и увеличение β -фазы в связи с приближением к температуре полиморфного превращения $\alpha \rightarrow \beta$ -фазы. Уменьшение количества α -фазы и увеличение β -фазы в способе с проявлением ЭПК выше, чем при азотировании без ЭПК. Азотирование привело к синтезу нитридов титана различного стехиометрического состава (TiN , Ti_2N , Ti_4N_3), также обнаружены рефлексы нитридов и интерметаллидов основных легирующих элементов ($Ti_3Al_2N_2$, AlN , $AlTi_3N$, $Al_{10}V$).

Из анализа полученных данных следует, что азотирование с проявлением ЭПК является эффективным способом структурно-фазового модифицирования, повышения микротвёрдости и износостойкости деталей ГТД из титанового сплава ВТ6.

УДК 621.785.532

ИОННОЕ АЗОТИРОВАНИЕ ДЕТАЛЕЙ ГТД ИЗ КОНСТРУКЦИОННОЙ СТАЛИ 16ХЗНВФМБ-Ш С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЭФФЕКТА ПОЛОГО КАТОДА

Хусаинов Ю. Г., Рамазанов И. С., Золотов И. В.

Научный руководитель: Рамазанов К. Н., канд. техн. наук, доцент

Уфимский государственный авиационный технический университет, г. Уфа

Уровень развития машиностроения на сегодняшний день характеризуется увеличением интенсивности эксплуатации узлов машин и оборудования. Для выработки новых концепций упрочнения материалов используют методы химико-термической обработки (ХТО), которые повышают механические и физико-химические свойства поверхности деталей (твёрдость и износостойкость поверхности детали, сопротивление коррозии и т.д.).

Среди всего многообразия способов ХТО следует выделить технологию азотирования, которая выгодно отличается от других простотой реализации и экономичностью. Следует отметить, что традиционный процесс азотирования имеет существенные недостатки: невозможность регулирования состава и толщины упрочнённого слоя, большая продолжительность диффузионного насыщения, невозможность получения слоя одинаковой толщины по всей обрабатываемой поверхности деталей сложной конфигурации. Ионное азотирование лишено недостатков традиционного процесса азотирования.

В настоящее время в авиадвигателестроении часто встречаются детали типа «вал-шестерня». Особенность этих деталей заключается в том, что требования по толщине азотированного слоя, твёрдости в различных участках детали отличаются. Используя эффект полого катода как метод локальной интенсификации при азотировании в тлеющем разряде, возможно за один вакуумный цикл получить требуемые физико-механические свойства на различных участках детали. При этом процесс требует меньших расходов рабочего газа, электроэнергии и времени.

Целью данной работы является исследование влияния эффекта полого катода в процессе азотирования на микротвёрдость и толщину модифицированного слоя.

Исследование микроструктуры упрочнённого слоя проводилось с помощью оптического микроскопа Olympus GX-51. Для создания оптического контраста образцы химически травили 5% HNO_3 и 95% $\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$. Замеры микротвёрдости поверхности выполнялись на микротвёрдомере Micromet-5101 при нагрузке 0,49 Н.

Ионному азотированию подвергались образцы из конструкционной стали 16ХЗНВФМБ-Ш, поверхностная микротвёрдость которых после закалки и стабилизирующего отпуска составила $400 \pm 15 \text{ HV}_{50}$. Микротвёрдость образцов после ионного азотирования $540 \pm 25 \text{ HV}_{50}$, а после азотирования с применением эффекта полого катода – $950 \pm 15 \text{ HV}_{50}$.

Исследование микроструктуры модифицированного слоя проводили методом оптической металлографии. Анализ микроструктур показал, что применение эффекта полого катода при ионном азотировании способствует увеличению толщины упрочнённого слоя приблизительно в 2,5 раза при одинаковой температуре процесса $T=550^\circ\text{C}$.

Таким образом, исследование показало, что ионное азотирование с применением эффекта полого катода является эффективным способом поверхностного упрочнения деталей ГТД из конструкционной стали 16ХЗНВФМБ-Ш.

УДК 621.787

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАЦИОНАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ ОБРАБОТКИ ПРИ АЛМАЗНОМ ВЫГЛАЖИВАНИИ ДЕТАЛЕЙ И ИССЛЕДОВАНИЕ КАЧЕСТВА ППД

Швецов А. Н., Федоров Д. Г., Евдокимов Д. В.

Научный руководитель: Скуратов Д. Л., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королева (национально исследовательский университет), г. Самара

Целью представленной работы является повышение производительности и качества обработки на операциях алмазного выглаживания деталей за счёт определения рациональных условий обработки. Для достижения указанной цели была разработана линейная математическая модель, в которой целевой функцией является машинное время обработки, а в качестве технических ограничений используются ограничения, связанные со стойкостью инструмента, точностью обработки, шероховатостью обработанной поверхности, температурой обработки, кинематическими возможностями станка, требованиями к процессу выглаживания (сглаживание или упрочнение).

Использование данной математической модели для определения рациональных условий обработки на операциях алмазного выглаживания применительно к детали из конкретного материала возможно при наличии эмпирической зависимости $Ra = C_s S_o^y P_y^x Ra_{исх}^n R^{m_z}$, связывающей среднее арифметическое отклонение профиля с подачей, прижимной силой алмазного инструмента к заготовке, исходной шероховатостью, радиусом алмазного выглаживателя и скоростью обработки.

Для получения такой эмпирической зависимости при выглаживании стали 15X12H2MBФAB-III была проведена серия однофакторных экспериментов на токарно-винторезном станке модели 1B616П. Полученная зависимость имеет следующий вид:

- при P_y от 50 Н до 200 Н $Ra = 40 S_o^{0,79} P_y^{-0,45} Ra_{исх}^{0,12} R^{-1,08} n^{-0,06}$;

- при P_y от свыше 200 Н до 350 Н $Ra = 40 S_o^{0,79} P_y^{2,53} Ra_{исх}^{0,12} R^{-1,08} n^{-0,06}$.

Адекватность полученной математической модели была подтверждена экспериментальными исследованиями, которые показали, что на режимах обработки, определённых с помощью данной модели, обеспечиваются все технические ограничения.

Для исследования напряжённо-деформированного состояния поверхностного слоя деталей на операциях алмазного выглаживания была создана конечно-элементная модель в программном комплексе ANSYS.

Выводы:

1. Получена математическая модель, позволяющая определить наивыгоднейшие условия обработки при алмазном выглаживании заготовок.
2. Исследовано влияние параметров процесса выглаживания на шероховатость поверхности при обработке стали 15X12H2MBФAB-III.
3. Создана конечно-элементная модель, позволяющая оценить напряжённо-деформированное состояние в поверхностном слое детали во время и после выглаживания.

Библиографический список

1. Скуратов Д. Л. Линейная математическая модель для определения рациональных условий обработки на операциях алмазного выглаживания при изготовлении деталей авиационной техники / Д.Л. Скуратов, А.Н. Швецов, С.Р. Абульханов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева. – 2012. – №3(34). – Ч.1. – С. 115-121.

УДК 621.923

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДЛИНЫ ДУГИ КОНТАКТА АБРАЗИВНОЙ ЛЕНТЫ С ПРОФИЛЕМ ПЕРА ЛОПАТКИ ПРИ ЛЕНТОЧНОМ ШЛИФОВАНИИ

Эйснер П. В.

Научный руководитель: Скуратов Д. Л., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Целью представленной работы является определение длины дуги контакта абразивной ленты с заготовкой лопатки при шлифовании профиля пера на ленточно-шлифовальном станке с ЧПУ METABO 6 NC 1000. Длина дуги контакта необходима для определения плотности теплового потока, используемой при расчёте температурного поля в заготовке. Так как профиль пера имеет сложную форму, спинка и корыто лопатки были разделены на секторы, как показано на рисунке 1. При построении геометрической модели контакта абразивной ленты с заготовкой видно, что при шлифовании спинки лопатки имитируется процесс круглого наружного шлифования, а при обработке корыта лопатки – круглого внутреннего шлифования. Расчёт длины дуги контакта абразивной ленты с заготовкой для секторов 1-10 осуществлялся по формулам, приведённым в работе Маслова Е.Н. [1]. Исходными данными для расчёта были: скорость шлифования - $u = 15,7$ м/с; продольная подача $S_{np} = 0,5$ м/мин; глубина резания $t = 0,01...0,03$ мм; диаметр ролика $d = 100$ мм. Результаты расчёта приведены в таблице 1.

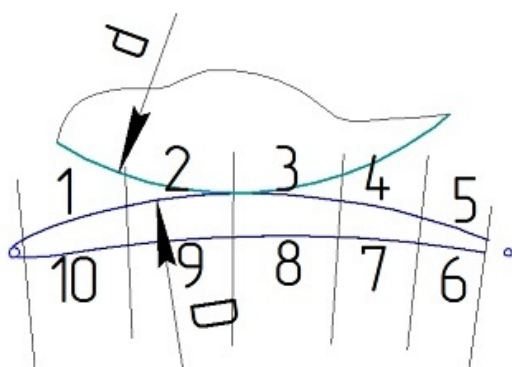


Рис. 1. Сечение профиля пера,
разбитое на секторы

Вывод: рассчитана длина дуги
контакта абразивного инструмента со
спинкой и корытом пера лопатки ГТД при
различных глубинах резания.

Таблица 1. Значения длины дуги
контакта в зависимости от глубины
резания и диаметра сектора

№ сектора	Диаметр сектора	Глубина резания, мм		
		0,01	0,03	0,05
1	62,26	0,62	1,07	1,38
2	91,92	0,69	1,2	1,55
3	115,86	0,73	1,27	1,64
4	72,74	0,65	1,12	1,45
5	98,56	0,71	1,22	1,58
6	185,04	0,8	1,39	1,8
7	180,6	0,8	1,39	1,79
8	188,88	0,8	1,4	1,81
9	184,38	0,8	1,39	1,8
10	527,8	0,92	1,59	2,05

Библиографический список

1. Маслов Е. Н. Теория шлифования материалов /Е.Н. Маслов. – М.: Машиностроение, 1974. – 320 с.

УДК 621

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ПО ИЗМЕРЕНИЮ ТЕМПЕРАТУРЫ ПРИ ВЫСОКОСКОРОСТНОМ ФРЕЗЕРОВАНИИ

Яворович Е. В.

Научный руководитель: Балякин А. В., инженер, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В силу своих физических особенностей процесс фрезерования практически недоступен для прямых измерений (особенно температурных), поэтому диагностику рабочих процессов механической обработки чаще всего производят на основе измерений, полученных косвенными методами. Это, в первую очередь, относится к оптическим методам диагностики. Действительно, так как высокоскоростная обработка (ВСО) металлов в подавляющем большинстве производится без применения смазочно-охлаждающей жидкости (СОЖ), то в зоне резания отсутствуют пары и конденсат, которые очень затрудняют применение методов оптической диагностики при традиционной металлообработке.

Как известно, во время высокоскоростной обработки 75% произведенного тепла отводится со стружкой. Следовательно, анализируя количество тепла, выделившегося вместе со стружкой, и имея заранее подготовленную модель образования тепла в зоне резания, можно судить о характере протекания процесса высокоскоростного фрезерования.

Существует несколько методов измерения температуры в зоне резания. Наиболее распространенным методом дистанционного измерения температуры тел является оптическая пирометрия. Оптическая пирометрия основана на измерении интенсивности излучения нагретого тела, которая связана с его температурой законами теплового излучения или термического равновесия. Различают радиационную, спектральную и цветовую пирометрию.

Радиационная пирометрия основана на измерении полного излучения. Существенным недостатком радиационной пирометрии является большая погрешность при измерении температуры тел с низкой излучательной способностью ϵ .

Спектральная (яркостная) пирометрия основана на измерении интенсивности излучения при фиксированной длине λ волны. Яркостные пирометры обладают очень слабой чувствительностью и обычно применяются для измерения высоких температур – от 600 °С и выше.

Цветовые пирометры, называемые также пирометрами спектрального отношения, измеряют отношение энергий излучения в двух или более спектральных диапазонах, границы которых определяются оптическими фильтрами прибора. Величина отношения энергий зависит от температуры объекта и почти не зависит от его коэффициента излучения, что является главным достоинством цветковых пирометров. Цветовые пирометры принципиально не дают погрешности при измерении температуры серых тел.

Одной из разновидностей цветовой пирометрии является определение температуры сталей с помощью цветов каления (рис. 1).

Цвет	Наименование	t° C
	Ослепительно белый	1250 - 1300
	Светло-желтый	1150 - 1250
	Темно-желтый	1050 - 1150
	Оранжевый	900 - 1050
	Светло-красный	830 - 900
	Светло-вишнево-красный	800 - 830
	Вишнево-красный	770 - 800
	Темно-вишнево-красный	730 - 800
	Темно-красный	650 - 730
	Коричнево-красный	580 - 650
	Темно-коричневый	530 - 580

Рис. 1. Цвета каления

Но такой визуальный способ обладает очень большой погрешностью, достигающей в некоторых случаях 100 - 150 °С. Поэтому на практике цветовую пирометрию обычно проводят с помощью специальных фотоэлектронных измерительных приборов. Единственной причиной, по которой фотоэлектронные цветовые пирометры не нашли пока широкого промышленного применения, является сложность их конструкции и дороговизна. Однако наблюдающийся в последние годы бурный рост развития цифровых фото- и видеотехнологий открывает новые перспективы для создания компактных и недорогих цветовых пирометров. В настоящее время стоимость цифровых фотоэлектронных матриц - приборов с зарядовой связью (ПЗС) разрешением 2 - 3 мегапикселов составляет всего 600 - 900 рублей (в ценах 2007 года). А между тем, каждая такая ПЗС-матрица содержит все необходимые компоненты для осуществления цветовой пирометрии.

В работе поставлена задача по созданию экспериментального стенда оптической диагностики процесса высокоскоростного фрезерования. В качестве оптического датчика предполагается использовать цифровой фотоаппарат «Sony DSC-F828», установленный на штативе рядом с фрезерным станком. Данный фотоаппарат имеет ПЗС-матрицу размером 3360x2460 фотодиодов (8 мегапикселов), что позволяет сформировать матрицу оптических пирометров размером 1680x1230 точек.

УДК 681.884

ИССЛЕДОВАНИЯ РАЗРЕШАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ АКУСТИЧЕСКОЙ КАМЕРЫ NORSONIC NOR 848

Бадыкова Л. Р., Афанасьев К. М.

Научный руководитель: Иголкин А. А., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Акустическая камера Norsonic Nor 848 (АК) предназначена для локализации источников шума. Актуальность исследований обусловлена тем, что шум оказывает пагубное влияние на окружающую среду, здоровье людей, а также безопасность дорожного движения.

Для получения корректных данных были проведены исследования разрешающей способности АК. Цель заключалась в получении сведений о точности показаний акустической камеры при различных условиях работы. В ходе испытания использовались АК, программное обеспечение AudioScore, программа-генератор шума и два источника звука - колонки.

Программа-генератор шума воссоздавала белый шум, а в программе AudioScore устанавливались необходимые частоты в диапазоне от 31,5 Гц до 8 кГц. Исследования проводились на расстоянии 1,5 м при температуре 24,1°C в помещении и на том же расстоянии при температуре 20°C на открытом воздухе.

Результаты эксперимента, проведённого в помещении, следующие: при частотах 31,5 Гц, 60 Гц, 125 Гц, 250 Гц, 500 Гц не удалось получить изображение от каждого источника по отдельности. Наблюдался только один источник звука. Однако, начиная с частоты 1 кГц, происходит разделение изображения источников звука на расстоянии 0,85 м друг от друга (рис. 1).

Результаты эксперимента, проведённого на открытом воздухе (рис. 2), аналогичны, однако, стоит отметить, что на улице разделение изображения сигнала происходило при меньшем расстоянии между двумя источниками звука - 0,5 м. Различие в полученных результатах объясняется тем, что в помещении происходит отражение звуковых волн от предметов.

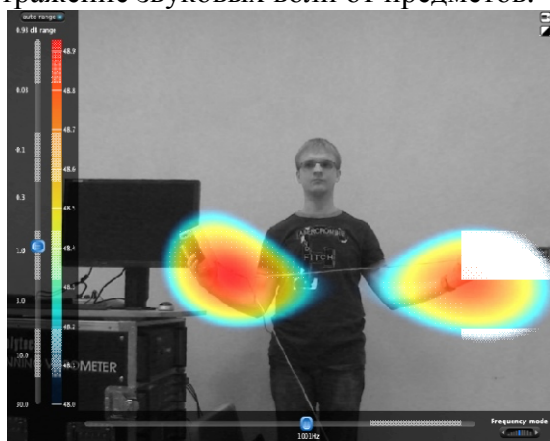


Рис. 1. Частота 1000 Гц в помещении

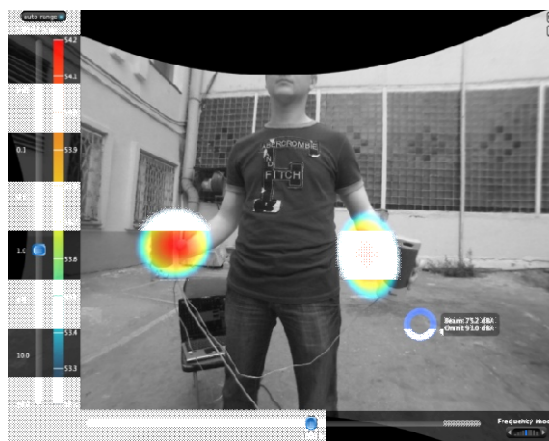


Рис. 2. Частота 1000 Гц на открытом воздухе

Таким образом, испытания, проведённые на открытом воздухе, оказались более точными. Стоит также отметить, что оба метода обработки эксперимента на определенной частоте и в диапазоне частот дают приблизительно одинаковый результат.

УДК 681.5

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ И ЕГО СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Блюмин К. В., Нижегородцев В. В.

Научный руководитель: Крючков А. Н., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Для разработки малоразмерных ГТД требуются математические модели рабочего процесса и массы, которые отличаются от известных моделей полноразмерных двигателей. Главное их отличие - дополнительная многомерная функциональная связь: кроме обычных связей удельных параметров и основных технических данных ($P_{уд}$, $C_{уд}$, $M_{дв}$) с параметрами рабочего процесса, появляется их связь с размерностью двигателя. У малоразмерных турбомашин возрастают относительные толщины лопаток, радиальные зазоры, радиусы входных и выходных кромок. Это обусловлено, с одной стороны, уменьшением абсолютных размеров проточной части двигателя, а с другой, - конструктивными и технологическими причинами, а также эксплуатационными особенностями. Однако, при начальном проектировании ГТД использование подобных зависимостей, а также учёт других факторов, связанных с малоразмерностью, не представляется в полной мере возможным. Поэтому учёт влияния на этом уровне проектирования производится на основе обобщенных статистических зависимостей.

Математическая модель системы автоматического управления (САУ) МГТД структурно представлена на рисунке 1. Данный двигатель имеет один управляющий фактор – расход топлива. Регулирование осуществляется по закону поддержания постоянной частоты вращения ($n = \text{const}$). Модель двигателя была составлена на основе уравнений совместной работы узлов. Закон подачи топлива выбирается из соблюдения следующих ограничений: температура газа перед турбиной ($T_{г*}$), коэффициент избытка воздуха (α), запас газодинамической устойчивости (ΔK_y). Изменение температуры наружного воздуха в наибольшей степени оказывает влияние на основные характеристики МГТУ. Программа регулирования МГТУ на максимальном режиме в зависимости от внешних условий представлена на рисунке 2. При температуре наружного воздуха $T_n > 30^\circ\text{C}$ программа ограничивает обороты ротора при максимально допустимой температуре газа перед турбиной. При температуре $T_n < -20^\circ\text{C}$ производится «зимнее» ограничение оборотов.

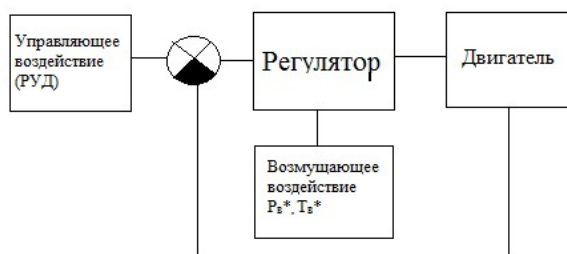


Рис. 1. Структурная схема САУ МГТД

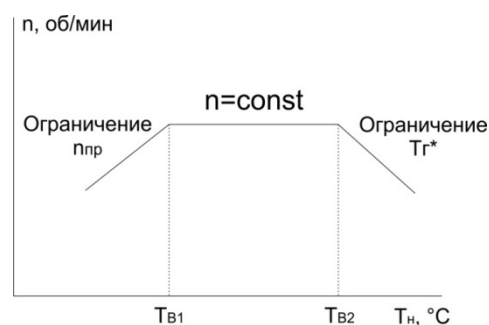


Рис. 2. Программа регулирования с учётом ограничений

УДК 681.5

СОЗДАНИЕ ВИРТУАЛЬНОЙ МОДЕЛИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В ПАКЕТЕ SIMULINK

Блюмин К. В., Нижегородцев В. В.

Научный руководитель: Крючков А. Н., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Математическая модель двигателя, используемая для решения задач управления, должна воспроизводить изменение параметров рабочего процесса на установившихся режимах работы. Для решения различных задач по динамике и управлению двигателем допускается использование упрощённых математических линейных моделей объектов. Была создана виртуальная упрощённая модель малоразмерного двигателя как объекта управления по каналу расхода топлива в камеру сгорания газогенератора. Система смоделирована следующими уравнениями:

$$\Delta n_n = K_{Gn} \cdot \left(\frac{K}{\tau_1 \cdot p + 1} + \frac{1 - K}{\tau_2 \cdot p + 1} \right) \cdot \Delta G_T,$$
$$\Delta T_r = K_{GT_r} \cdot \Delta G_T + K_{n_{T_r}} \cdot \Delta n_n,$$
$$\Delta P_k = K_{PG} \cdot \Delta G_T + \frac{K_6}{\tau_3 \cdot p + 1} \cdot \Delta n_n.$$

От стандартной формы представления линейного уравнения двигателя данная форма записи отличается учётом теплообмена в рабочем тракте, а также инерционных характеристик ротора НД. После составления уравнений подбираются коэффициенты влияния расхода топлива в камере сгорания на обороты ротора и характеризующие теплообмен в рабочем тракте, а также постоянные времени, учитывающие инерционные характеристики ротора.

Таким образом, подобрав необходимые коэффициенты уравнений, моделируем упрощённую систему в пакете визуального программирования LabVIEW. Для моделирования систем управления используется библиотека инструментов Control Design and Simulation, таким образом мы можем совмещать отладку модели, которая раньше проводилась в пакете MATLAB Simulink, и создание интерфейса программы для дальнейшего расширения модели и функционала приложения.

Управляющее воздействие задаётся изменением угла установки рычага управления двигателем. По известным характеристикам двигателя в зависимости от $a_{руд}$ на входе в модель задается изменение расхода топлива. Общий вид блок-диаграммы и результаты моделирования на максимальном режиме представлены на рис. 1.

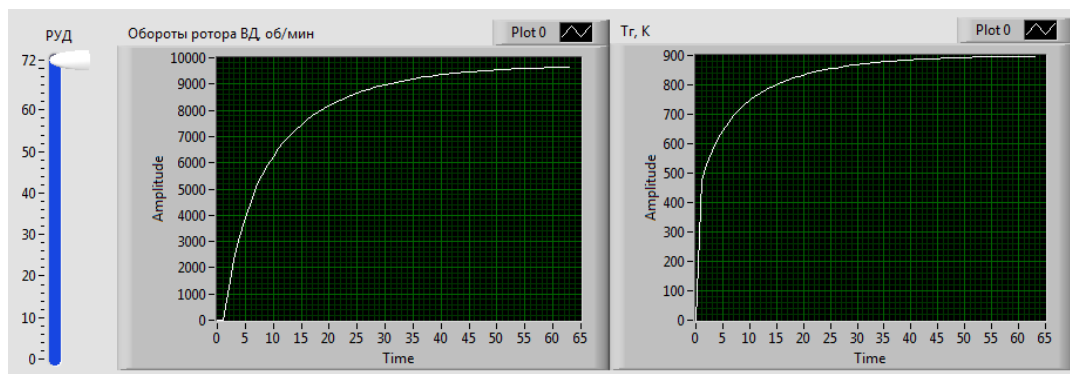


Рис. 1. Результаты моделирования в NI LabVIEW

УДК 621.664

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ШЕСТЕРЁННОГО НАСОСА С УЧЁТОМ РАЗГРУЗОЧНЫХ КАНАВОК

Горин В. Д.

Научный руководитель: Родионов Л. В., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Наиболее вредным явлением, возникающим при работе шестерённого насоса внешнего зацепления, является процесс записывания жидкости. Изготовление разгрузочных канавок – наилучший способ уменьшить негативное влияние запертого объёма на ресурс шестерённого насоса. Целью работы является численное моделирование рабочего процесса шестерённого насоса с учётом конструктивных мероприятий, направленных на снижение его нагруженности.

Ранее при численном моделировании рабочего процесса объёмной гидромашины исследователи сталкивались с проблемой, связанной с необходимостью перестроения сетки расчётной области. Поскольку сам принцип работы таких машин подразумевает постоянное изменение рабочего объёма, то, как следствие, сетка расчётной области должна изменяться при каждом последующем шаге. В настоящее время в программном комплексе Ansys Fluent существует возможность применения динамической перестраиваемой сетки.

Существуют различные математические модели, позволяющие моделировать различную форму разгрузочных канавок. Однако они, как правило, содержат определенные допущения, существенно снижающие точность конечного результата.

Созданная численная модель также содержит допущения, связанные с невозможностью разрыва сетки в местах зацепления зубьев шестерён.

Численная модель рабочего процесса шестерённого насоса с использованием динамически перестраиваемой сетки имеет ряд преимуществ и позволяет заглянуть внутрь исследуемого объекта, получить более точные результаты, моделировать произвольную сложную геометрию разгрузочных канавок, задавать различные условия и параметры работы насоса, изменять параметры рабочей среды, имитировать различные виды течения. Также этот метод является более экономичным и сокращает как денежные, так и временные затраты.

Полученная модель позволяет влиять на рабочие процессы, протекающие в шестерённом насосе внешнего зацепления, за счёт изменения профиля разгрузочных канавок и подобрать оптимальный профиль для конкретной модели насоса.

В результате исследования ряда профилей разгрузочных канавок выявлено, что наиболее эффективной геометрией разгрузочных канавок является та, при которой осуществляется соединение запертого объёма с областью нагнетания при его уменьшении и с областью всасывания при его расширении.

Библиографический список

1. Моделирование рабочего процесса шестерённого насоса [Электронный ресурс]: электрон. метод. указания к лаб. работам / Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т); сост. Л.В. Родионов, А.А. Иголкин, С.А. Гафуров. - Электрон. текстовые и граф. дан. (13,3 Мбайт). - Самара, 2012. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

УДК 532

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ЧИСЛЕННОЙ МОДЕЛИ КАВИТАЦИОННОГО МАССОПЕРЕНОСА

Константинов С. Ю., Целищев Д. В.

Научный руководитель: Целищев В. А., д-р техн. наук, профессор

Уфимский государственный авиационный технический университет, г. Уфа

В последние 10 – 12 лет с развитием информационных технологий наибольшую популярность приобретает численное моделирование кавитации. Однако современные численные модели кавитации неадекватно визуализируют зону кавитации, имеют время расчёта одной точки от 10 до 30 часов для достижения точности более 95%, требуют использования физического масштаба по времени для давлений свыше 20 атм. Всё это приводит к необходимости модифицирования современных численных моделей кавитационного массопереноса.

В качестве исходной модели для модифицирования была взята модель Zwart-Gerber-Belamri (ZGB):

$$p < p_n, m_e = F_{vap} \frac{3\alpha_{nuc}(1-\alpha_{vap})\rho_{vap}}{R_0} \sqrt{\frac{2}{3} \frac{p_n - p}{\rho_l}};$$

$$p > p_n, m_c = F_{cond} \frac{3\alpha_{vap}\rho_{vap}}{R_0} \sqrt{\frac{2}{3} \frac{p - p_n}{\rho_l}}.$$
(1)

Модифицирование динамического компонента модели проводилось по уравнению Релея-Плессета, учитывающего вязкость жидкости. Таким образом, была получена новая численная модель кавитационного массопереноса:

$$p < p_n, m_e = F_{vap} \frac{3\alpha_{nuc}(1-\alpha_{vap})\rho_{vap}}{R_0} \cdot tgh(1.22(\frac{R_0\sqrt{(p_n - p)\rho}}{4\mu})^{0.353}) \sqrt{\frac{2}{3} \frac{p_n - p}{\rho_l}};$$

$$p > p_n, m_c = F_{cond} \frac{3\alpha_{vap}\rho_{vap}}{R_0} \cdot tgh(1.22(\frac{R_0\sqrt{(p - p_n)\rho}}{4\mu})^{0.353}) \sqrt{\frac{2}{3} \frac{p - p_n}{\rho_l}}.$$
(2)

Для верификации использовались расходно-перепадные характеристики струйного элемента типа «сопло-сопло», полученные на стенде «Диагностика и идентификация гидросистем» кафедры «Прикладная гидромеханика» ФГБОУ ВПО УГАТУ. Численное моделирование проводилось в ANSYS CFX с использованием

моделей (1) и (2). Результаты моделирования представлены на рисунке 1.

Верификация результатов численного моделирования кавитации с экспериментом показала, что погрешность с учётом кавитации моделью ZGB (1) не более 2,5%, новой (2) – не более 4%. Новая модель экономит до 57% времени при расчёте и при этом имеет погрешность 4%, что делает её более привлекательной для моделирования кавитационных потоков.

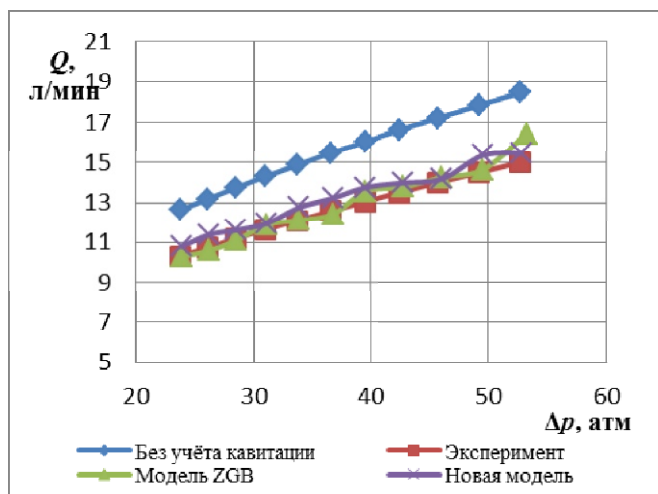


Рис. 1. Результаты моделирования

УДК 681.533.56

РАСЧЁТ ДЕМПФЕРА АВТОКОЛЕБАНИЙ ПНЕВМОКЛАПАНА

Крысина Д. А.

Научный руководитель: Макарьянц Г. М., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Один из часто встречающихся дефектов дренажно-предохранительного клапана (ДПК) – шум и вибрации. Он возникает из-за автоколебаний запорно-регулирующего элемента (ЗРЭ). Причиной автоколебаний является неустойчивое положение равновесия тарели клапана на определённых высотах подъёма. Устранить эту проблему можно с помощью следующих способов [1, 2, 3]:

- используя элемент с активным сопротивлением во входном или выходном патрубке клапана;
- используя гидравлический демпфер колебаний ЗРЭ;
- используя демпфер сухого трения.

Вследствие малой динамической вязкости рабочего тела в ДПК, использование первого способа малоэффективно. Рабочим телом в рассматриваемом клапане является жидкий кислород при температуре -183°C . Поэтому использование такого демпфера приведёт к обледенению его проточной части и выходу клапана из строя. По этой же причине, а также вследствие массогабаритных характеристик, нецелесообразно использовать гидравлический демпфер. Использование демпфера сухого трения лишено этих недостатков. Поэтому в данной работе рассматривается именно этот способ устранения автоколебаний ЗРЭ.

Целью работы является изучение влияния величины силы сухого трения как способа демпфирования автоколебаний пневмоклапана. Для её достижения была разработана математическая модель динамики пневмоклапана. Это позволило разработать методику выбора оптимальных характеристик демпфера сухого трения, обеспечивающего отсутствие автоколебаний.

Математическая модель ДПК представляет собой систему уравнений динамики основных параметров клапана. Для решения этой системы использовался пакет математического моделирования Simulink. Математическое моделирование динамических характеристик ДПК позволило определить диапазон величин сил трения, обеспечивающих отсутствие автоколебаний в ДПК.

Библиографический список

1. Чегодаев Д.Е., Мулюкин О.П., Кирилин А.Н., Шалавин В.В., Джун Ин Ли, Вершигоров В.М., Безводин В.А., Чегодаев А.Д., Бугаков И.О. Гидропневмотопливные клапанные агрегаты с управляемым качеством динамических процессов. - Самара: Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета, 2000. - 546 с.
2. Georgy M. Makaryants, Viktor Ya. Sverbilov, Andrey B. Prokofiev, Mikhail V. Makaryants and Evgeny V. Shakhmatov. The tonal noise reduction of the proportional pilot operated pneumatic valve // Proceedings of the 19th International Congress on Sound and Vibration (ICSV19), Vilnius, Lithuania, 08-12 July (2012).
3. Georgy M. Makaryants, Andrey B. Prokofiev, Viktor Ya. Sverbilov, Evgeny V. Shakhmatov, Mikhail V. Makaryants. Self-oscillations of the poppet relief pneumatic valve due to instability of the airflow around an inlet port // Proceedings of the 18th International Congress on Sound and Vibration (ICSV18), Rio de Janeiro, Brazil, 10-14 July (2011).

УДК 629.7

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ЛАБОРАТОРНОГО БЛОКА «ТЕРМОСТАТ» И ПОСТРОЕНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ С ПИД-РЕГУЛЯТОРОМ

Лязина Н. Н., Тайманова О. Г.

Научный руководитель: Крючков А. Н., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Объектом управления проектируемой системы управления с ПИД-регулятором является лабораторный блок «Термостат», основные элементы которого – ТЭН и вентилятор; управление установкой осуществляется программно в среде LabVIEW микроконтроллером FieldPoint с модулями DIO-550 и TC-120. Для определения передаточной функции термокамеры были получены переходные характеристики, на основании которых проводилась параметрическая идентификация методом наименьших квадратов моделей первого порядка. По результатам серии экспериментов были определены передаточные функции термокамеры при подключении нагревательного элемента (1) и вентилятора (2):

$$W_1(s) = 71\exp(-30s)/(501,4s+1), \quad (1)$$

$$W_2(s) = -25/(187,8s+1). \quad (2)$$

Моделирование системы регулирования температуры экспериментальной установки производилось в программной среде Matlab Simulink. Параметры ПИД-регулятора были определены методом Зиглера-Никольса при использовании кривой отклика. Так как управление нагревательным элементом производится в импульсном режиме, то в контур управления был включен широтно-импульсный преобразователь.

На рисунке 1 показаны результаты моделирования и полученные экспериментальным путём данные, требуемое значение температуры 45°C, начальные условия $T_0 = 25 \pm 0,5^\circ\text{C}$, в момент времени $t = 2000$ с включается вентилятор.

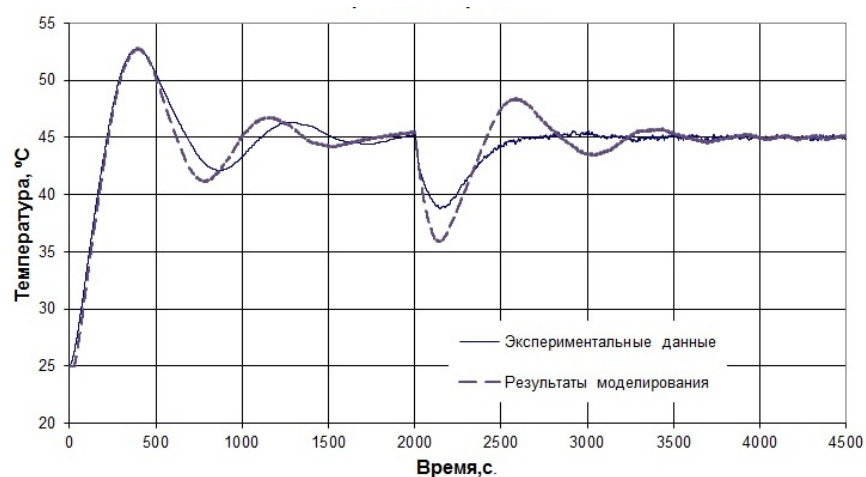


Рис. 1. Сравнение экспериментальных данных и результатов моделирования

Как видно из рисунка 1, применение ПИД-регулятора даёт удовлетворительные показатели качества регулирования: перерегулирование составляет 38,5%, время установления 1400 с. Максимальное расхождение графиков составляет 8%, что свидетельствует об адекватности модели САУ.

УДК 629.7

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПИД-РЕГУЛЯТОРА С АВТОПОДСТРОЙКОЙ КОЭФФИЦИЕНТОВ НА ОСНОВЕ НЕЧЁТКОЙ ЛОГИКИ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ЛАБОРАТОРНЫМ БЛОКОМ «ТЕРМОСТАТ»

Лязина Н. Н., Тайманова О. Г.

Научный руководитель: Крючков А. Н., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Так как стандартный алгоритм ПИД-регулирования в системе поддержания заданного значения температуры лабораторного блока «Термостат» не позволяет получить оптимальных показателей качества переходного процесса, то в систему управления был подключен блок автоподстройки коэффициентов ПИД-регулятора на основе нечёткой логики. Расчёт коэффициентов (K_p , T_I , T_D) осуществляется путём сложения текущего значения коэффициента и приращения в зависимости от сигнала рассогласования $E(t)$ и его производной $\Delta E/\Delta t$ по формулам:

$$\begin{aligned} K_p(i) &= K_p(i-1) + \Delta K_p(i), \\ T_I(i) &= T_I(i-1) + \Delta T_I(i), \\ T_D(i) &= T_D(i-1) + \Delta T_D(i). \end{aligned} \quad (1)$$

На основании результатов моделирования системы управления с традиционным ПИД-регулятором была составлена база знаний, состоящая из сорока девяти правил. Настройка ПИД-регулятора с автоподстройкой производилась на заданное значение 45°C путём моделирования в программной среде Matlab Simulink.

Реализация системы управления с нечёткой автоподстройкой ПИД-регулятора производилась с помощью программной среды LabVIEW. Для сравнения работы ПИД-регулятора обычного и с автоподстройкой на рисунке 1 показаны результаты двух экспериментов по регулированию температуры (заданное значение 45°C , начальные условия $25 \pm 0,5^\circ\text{C}$, в момент времени $t = 2000$ с включается вентилятор в качестве возмущающего воздействия).

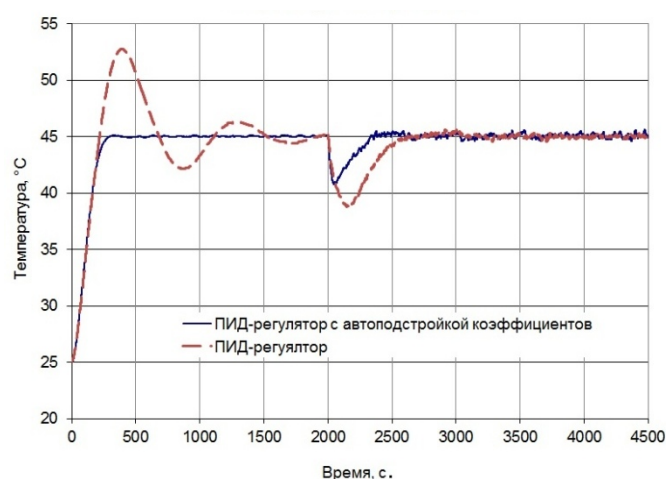


Рис. 1. Сравнение переходных характеристик

Как видно из рисунка, ПИД-регулятор с автоподстройкой позволяет не только исключить первичный переизбыток переходной характеристики, но и уменьшить провал при подаче возмущающего воздействия.

УДК 621.22

СТЕНДОВЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ГИДРОСИСТЕМЫ НА ЕЁ ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ

Мухаметзянов А. В., Кузьмин А. Ю.

Научный руководитель: Родионов Л.В., канд. техн. наук, доцент

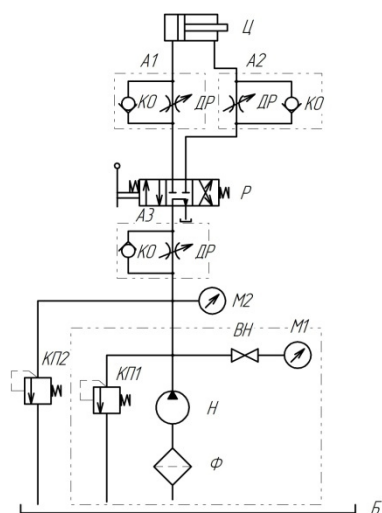
Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Гидравлический привод, применяемый в различных машинах, имеет большие экономические и эксплуатационные преимущества по сравнению с другими видами приводов. С помощью гидравлического привода могут быть осуществлены самые сложные кинематические и силовые схемы.

Целью данной работы является исследование влияния различной гидроаппаратуры системы на её эффективность и скорость функционирования.

Помимо определения энергетических характеристик гидросистемы важное место в процессе её эксплуатации занимает диагностика. Диагностика гидропривода часто требует проведения сборочно-разборочных работ, что сопряжено со значительными затратами времени. Сокращение времени на диагностику является одной из важных задач технического обслуживания. Её решение возможно различными путями, одним из которых является применение методов безразборной (бесконтактной) диагностики. Таким образом, ещё одной целью исследования является бесконтактная диагностика гидросистемы по её акустическому портрету.

Экспериментальные исследования проводились на стенде (рис. 1). При различной компоновке гидросистемы были получены зависимости скорости выдвижения штока гидроцилиндра и к.п.д. гидropередачи от давления в системе. Также проведена акустическая диагностика гидросистемы на примере исправных и неисправных её элементов.



Б - бак;
Ф - фильтр;
Н - пластинчатый насос;
КП1, КП2 - предохранительные клапаны;
М1, М2 - манометры;
ВН - вентиль;
ДР - дроссель;
КО - клапан обратный;
А1, А2, А3 - дроссели с обратным клапаном
Р - распределитель 4/3;
Ц - гидроцилиндр

Рис. 1. Схема экспериментальной установки

Библиографический список

1. Наземцев А. С. Пневматические и гидравлические приводы и системы. - М., 2007 - 304 с.
2. Меренков А. П., Хасилев В. Я. Теория гидравлических цепей. - Н., 1985. - 276 с.

УДК 629.7

РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ И СРЕДСТВ ФИЗИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ГАСИТЕЛЕЙ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ

Русаков А.С.

Научный руководитель: Кох А. И., канд. техн. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Были исследованы физические модели гасителей пульсаций давления (ГПД) в малой заглушенной камере СГАУ. Гаситель пульсаций установлен за регулятором давления. В гаситель пульсаций устанавливаются шайбы с отверстиями.

Максимальная достигнутая эффективность уровня снижения шума – 14 дБ. Она была достигнута при установке в ГПД 6 шайб. При этом первая шайба имеет проходное сечение $106,8 \text{ мм}^2$, а все последующие шайбы подбирались таким образом, чтобы проходное сечение последующей шайбы было больше, чем у предыдущей, толщина проставок равна 2 мм.

На рисунке 1 представлены уровни шума в октавных полосах пустого ГПД и ГПД с 6 шайбами.

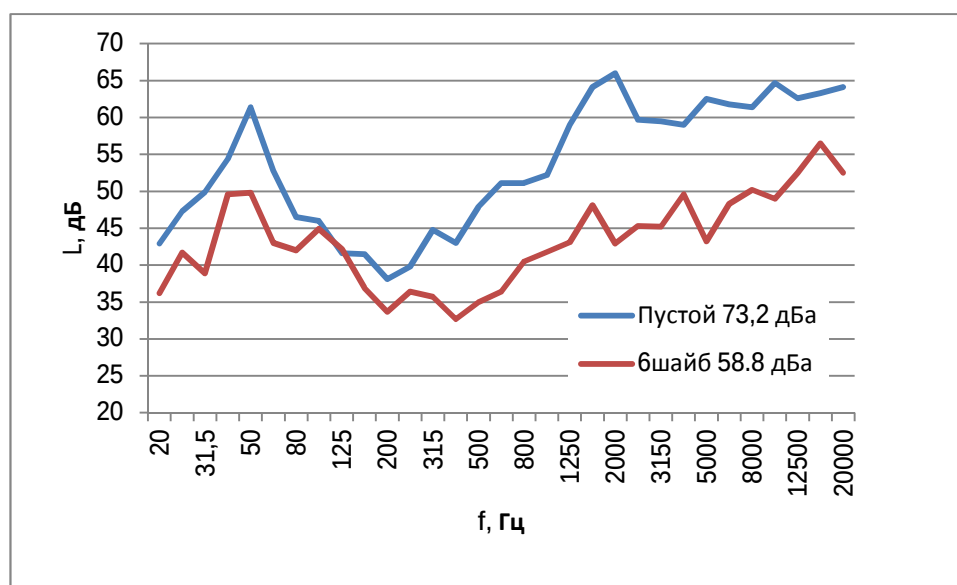


Рис. 1. Уровни шума в октавных полосах пустого ГПД и ГПД с 6 шайбами

Из рисунка видно, что предложенная конструкция ГПД эффективно снижает уровень шума и может использоваться для снижения шума на газораспределительных станциях.

УДК 629.7

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРЁХСЕКЦИОННОГО ГАСИТЕЛЯ КОЛЕБАНИЙ ДАВЛЕНИЯ

Рыпинский В. Ю.

Научный руководитель: Миронова Т. Б., канд. техн. наук, науч. сотрудник

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Разработана математическая модель трёхсекционного гасителя колебаний, состоящего из корпуса, в который установлен сердечник с двумя перфорированными шайбами. Получены выражения частотнозависимых коэффициентов: $A(w)$, $B(w)$, $C(w)$, $D(w)$.

При построении математической модели использованы выражения, описывающие простейшие элементы гасителя колебаний:

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ jwc & 1 \end{bmatrix}; R = \begin{bmatrix} 1 & r \\ 0 & 1 \end{bmatrix},$$

где j – мнимая единица, w – круговая частота, c – ёмкость полости, r – сопротивление перфорированной шайбы.

В качестве основных характеристик гасителя как пассивного четырехполюсника приняты волновые сопротивления со стороны входа Z_{c1} и выхода Z_{c2} и коэффициент собственного затухания K_c :

$$Z_{c1} = \sqrt{\frac{A(w) \times B(w)}{C(w) \times D(w)}}; Z_{c2} = \sqrt{\frac{B(w) \times D(w)}{A(w) \times C(w)}}; K_c = |\sqrt{A(w) \times D(w)} + \sqrt{B(w) \times C(w)}|.$$

Полученные результаты представлены в виде зависимости, представленной на рис. 1.

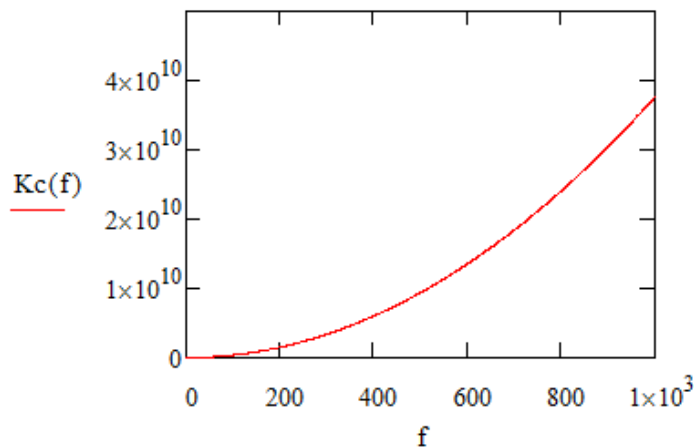


Рис. 1

УДК 629.7

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ РАСЧЁТА ДИНАМИКИ ТРУБОПРОВОДНЫХ СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Рыпинский В. Ю.

Научный руководитель: Миронова Т. Б., канд. техн. наук, науч. сотрудник

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Разработана методика ансамблирования конечных элементов высшего порядка, описывающих динамику трубопроводов. Методика основана на использовании обобщённой математической модели динамики пространственно сложных разветвлённых трубопроводных систем. Основным допущением используемой модели является рассмотрение трубопроводов с точки зрения механики стержней. Методом конечных элементов была решена система дифференциальных уравнений, описывающих колебания пространственно-криволинейных трубопроводов с осевой линией, лежащей в одной плоскости, при их силовом нагружении пульсирующим потоком рабочей жидкости. На основании данной математической модели была написана программа для расчёта динамических характеристик трубопроводов. Данная программа обладает следующими преимуществами:

- 1) Низкие затраты машинных ресурсов (мощность процессора, объём оперативной памяти...) снижают требования к используемому оборудованию.
- 2) Быстрый расчёт труб сложной пространственной конфигурации.
- 3) Высокая точность вычислений из-за использования многузловых элементов.
- 4) Возможность расчёта трубопроводов как на стадии проектирования, так и существующих систем.
- 5) Отсутствие необходимости покупки сложных и дорогих программных пакетов, таких как Ansys.

Интерфейс программы представлен на рисунке 1.

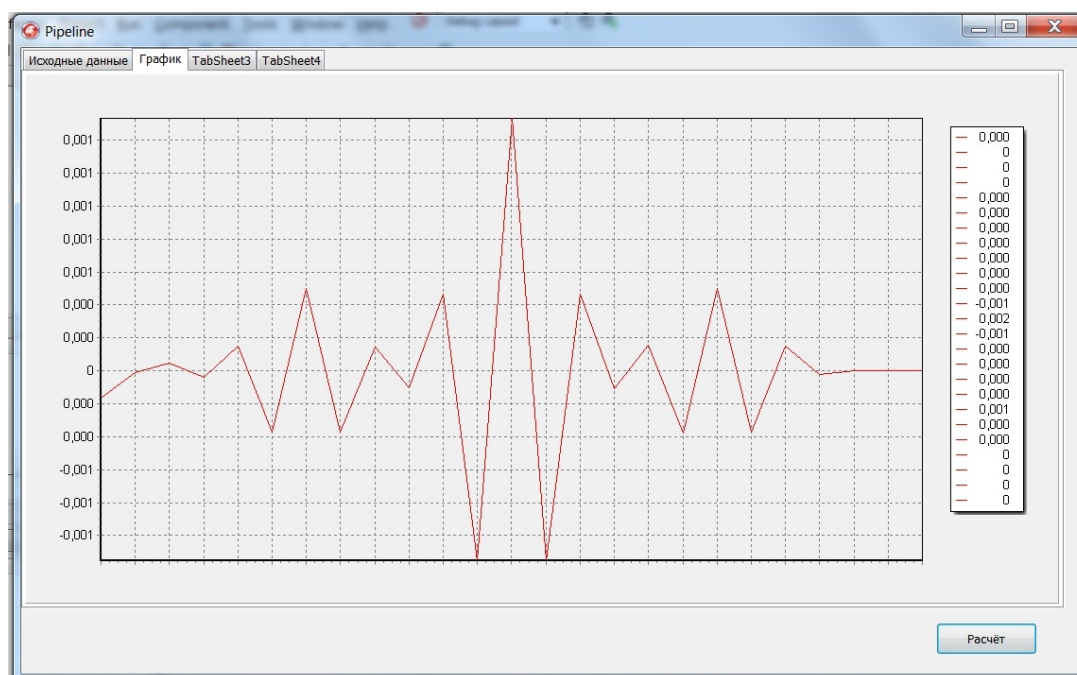


Рис. 1. Интерфейс программы для расчёта динамических характеристик трубопроводов

УДК 534.833.53

ОПТИМИЗАЦИЯ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩЕЙ КОНСТРУКЦИИ ИЗ УПРУГО-ПОРИСТОГО МАТЕРИАЛА «МЕТАЛЛОРЕЗИНА»

Сафин А. И., Сорока И. С.

Научный руководитель: Иголкин А. А., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Пористые материалы нашли широкое распространение в различных областях народного хозяйства для решения задач снижения шума и теплоизоляции. Металлорезина (МР) является пористым материалом с частично связанной структурой.

Известно, что установка пористого материала с зазором (на отnose от конструкции), увеличивает коэффициент звукопоглощения конструкции в области низких частот. В настоящей работе оптимизирована звукопоглощающая конструкция (ЗПК) с целью уменьшения габаритов конструкции и увеличения коэффициента звукопоглощения.

Для исследования коэффициента звукопоглощения было выбрано две ЗПК с воздушным зазором (ВЗ) 5,10 мм, пористостью $\Pi=0,8$ и $\Pi=0,7$; толщиной $h=10$ мм.

Измерения коэффициента звукопоглощения проводились в импедансной трубе Spectronics [1]. Результаты измерений представлены на рисунке 1.

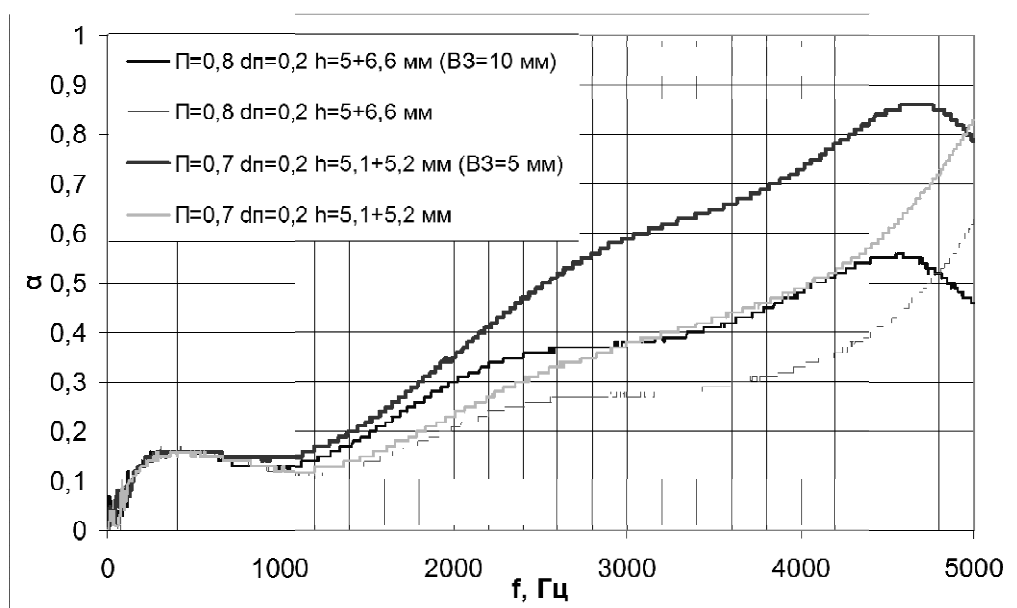


Рис. 1. Коэффициент звукопоглощения

Используя материал МР с более низкой пористостью, удалось уменьшить габариты ЗПК и увеличить коэффициент звукопоглощения в широком диапазоне частот, но увеличилась масса на 33%. На основе исследований можно сделать вывод, что использование материала МР в ЗПК даёт широкие возможности моделирования акустических характеристик на стадии проектирования.

Библиографический список

1. Иголкин А.А., Сафин А.И., Шахматов Е.В. О применении различных типов микрофонов при измерениях в импедансной трубе // Вектор науки ТГУ. - 2011. - С.49-51.

УДК 621.522

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ С ДИСКРЕТНЫМ РЕГУЛЯТОРОМ ПОТОКА ЖИДКОСТИ

Синяков А. Ф.

Научный руководитель: Гимадиев А. Г., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Проведена работа по исследованию энергетической эффективности гидропривода с дискретным регулятором потока жидкости в виде коммутируемого инерционного устройства, действующего в режиме усиления расхода. В качестве инерционного элемента в регуляторе использован гладкий трубопровод (инерционная труба). Исследование проведено с использованием пакета Simulink.

Изменяя параметры регулятора, в частности, частоту его срабатывания, длительность открытия, площадь окон клапанов, коэффициент заполнения импульса, геометрические размеры инерционной трубы, а также параметров гидроцилиндра и нагрузки, можно определить их оптимальное соотношение, при котором будет реализовываться наибольшая эффективность гидропривода.

Из анализа результатов следует, что КПД гидропривода с обратным клапаном выше, чем без него, и эта разница зависит от нагрузки, частоты регулятора и коэффициента заполнения импульса. При подключении обратного клапана происходит подсос жидкости из сливной магистрали в инерционную трубу. Это явление видно на осциллограмме расхода жидкости на входе в инерционную трубу и на выходе из обратного клапана, представленной на рис. 1.

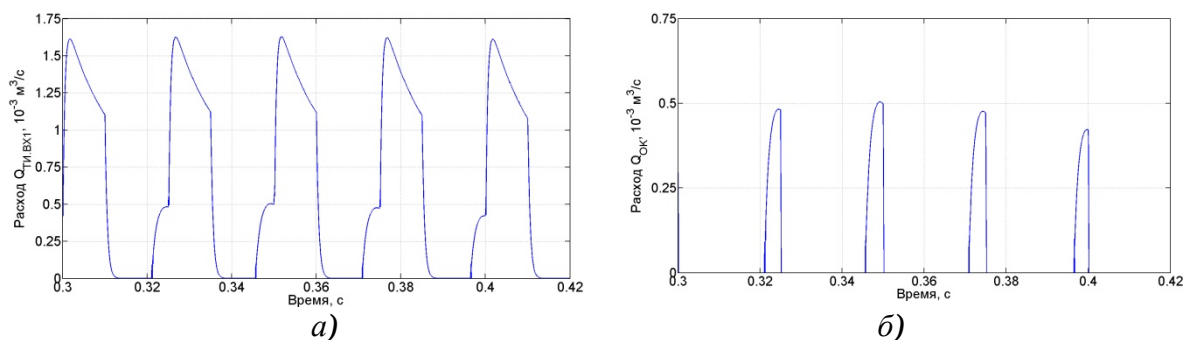


Рис. 1. Осциллограмма расхода жидкости на входе в инерционную трубу (а)
и на выходе из обратного клапана (б) гидропривода при частоте 40 Гц
и коэффициенте заполнения цикла 40%

Моделирование показало, что повышение КПД достигает порядка 15%. Характер изменения КПД в зависимости от частоты регулятора таков, что при частотах ниже 30 Гц и выше 80 Гц он становится одинаковым как для ГП с обратным клапаном, так и без него. Это объясняется тем, что при низкой частоте регулятора происходит малый подсос жидкости в единицу времени, а при высоких частотах не реализуется полностью подсос жидкости из-за частого вступления в работу напорного клапана. Аналогичная картина происходит при изменении коэффициента заполнения в диапазоне (30...80) %.

УДК 532.5

ВЛИЯНИЕ УПРАВЛЯЮЩЕГО КЛАПАНА НА ДИНАМИКУ СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ДАВЛЕНИЯ ГАЗА

Стадник Д. М.

Научный руководитель: Свербилов В. Я., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Как известно, регуляторы давления газа седельного типа склонны к неустойчивой работе даже при работе в установившемся режиме. В результате возникает шум и вибрации, которые приводят к повреждению седла и других элементов. Проблема является ещё более острой для газовых клапанов, работающих при сверхкритических перепадах давления. Существенные и нестабильные силы потока в сочетании с малым собственным демпфированием затрудняют решение проблемы устойчивой системы.

В предыдущих работах [1, 2, 3] была разработана нелинейная модель регулятора давления газа непрямого действия, выполнены теоретические и экспериментальные исследования для определения наиболее существенных факторов, влияющих на устойчивость и динамику системы. Для упрощения модели предыдущие исследования были акцентированы на динамике основного клапана, тогда как управляющий клапан был представлен моделью более низкого порядка. Были предложены эффективные средства для обеспечения устойчивости системы (установка специального дросселя на входе в клапан [2], изменение геометрических параметров встроенного в конструкцию клапана RL-демпфера).

В данной работе с помощью математического моделирования и экспериментального исследования рассматривается влияние характеристик управляющего клапана на динамику системы с точки зрения обеспечения требуемой точности и устойчивости в широком диапазоне расхода. Проведено сравнение разных схем соединения управляющего клапана на аналитической и имитационной моделях. Проведён линейный анализ устойчивости модели для определения границ устойчивости в пространстве параметров управляющего и основного клапанов. Выполнено также численное моделирование с использованием экспериментальных данных по коэффициентам расхода и подъёмных сил клапана. Проведено несколько серий экспериментов в широком диапазоне расходов. Получена хорошая сходимость между результатами расчёта численного моделирования и экспериментальных исследований.

Библиографический список

1. Свербилов, В.Я. Аналитическая модель автоколебаний плоского предохранительного клапана [Текст] В.Я. Свербилов, Г.М. Макарьянц, М.В. Макарьянц, Д.М. Стадник // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. - Т. 12. - №4. - 2010.
2. Стадник, Д.М. Обеспечение устойчивости регулятора давления газа непрямого действия посредством установки дросселя на входе [Текст] Д.М. Стадник, В.Я. Свербилов, Г.М. Макарьянц, М.В. Макарьянц // Вестник СГАУ. - 2012. - № 4 (35).
3. Свербилов, В. Я. Исследование динамических характеристик системы регулирования давления в газовой подушке топливного бака ЖРД [Текст] В.Я. Свербилов, Д.М. Стадник // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. - Т. 13. - №4(3). 2011.

УДК 629.7

СИНТЕЗ НЕЧЁТКОГО ЛОГИЧЕСКОГО РЕГУЛЯТОРА В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ЛАБОРАТОРНЫМ БЛОКОМ «ТЕРМОСТАТ»

Тайманова О. Г., Лязина Н. Н.

Научный руководитель: Крючков А. Н., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Для получения оптимальных показателей качества переходного процесса при регулировании температуры лабораторного блока «Термостат» был произведён синтез нечёткого логического регулятора (НЛР). Входными параметрами НЛР являются сигнал рассогласования и его производная, выходным параметром – управляющее воздействие. Выходной сигнал НЛР преобразуется в последовательность импульсов посредством широтно-импульсной модуляции и далее подаётся на нагревательный элемент экспериментальной установки. Для составления базы знаний были использованы результаты моделирования системы регулирования температуры с традиционным ПИД-регулятором. Входные и выходная переменные НЛР описаны кусочно-линейными функциями принадлежности. При этом была составлена база знаний из девяти правил. Настройка нечёткого регулятора производилась на заданное значение 45°C путем моделирования в программной среде Matlab Simulink.

Для обеспечения достаточно высокой точности регулирования температуры при изменении задания и подаче возмущающего воздействия были введены контуры автоподстройки базы знаний с пересчётом входных и выходных переменных НЛР на единое универсальное множество.

Реализация системы управления с нечётким регулятором осуществлялась с помощью программной среды LabVIEW. Для сравнения работы НЛР и ПИД-регулятора на рисунке 1 отображены результаты двух экспериментов по регулированию температуры (заданное значение 45°C , начальные условия $25 \pm 0,5^{\circ}\text{C}$).

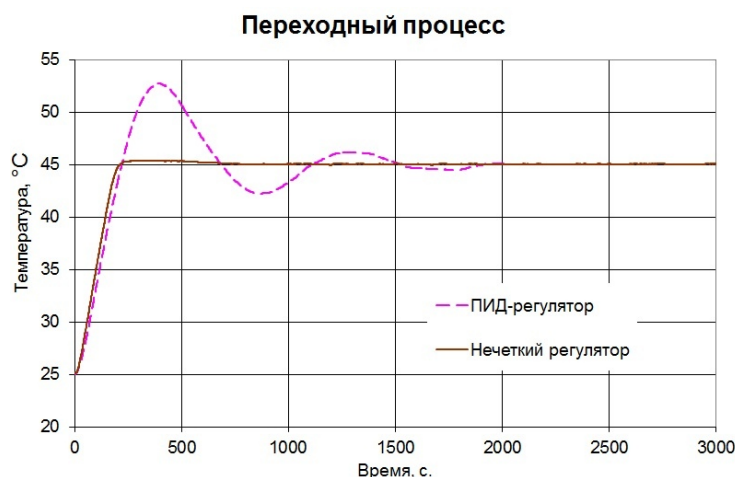


Рис. 1. Сравнение работы НЛР и ПИД-регулятора

Как видно из рисунка, нечёткий регулятор имеет более высокие показатели качества переходного процесса: перерегулирование 0%, время установления 200 с, что доказывает эффективность применения подобной структуры регулятора.

УДК 62-553.4

ЛАБОРАТОРНЫЙ ПРАКТИКУМ ПО НАСТРОЙКЕ РАЗЛИЧНЫХ РЕГУЛЯТОРОВ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ВАЛА ГИДРОМОТОРА

Хамидулин Р. Р.

Научный руководитель: Гаспаров М. С., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Целью данной работы является разработка стенда для проведения лабораторной работы по теории автоматического управления, по настройке П-, ПИ- и ПИД-регуляторов частоты вращения вала гидромотора (П – пропорциональный, ПИ – пропорционально-интегральный, ПИД – пропорционально-интегрально-дифференциальный).

В итоге проведённых работ был спроектирован, собран и запущен в работу стенд, позволяющий проводить лабораторные занятия со следующими преимуществами:

1. Получение практических навыков настройки регуляторов на реальном объекте.
2. Сочетание элементов теоретического исследования и практической работы.
3. Углубление и закрепление теоретических знаний в интересах профессиональной подготовки.

Для реализации было выбрано имеющееся на базе университета оборудование и программное обеспечение (ПО), а именно универсальный гидростенд компании ЭКО-Инвент, управляющая плата NI USB-6009, плата с ШИМ преобразователем и NI Labview 2012.

В качестве основного используется ПИД-регулятор. Другие два регулятора (П- и ПИ-регуляторы) получаются путём обнуления соответствующих составляющих основного.

В работе регуляторы настраиваются по методу Циглера-Никольса, для этого вначале обнуляются действия и интегральной, и дифференциальной составляющих. Далее постепенным повышением коэффициента пропорциональности нужно добиться выхода системы на установившиеся автоколебания и замерить их период. Затем по полученному коэффициенту пропорциональности и периоду автоколебаний рассчитываются коэффициенты и постоянные времени соответствующих составляющих регуляторов по выведенным в методе формулам.

В конце работы студенты должны проанализировать работу полученных регуляторов и попытаться настроить регуляторы вручную и сравнить их характеристики с характеристиками регуляторов, настроенных по методу Циглера-Никольса.

В дальнейшем планируется создание виртуальной модели стенда в программном пакете NI VeriStand 2011 с импортированной моделью гидросистемы и системы управления, созданной в пакете ITI Simulation X.

При использовании компьютерной модели стенда появляются следующие возможности:

1. Проектирование, апробация, проработка различных вариантов создаваемого стенда.
2. Проведение виртуальных опытов при отсутствии доступа к оборудованию и для продления его срока службы.
3. Использование разработанного ПО студентами для самостоятельной подготовки.

УДК 681.5

РАЗРАБОТКА СТЕНДА ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ ИМПУЛЬСНОГО РЕГУЛЯТОРА РАСХОДА

Авдейчев А. А.

Научный руководитель: Илюхин В. Н., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Большой диапазон мощностей и относительная простота гидроприводов привели к их внедрению в различные области науки и техники. Это даёт широкие возможности для различных исследований и разработок. На данный момент наиболее перспективным направлением является разработка и исследование новых энергетически эффективных методов управления гидроприводом.

Актуальность исследований обусловлена потребностью в снижении удельных затрат энергии и увеличении удельной мощности гидроприводов мобильных объектов.

В рамках данной работы разработан программно-аппаратный комплекс управления испытательным стендом и сбора информации. Программы управления написаны с использованием программного пакета NI LabVIEW 2011 и использовались для настройки параметров стенда и просмотра процессов, происходящих при испытании с низкой частотой дискретизации.

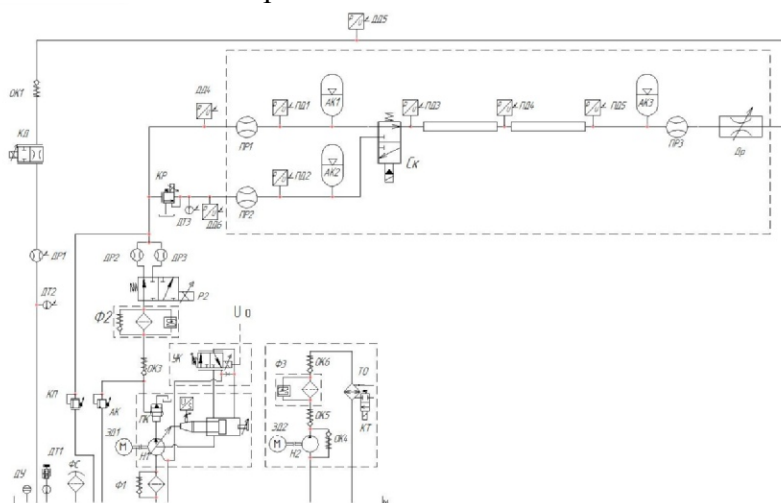


Рис. 1. Схема стендовой установки для испытаний дискретного регулятора

В процессе экспериментальной отработки пришли к выводу, что существуют моменты времени в цикле работы регулятора, когда должны быть открыты в сторону трубки как линия высокого давления (ВД), так и линия низкого давления (НД), поэтому дальнейшие работы будут связаны с отработкой на двух распределителях 2/2 вместо одного 4/3, один из которых управляет включением ВД, а другой – НД.

Библиографический список

1. Scheidl, R., Manhartgruber, B. & Winkler, B. Hydraulic Switching Control – Principles and State of the Art. Proceedings of the First Workshop on Digital Fluid Power, Oct. 3, 2008, Tampere, Finland, pp. 31–49 (Tampere University of Technology).
2. Шахматов, Е.В. Математическое моделирование динамических процессов в гидроприводе с дискретным регулятором потока жидкости [Текст] / Е.В. Шахматов, А.Г. Гимадиев, В.Я. Свербилов, А.Ф. Синяков // Вестник СГАУ, 2013, №1(39).

УДК 681.5

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ ИМПУЛЬСНОГО РЕГУЛЯТОРА РАСХОДА С ИНЕРЦИОННОЙ ТРУБКОЙ

Грешняков П. И.

Научный руководитель: Илюхин В. Н., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В большинстве гидравлических систем для управления скоростью и/или усилием нагрузки используют дросселирующие клапаны, которые сбрасывают давление или уменьшают расход. Это простой, но крайне неэффективный метод, при котором избыточная энергия рассеивается в виде тепла и таким образом теряется более 50% входной мощности на нагрев окружающей среды. Кроме того, клапаны могут служить только для понижения расхода и давления, а не для их повышения. Этот метод аналогичен использованию мощных потенциометров или реостатов для управления скоростью электромотора путем снижения тока и напряжения.

Новый метод, который предлагается в данной работе, основан на использовании реактивных свойств, присущих гидравлическим компонентам. Например, объём жидкости обладает ёмкостным эффектом, в то время как трубопровод малого диаметра обладает индуктивным эффектом («инерционностью»). Известно, что напряжение и ток в электрических системах можно трансформировать (ступенчато повышать или снижать), используя комбинации коммутаторов, катушек индуктивности и конденсаторов.

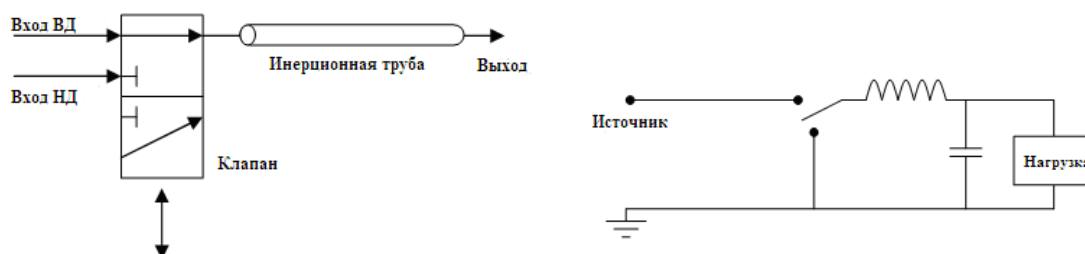


Рис. 1. Схема реализации усилителя расхода

Подобные методы и средства частотно-импульсного управления давно и эффективно используются в электротехнике. Однако, прямой перенос эффективных методов управления из электрических систем в гидравлические невозможен. Необходим подробный учёт динамических свойств гидравлических систем, который проводится в работе.

Библиографический список

1. Scheidl, R., Manhartgruber, B. & Winkler, B. Hydraulic Switching Control – Principles and State of the Art. Proceedings of the First Workshop on Digital Fluid Power, Oct. 3, 2008, Tampere, Finland, pp. 31–49 (Tampere University of Technology).
2. Шахматов, Е.В. Математическое моделирование динамических процессов в гидроприводе с дискретным регулятором потока жидкости [Текст] / Е.В. Шахматов, А.Г. Гимадиев, В.Я. Свербилов, А.Ф. Синяков // Вестник СГАУ, 2013, №1(39).

УДК 681.5

ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНАЯ СИСТЕМА ВИДЕОМОНИТОРИНГА ОКРУЖАЮЩЕЙ МЕСТНОСТИ

Дорогов В. К.

Научный руководитель: Илюхин В. Н., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Человечество идет по пути создания искусственного интеллекта: разрабатываются алгоритмы, совершенствуются приборы, уменьшаются габариты и увеличивается мощность вычислительных машин. Можно выделить несколько направлений развития автоматизированных систем, и одно из них занимается созданием механизмов, имитирующих облик и поведение человека. В отличие от нас самих, робота можно оснастить дополнительными датчиками и сенсорами так, что он сможет вовремя «почувствовать» утечку газа, предупредить о надвигающемся урагане, уловить малейшее изменение электромагнитного поля земли. Несомненно, наука сделала большой шаг на пути развития автоматизированных систем: учёные по всему миру стараются сделать такие приборы автономнее и проще в управлении для оператора. Как этого можно добиться?

Проведем параллель с человеком. Одним из основных органов восприятия для нас является зрение. Оно даёт почти 90% информации, воспринимаемой из внешнего мира. Значит и для решения технических задач «машинное» зрение может являться большим подспорьем. Действительно, методы сканирования изображения с целью получения какой-либо информации развиты достаточно сильно. Этому способствует и развитие оптических приборов. Учёные научились с высокой точностью (> 85%) распознавать лица людей и определять пол человека по фотографии. Но вот примеров реального «сращивания» технического зрения и роботизированных систем в полной мере не произошло до сих пор. Многим известны автомобили компании Google, на которых исследуется возможность управления с помощью камеры, распознающей границы дороги, состояние дорожного полотна, в связи с чем компьютером выбирается оптимальная скорость движения на данном участке дороги.

Я считаю, что именно это направление (развитие методов анализа происходящего с помощью камеры) приоритетно потому, что:

- не привязано к расстоянию до объекта (как при методе определения расстояния с помощью ультразвукового датчика, когда звуковая волна может быть поглощена или перенаправлена после попадания на предмет исследования);

- позволяет охватывать одним прибором (камерой с широким углом обзора) значительные расстояния вокруг предмета, что не требует установки дополнительного числа датчиков;

- в оптической технике можно, применяя специальные технологии, получать изображение даже в условиях сумерек, снегопада, анализировать температурные характеристики объекта.

- определив наличие препятствия в непосредственной близости, мы можем, исходя из расстояния до него, по одной лишь фотографии оценить габариты тела и, исходя из расположения окружающих его объектов, определить оптимальные пути преодоления преграды.

Целью проекта является разработка алгоритмов, которые позволяют, используя специальную камеру и программное обеспечение, оценивать поступающее изображение и, исходя из полученных данных и условия задачи (отыскание объектов определенной конфигурации, маневрирование подвижной платформы между препятствиями), конфигурировать управляющий сигнал, необходимый для совершения того или иного действия.

УДК 681.5

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ ДЛЯ ПОЛЁТА ПО ЗАДАННОЙ ТРАЕКТОРИИ

Митковский К. Б., Косенков П. В.

Научный руководитель: Илюхин В. Н., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

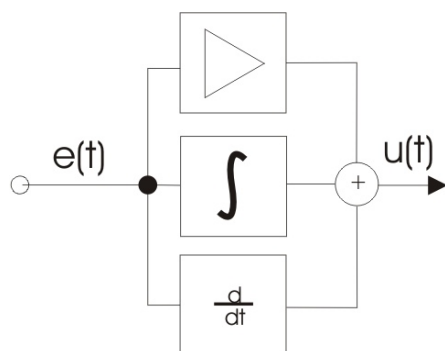
Летающие объекты всегда завораживали человека, подталкивая его к различным исследованиям и разработкам. На данный момент наиболее динамично развивающимся направлением на пересечении робототехники и летательных аппаратов является разработка беспилотных летательных аппаратов (БПЛА).

Актуальность исследований обусловлена потребностью в беспилотных летательных аппаратах по всему миру: в военной промышленности - на обороне и разведке ведущих стран, в гражданской области - спектр применения крайне широк, начиная с сельского хозяйства, инспектирования строительных площадок и заканчивая нефтегазовым сектором, МЧС и сектором безопасности.

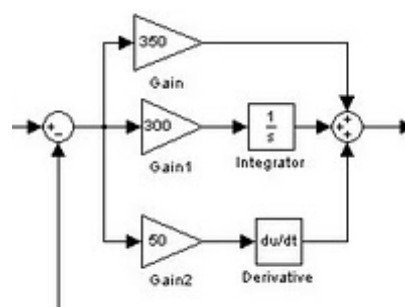
Главными задачами данной работы являются создание системы управления малогабаритного беспилотного летательного аппарата, отвечающего поставленным требованиям, реализация автономного взлёта и посадки, контроля положения в режиме зависания в воздухе, а также прохождение заданной траектории.

В рамках данной работы разработана математическая модель, описывающая динамику летательного аппарата в воздухе. Конечная модель, построенная в среде MATLAB, используется для настройки параметров системы управления БПЛА и моделирования алгоритмов управления для поставленных выше задач.

Важным этапом данной работы являлось нахождение подходящего принципа управления беспилотными летательными аппаратами. В ходе работы для решения поставленных задач рассмотрены следующие регуляторы: регулятор, основанный на теории Ляпунова, ПИД-регулятор (рис. 1) и линейно-квадратичный регулятор (LQ).



а) Принципиальная схема



б) Реализация в Simulink

Рис. 1. ПИД-регулятор

В перспективе планируется экспериментально проверить созданные системы управления на беспилотном летательном аппарате для подтверждения разработанной модели, получения экспериментальных данных и уточнения параметров системы управления.

УДК 681.5

МОБИЛЬНАЯ ТЕХНИКА НА ПНЕВМАТИЧЕСКОЙ ТЯГЕ

Мухаметзянов А. В.

Научный руководитель: Илюхин В. Н., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Актуальность исследований обусловлена экологическими требованиями к современному транспорту. Передвижение автомобиля в экологичном режиме позволяет ездить с нулевыми выбросами вредных веществ в атмосферу, он работает следующим образом. Сначала сжатый воздух подается из резервуара для привода гидравлического мотора. Получив необходимый импульс, последний приводит в действие коробку передач, а через неё – передние колеса.

На данный момент наиболее быстро развивающимся направлением машиностроения является создание мобильной техники на пневматической тяге. К примеру, концерн PSA Peugeot Citroen разработал принципиально новую гибридную систему Hybrid Air, которая комбинирует бензиновый двигатель и автоматическую коробку передач с гидравлическим насосом и мотором, работающих на сжатом воздухе. Все элементы трансмиссии расположены в моторном отсеке, а сжатый воздух хранится в баллонах под сиденьями. Автомобиль с системой Hybrid Air может передвигаться в трёх режимах: классическом с использованием ДВС, комбинированном (применяются ДВС и сжатый воздух), экологичном (используется только сжатый воздух).

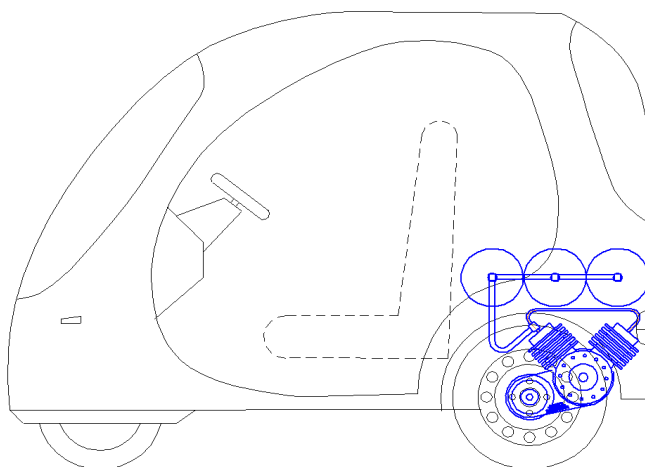


Рис. 1.

Главными задачами данной работы являлось создание малогабаритного автомобиля на пневматической тяге, создание системы обеспечения двигателя сжатым воздухом, а также реализация движения с помощью пневмодвигателя.

Библиографический список

1. Гусаков, С.В. Гибридные силовые установки на основе ДВС [Текст]: учебное пособие / С.В. Гусаков. - РУДН, Москва, 2008. - 181 с.
2. United States Environmental Protection Agency (EPA). Hydraulic Hybrid Research <http://www.epa.gov/otaq/technology/research/research-hhvs.htm>.

УДК 621.791

СИСТЕМА АКТИВНОЙ ПНЕВМАТИЧЕСКОЙ ПОДВЕСКИ

Печеневский М. А.

Научный руководитель: Илюхин В. Н., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Основная задача исследования – повышение уровня безопасности автомобиля за счёт стабилизации автомобиля при поворотах и неравномерной загрузке.

Для решения поставленных в исследовании задач использовались методы математического моделирования и частичного прототипирования.

Объект исследования - подвеска, оснащённая пневматическими подушками.

Чувствительными элементами в рассматриваемой системе являются датчики давления, датчики положения кузова, гироскопический датчик и датчик ускорений – акселерометр (рис. 1).

Возмущающим воздействием являются инерционные силы от массы автомобиля при ускорениях и торможении, проседание кузова при неравномерной загрузке и поворотах.

Регулирующим элементом является система клапанов дискретно-пропорционального управления. В качестве регулятора выступает контроллер.

В программе управления реализовано ПИД-регулирование и высокая скорость реакции на изменение в системе.

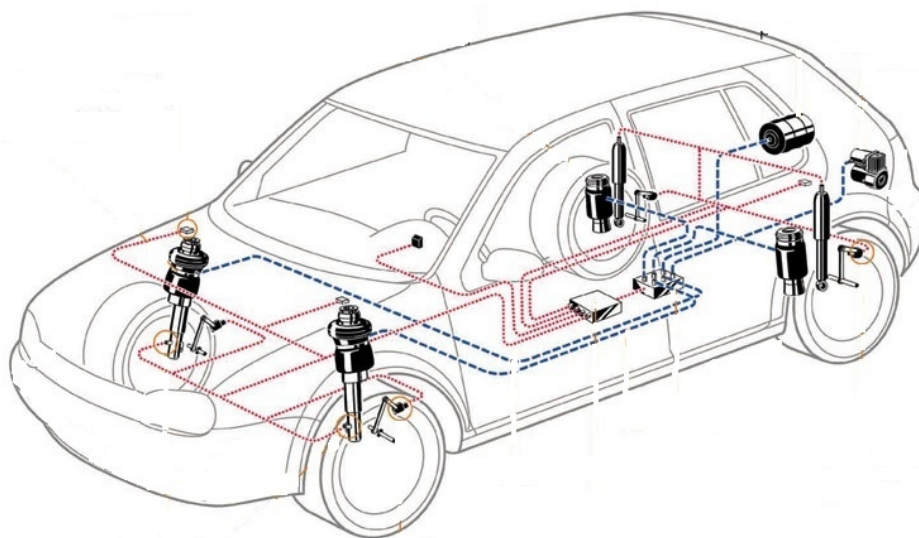


Рис. 1. Расположение элементов

В мире до сих пор нет активных пневматических подвесок. Пневматическая подвеска выигрывает у электрической в цене и у гидравлической – в скорости реакции.

В результате исследования был получен алгоритм управления и трёхмерная модель подвески.

В скором времени будет построен испытательный стенд.

УДК 621.791

ПОВЫШЕНИЕ КАЧЕСТВА СВАРКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ С-ОБРАЗНЫХ СВАРОЧНЫХ КЛЕЩЕЙ

Рыбальченко М. Д.

Научный руководитель: Илюхин В. Н., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Задача исследования - повышение качества сварки за счёт обеспечения постоянного усилия в точке сварки и компенсации колебаний электродов.

Для решения поставленной в исследовании задачи использовались методы математического моделирования и теории автоматического управления.

Объект исследования - с-образные сварочные клещи. Масса рабочего инструмента 30 кг, давление воздуха в системе 12 Бар, требуемое усилие в точке сварки 250 Н, КПД цилиндра уравнивания 0,9, диаметр цилиндра уравнивания 25 мм.

Был проведён сравнительный анализ существующих конструкций сварочных клещей ведущих фирм-производителей в этой отрасли. Проанализированы существующие приводы промышленных систем в применении к данной задаче.

В систему управления упрощённой моделью сварочных клещей входили следующие компоненты: датчик давления, редукционный клапан пропорционального управления, промышленный контроллер.

Возмущающим воздействием являлась инерционная сила от массы рабочего органа сварочных клещей. Инерционная сила зависела от пространственного положения сварочных клещей.

В программе управления были реализованы три вида регулятора: П-регулятор, ПИ-регулятор и ПИД-регулятор. В качестве среды программирования использовался программный пакет Matlab Simulink (рис. 1).

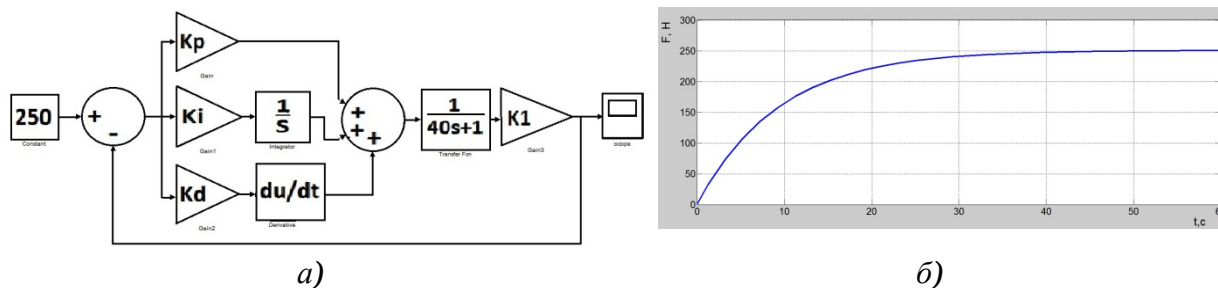


Рис. 1. Алгоритм управления сварочными клещами, реализованный в Simulink:
а) программа управления; б) переходный процесс

В результате исследования был разработан алгоритм управления, подобраны коэффициенты регуляторов и реализована компенсация колебаний электродов рассматриваемой модели сварочных клещей, проведены кинематический и динамический анализ объекта управления, выведены основные зависимости параметров системы.

УДК 62-529

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ ЛИНИЯ ДЛЯ ПРОИЗВОДСТВА КЛАДОЧНОЙ СЕТКИ

Сорока И.С.

Научный руководитель: Иголкин А. А., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В настоящее время производство недорогих, но качественных строительных материалов пользуется особенным спросом. Кладочная сетка – один из них, она применяется при армировании фундамента, кирпичной кладки и облицовки.

В работе была спроектирована малогабаритная автоматизированная линия для производства кладочной сетки. Надёжность и высокая экономическая эффективность системы достигаются за счёт применения пневматической системы.

В линии применяется автоматизированная система управления технологическим процессом (АСУ ТП). В неё входят: программируемый логический контроллер (ПЛК), рабочие органы, графическая панель оператора.

Программа для ПЛК с подпрограммами написана на языке ST, который является стандартизированным языком МЭК стандарта IEC61131-3. Алгоритм первой подпрограммы описывает циклическую работу установки с подциклами. Вторая же необходима для связи ПЛК с графической панелью оператора с сенсорным управлением. Для написания и загрузки программы в ПЛК был использован программатор CoDeSys 2.3. Принципиальная схема АСУ ТП представлена на рис. 1.

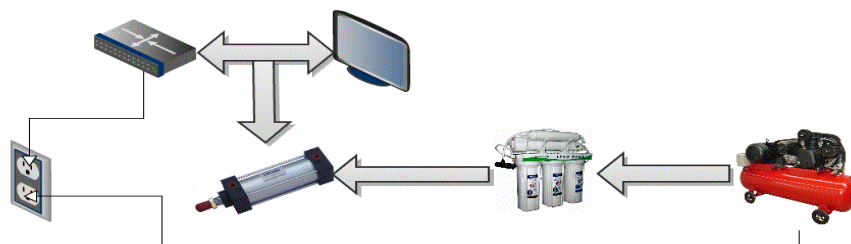


Рис. 1. Принципиальная схема автоматической линии

В установке рабочими органами стали пневматические цилиндры с датчиками перемещений. Таким образом, каждый цилиндр выдает значение 0 или 1 для ПЛК. Подача воздуха осуществляется из компрессора. Далее рабочее тело попадает в блок подготовки воздуха, который включает в себя фильтр-влагоотделитель, регулятор давления (редукционный пневмоклапан), маслораспылитель. После этого сжатый воздух движется к параллельно подсоединённым распределительным клапанам. Только оттуда, в результате поочередного переключения клапанов на открытие, происходит выдвижение-возвращение каждого из пневмоцилиндров. Также в линии использовано устройство для точечной сварки с изменяющейся длительностью импульса, чтобы обеспечивать соединение пересечения поперечного и продольного прутков.

Графическая панель оператора с сенсорным управлением предназначена для того, чтобы оператор мог контролировать показания датчиков перемещения, осуществлять отладку и поиск неисправностей в системе при ручном управлении каждым распределительным клапаном.

В результате создания данной автоматической линии была увеличена производительность труда. Человек на станке может изготовить 50 сеток в час, а автоматическая линия – до 100 сеток в час.

УДК 621.791

**РАЗРАБОТКА УЧЕБНОГО МАКЕТА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО
ПРОИЗВОДСТВЕННОГО КОМПЛЕКСА СВЕРЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ**

Уткин А. В., Зажарский В. Д.

Научный руководитель: Иголкин А. А., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

При изготовлении или обработке изделий на современном предприятии не обойтись без автоматизированной линии. Для получения навыков проектирования и эксплуатации производственного комплекса необходимо разрабатывать учебные макеты.

Примером такого макета является «Учебный макет автоматизированного производственного комплекса сверления деталей». Это вариант автоматизированной производственной линии, на которой возможны перемещение, сортировка, контроль качества, имитация сверления заготовок различного материала и цвета.

Он представляет собой модульную роботизированную производственную линию, в состав которой входят модули распределения, контроля, обработки и транспортировки. Модули выполнены в виде платформ с соответствующими наборами оборудования. Оборудование можно условно разделить на исполнительные механизмы и датчики. Роль исполнительных механизмов выполняют пневматические цилиндры и электрические сервоприводы. Используемое программное обеспечение – среда графического программирования LabVIEW и программные модули реального времени.

Макет автоматизированной производственной линии по обработке и контролю заготовок предоставляет универсальный набор инструментов как для первого ознакомления, так и для построения собственного комплекса на основе имеющегося оборудования со всевозможными алгоритмами работы.

Библиографический список

1. Илюхин В.Н., Бурмистров А.В., Грешняков П.И. Методические указания к лабораторной работе по курсу «Основы мехатроники». Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева, Самара 2011.
2. Дж. Трэвис, Дж. Кринг. LabVIEW для всех. ДМК Пресс, 2008. - 880 с.

УДК 621.375

**РАЗРАБОТКА МЕТОДИК ПРИМЕНЕНИЯ ЦИФРОВОГО
СПЕКЛ-ИНТЕРФЕРОМЕТРА С НЕПРЕРЫВНЫМ ЛАЗЕРОМ
ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

Адарчук Н. А., Карсаков С. В., Клипиков Н. Ю., Корнеев Д. А., Леонтьев С. А.

Научные руководители: Журавлев О. А., д-р техн. наук, профессор;
Сергеев Р. Н., науч. сотрудник

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Аэрокосмическая промышленность является одним из основных заказчиков и потребителей композиционных материалов (КМ) или сотовых конструкций. Применение данных материалов в конструкциях летательных аппаратов позволяет уменьшить их массу, увеличить массу полезного груза, скорость и дальность полёта.

В литературных источниках отмечается особенность ситуации, в которой находится материаловедение, ориентированное на проблемы современных КМ. Она заключается в том, что темпы изучения свойств этих материалов практически не успевают за их созданием. Исследования свойств новых КМ – дорогостоящая и трудоёмкая задача. Современные методы экспериментальных исследований характеристик КМ далеки от современного уровня развития механики, особенно в части методологии их проведения для получения действительных характеристик. Применение здесь автоматизированных панорамных средств измерений, дающих количественную информацию во всех точках анализируемой поверхности, становится необходимым условием для получения полной картины напряжённо-деформированного состояния разрабатываемых изделий. Такие высокоинформативные средства измерения создаются на основе принципов голографической интерферометрии, которые в настоящее время реализуются в методах цифровой голографической и спекл-интерферометрии.

В основе определения физико-механических констант КМ данными методами лежат закономерности перемещения точек поверхности объекта под действием тех или иных нагрузок. Как правило, перемещения и деформации, которые можно определить из эксперимента, связаны с геометрическими размерами объектов, при этом в качестве коэффициентов пропорциональности выступают упругие константы материала.

В работе представлены результаты применения созданного на кафедре АСЭУ стационарного цифрового спекл-интерферометра (ЦИ) для определения трёх важных констант КМ: модуля Юнга, коэффициента Пуассона и термического коэффициента линейного расширения. Кроме этого проводились исследования вибрационных характеристик КМ, а также осуществлялся контроль сплошности данных материалов. Для выполнения исследований были созданы методики получения характеристик КМ с поперечным деформированием образцов, а также разработаны и изготовлены соответствующие нагрузочные устройства.

В работе представлен характерный вид полученных спекл-интерферограмм и даны результаты их обработки. Высокая значимость и достоверность полученных характеристик КМ позволяет сделать вывод о перспективности применения здесь мобильных вариантов ЦИ, обеспечивающих возможность работы в условиях заводских лабораторий.

УДК 621.035

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОПТОВОЛОКОННЫХ ДАТЧИКОВ

Бурнаевская Е. В., Лупцов А. А.

Научный руководитель: Гришанов В. Н., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Известные преимущества оптоволоконных датчиков физических величин обеспечивают всё большее их распространение в измерительных системах различного назначения. Модель датчика позволяет оптимизировать его конструкцию под конкретную измерительную задачу и прогнозировать параметры и характеристики измерительной системы в целом. Амплитудные оптоволоконные датчики рефлектометрического типа хотя и относятся к простейшим, тем не менее позволяют решать многочисленный круг задач по измерению координат и перемещений, температур и спектральных характеристик светорассеяния. Целью построения математической модели датчика является описание в аналитической, графической либо табличной формах передаточной характеристики $h(x)$ - зависимость отношения мощности излучения в приёмном оптоволокне P_n к мощности излучения P_o в осветительном от расстояния x между свободными торцами оптоволокон и отражающим объектом, оптически связывающим осветительное и приёмное оптоволокна.

Авторам удалось построить аналитическую модель $h(x)$ для равномерного распределения плотности мощности по поперечному сечению зондирующего пучка и отражающего объекта с однородной и плоской поверхностью в ситуациях, когда в отражённом излучении превалирует зеркальный либо диффузный компонент. Модель качественно верно описывала известные особенности передаточной характеристики подобных датчиков, но справедливость количественных оценок значений передаточной характеристики ограничивалась лишь равномерными распределениями плотности мощности и простейшими оптическими свойствами отражающего объекта контроля.

В последующем удалось разработать матричную модель оптоволоконного датчика, которая позволяет задавать как исходное распределение плотности мощности в поперечном сечении зондирующего пучка, так и распределение рассеивающих свойств объекта контроля в форме матриц, т.е. практически любые. Размеры матрицы обуславливаются требуемой погрешностью количественных оценок значений передаточной характеристики и затратами компьютерного времени на сами расчёты. Элементы матриц либо формируются расчётным путём, либо являются результатами экспериментов. Модель функционирует в программном пакете Mathcad. Результаты моделирования $h(x)$ выводятся в форме графиков и таблиц, при необходимости может быть подобрана аппроксимирующая функция.

Адекватность матричной модели проверялась путём сравнения значений передаточной характеристики, полученных в аналоговой и матричной моделях для равномерных распределений. Расхождение значений по положению координат максимума $h(x)$ не превышало 0,16%, а самого максимума – 0,46 %, причём эти расхождения достигались уже при представлении равномерных распределений матрицами размером 256×256 элементов. Матричная модель позволяет исследовать $h(x)$ для таких трудно формализуемых ситуаций, как наличие спекл-структуры зондирующего пучка и дефектов на выходном торце осветительного волокна, а также внутривидовой изменчивости рассеивающих свойств биологических объектов. Работа выполнена при поддержке федеральной целевой программы "Научные и научно-педагогические кадры инновационной России" на 2009 – 2013 годы.

УДК621.38.076

УЧЕБНО-НАУЧНЫЙ СТЕНД ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ОПТОЭЛЕКТРОННЫХ КОМПОНЕНТОВ

Нигматулин И. Р., Казинец А. М.

Научный руководитель: Гришанов В. Н., канд. техн. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

На сегодняшний день во всем мире происходит бурное развитие оптико-электронного приборостроения, которое оказывает существенное влияние на прогресс в других областях науки, техники и производства. Полупроводниковые оптоэлектронные устройства (лазерные диоды, модуляторы, фотоприемники и т.п.) применяются в средствах индикации, измерений, в системах беспроводного дистанционного управления, линиях связи, для развязки различных электрических цепей и т.п. Поэтому актуальным является разработка учебно-научных стендов для исследования, испытания и тестирования оптоэлектронных компонентов.

Сконструированный авторами стенд представляет собой оптическую плиту из алюминиевого сплава толщиной 6 мм габаритами 400×210 мм и набором резьбовых отверстий М6 с шагом, кратным 25 мм, принятым в монтаже оптико-механических компонентов. Плита опирается на регулируемые опоры, накрывается светозащитным кожухом и имеет 16 электрических гнезд для подключения оптоэлектронных компонентов, электропитания и контролирующей аппаратуры.

Учебная комплектация стенда включает в себя представительный набор источников и приёмников излучения. Комплект источников излучения состоит из полупроводниковых лазеров, светодиодов, миниатюрных и сверхминиатюрных ламп накаливания, газоразрядных ламп. Ещё более разнообразен набор фотоприёмников: фотодиоды и фототранзисторы, фотосопротивления и термоэлементы, вакуумные фотоэлементы и фотоэлектронные умножители. Измерительная аппаратура представлена мультиметрами М-830, УТ-30В и МУ-64. Для измерения временных параметров и характеристик в состав стенда включены аналоговые осциллографы С1-112А, С1-94 и цифровой компьютеризированный прибор АСК-4106. Электропитание испытуемых элементов осуществляется от унифицированных источников питания типа Б5-44А, Б5-47, Б5-50.

Стенд реализован в двух экземплярах. Комплектация стендов позволяет ставить и решать разнообразные учебные задачи: снимать ватт-амперные, вольт-амперные и частотные характеристики источников и приёмников излучения; экспериментально получать параметры чувствительности, постоянные времени. Методики измерений изложены в методических указаниях к лабораторным работам.

Конструкция стендов предусматривает проведение на них научных исследований и тестирование компонентов оптоэлектронных устройств. На стендах были исследованы вольт-амперные и ватт-амперные характеристики лазерных указок. С одной стороны, в технической документации на них подобная информация отсутствует, а с другой стороны, современные лазерные указки представляют собой удобные, доступные и, главное, дешёвые источники излучения для построения различных лазерных измерительных систем.

Планируется внедрение стенда в лабораторный практикум лазерных дисциплин кафедры радиотехнических устройств. Работа выполнена при поддержке федеральной целевой программы "Научные и научно-педагогические кадры инновационной России" на 2009 – 2013 годы.

УДК 621.375.8

РАЗРАБОТКА И ИСПЫТАНИЕ ПОДВИЖНОЙ РАЗРЕЖАЮЩЕЙ КАМЕРЫ ДЛЯ ЭКСТРАКЦИИ ГАЗОВ ИЗ МЕТАЛЛОВ ЛАЗЕРНЫМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ

Палагин Е. С.

Научный руководитель: Мурзин С. П., д-р техн. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Проблемами, ограничивающими применение лазерной обработки материалов в вакууме, являются значительная длительность откачки газов из рабочего объёма после загрузки новой детали, что приводит к снижению эффективности процесса, а также невозможность размещения в вакуумной камере изделий, длина и ширина которых превышают её вместимость. Разработана конструкция подвижной разрезающей камеры для экстракции газов лазерным воздействием, обеспечивающая возможность перемещения лазерного луча по поверхности обрабатываемого материала в режиме вакуумирования.

Взаимное расположение элементов подвижной разрезающей камеры позволяет закрепить её на портале лазерного комплекса вместе с сопутствующей оптической системой. В этом случае для перемещения разрезающей камеры не требуется дополнительных механизмов: перемещение лазерного луча по поверхности обрабатываемой заготовки будет осуществляться так же, как при выполнении классических операций лазерной обработки – резки, сварки и гравировки. Отличием является необходимость закрепления обрабатываемого изделия в устройстве позиционирования, поскольку заготовка при работе установки может перемещаться, что нарушит точность её позиционирования относительно лазерного луча.

Камера выполнена в виде трубы квадратного сечения, верхняя часть которой перекрыта металлической крышкой, оснащённой штуцером для осуществления откачки газов. Для попадания лазерного излучения внутрь камеры в её корпусе сделано «окно» – сквозное ступенчатое отверстие, в котором размещается пластинка из прозрачного для лазерного излучения материала – ZnSe. Для обеспечения герметичности между пластиной и корпусом расположена резиновая прокладка. В нижней части камеры закрепляется прокладка из термостойкой резины для обеспечения герметичного контакта с обрабатываемым изделием. Расположение «окна» на боковой стенке снижает конденсацию продуктов термического разложения и паров на пластине из ZnSe.

Проведено испытание подвижной разрезающей камеры. В результате выявлены следующие особенности функционирования данной системы: подвижная разрезающая камера позволяет создавать вакуум с остаточным давлением до 0,2 атмосфер, что достаточно для извлечения большей части растворенных в металле газов. Скорость перемещения изготовленной камеры не должна превышать 3-4 см/сек, иначе возникает значительный подсос воздуха по границе соприкосновения заготовки и разрезающей камеры. В случае наличия в составе материала легко сублимирующегося компонента на пластине из ZnSe образуется налёт, который необходимо периодически счищать. Экспериментально установлено, что структура и свойства материала, прошедшего экстракцию газов лазерным воздействием в разработанной камере, фактически не отличаются от характеристик образцов того же сплава после лазерной обработки в вакуумной камере.

УДК 535.3

**ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ КОСМЕТИЧЕСКИХ СРЕДСТВ
НА КОЖУ ОПТИЧЕСКИМИ МЕТОДАМИ**

Першуткина С. В.

Научный руководитель: Тимченко Е. В., канд. физ.-мат. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Представлены результаты экспериментальных исследований оптических характеристик кожи с различной степенью меланизации под действием просветляющих кремов.

В настоящее время актуальной задачей при диагностике подкожных и внутрикожных заболеваний оптическими методами является иммерсионное просветление кожи. Это связано с тем, что значительное рассеяние излучения в видимом и ближнем ИК спектральных диапазонах тканями кожи ограничивает пространственное разрешение и глубину зондирования. Снижение светорассеяния посредством иммерсионного просветления биотканей является одним из возможных путей решения данной проблемы.

В качестве основных оптических методов исследований были использованы метод дифференциального обратного рассеяния и метод комбинационного рассеяния.

В качестве объекта исследований была использована кожа человека.

Экспериментальный стенд, реализующий методы дифференциального обратного рассеяния и комбинационного рассеяния для проведения спектральных исследований кожи при действии различных кремов, включал в себя источник излучения, волоконную систему сбора и подачи излучения, высокоразрешающий трёхзеркальный спектрограф “SHAMROCK SR-303i” с интегрированной цифровой камерой ANDOR DV-420A-OE. Измерения проводились в спектральном диапазоне длин волн от 400 до 1200 нм с погрешностью регистрации $\pm 0,2$ нм. Для возбуждения спектра комбинационного рассеяния был использован лазерный источник на длине волны 785 нм.

В результате проведённых исследований:

- введён оптический коэффициент, позволяющий учитывать индивидуальные особенности кожи с различной степенью меланизации;
- установлено, что некоторые виды кремов уменьшают коэффициент обратного рассеяния кожи;
- представленные результаты могут быть использованы во многих методах оптической диагностики заболеваний кожи и локализации подкожных новообразований.

Библиографический список

1. Э. А. Генина, А. Н. Башкатов, Ю. П. Синичкин, В. В. Тучин. Оптическое просветление кожи под действием глицерина: исследования *ex vivo* и *in vivo* // Оптика и спектроскопия, 2010. – т. 109. - N2. - С. 256–263.

УДК 535.3

**ИССЛЕДОВАНИЯ БИОХИМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ КРОВИ
МЕТОДОМ КОМБИНАЦИОННОГО РАССЕЯНИЯ**

Родина А. В., Горяинова А. Д., Прокофьева О. Н.

Научный руководитель: Тимченко П. Е., канд. физ.-мат. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В связи с ростом сердечно-сосудистых, онкологических и воспалительных заболеваний в настоящее время активно ведутся работы по разработке точных и быстрых методов выявления отклонений в составе биохимических компонентов крови на раннем этапе заболевания. В работе представлены результаты исследований спектральных характеристик биохимических компонентов крови человека с использованием метода комбинационной спектроскопии.

В качестве объектов исследований были использованы образцы крови нескольких пациентов. Проводились экспериментальные исследования спектральных особенностей плазмы, сыворотки и цельной крови для здоровых и больных людей.

Для регистрации оптических характеристик состава крови был использован спектральный метод вынужденного комбинационного рассеяния. Следует отметить, что при использовании спектроскопии комбинационного рассеяния для контроля биохимических параметров крови возникает принципиально важная задача обработки, распознавания и анализа оптических сигналов на фоне достаточно больших шумов, вызванных тем обстоятельством, что биологическая среда является многократно рассеивающей средой. Для повышения соотношения сигнал-шум в методе комбинационного рассеяния использована специализированная обработка, обеспечивающая детальный анализ параметров крови, а также созданы предпосылки создания прибора экспресс-анализатора биохимических параметров крови.

Экспериментальная установка, реализующая метод комбинационного рассеяния, включала в себя источник излучения, волоконную систему сбора и подачи излучения и трёхзеркальный спектрограф “SHAMROCK SR-303i” (фокальная длина 303 мм) с интегрированной цифровой камерой ANDOR DV-420A-OE. Установка позволяет проводить исследования в диапазоне от 200 до 1200 нм с погрешностью регистрации 0,2 нм. Для возбуждения спектра комбинационного рассеяния был использован лазерный источник на длине волны 785 нм.

В результате проведенных исследований:

1) Получены спектральные характеристики биохимических параметров крови. Использованный метод спектрального анализа позволяет с хорошей точностью и быстротой диагностировать изменения в биохимическом составе крови.

2) Выделены спектральные особенности биохимических параметров крови, вклад в которые вносят преимущественно вещества (глюкоза, холестерин, триглицериды и т.д.), влияющие на развитие различных заболеваний.

ОСТРАЯ ФОКУСИРОВКА ЛАЗЕРНЫХ ПУЧКОВ С ФАЗОВОЙ СИНГУЛЯРНОСТЬЮ

Савельев Д. А.

Научный руководитель: Хонина С. Н., д-р физ.-мат. наук, профессор

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Во многих оптических устройствах используется острая фокусировка лазерного света: оптических микроскопах, оптических дисках памяти, литографии, наноструктурировании, оптическом микро-манипулировании. Учитывая то обстоятельство, что большинство современных лазеров излучает линейно-поляризованный свет, а также достаточно легко можно получить круговую поляризацию, задача усиления продольного компонента электрического поля является актуальной [1]. Внесение в освещающий пучок фазовой сингулярности может быть использовано для перераспределения энергии между компонентами электромагнитного поля [2, 3].

В работе рассматривается формирование продольного компонента электрического поля на оптической оси вследствие дифракции на бинарной линзе лазерного пучка с фазовой сингулярностью. Моделирование выполняется с использованием метода конечных разностей во временной области (FDTD), реализованного в программном пакете Меер.

В качестве входного пучка рассматривается мода Гаусса-Лагерра (0,1) с различным радиусом σ при линейной и круговой поляризации (направление поляризации противоположно направлению вихревой фазовой сингулярности). Радиус первой зоны бинарной микролинзы $r_1 = 5\lambda$, радиус второй зоны определялся из формулы для зонной пластины: $r_2^2 = 2r_1^2 + \lambda^2/2 = 7,11\lambda$, радиус элемента был зафиксирован $R=10\lambda$.

Размер полученных продольных компонентов по полуспаду интенсивности (FWHM) показан в таблице 1. Отметим, что первый максимум (составляет 60-95% от интенсивности глобального пика) как для у-линейной, так и для круговой поляризации был на расстоянии $\sim 1,4\lambda$ от края элемента. Минимальный FWHM получен для $\sigma = 14,56\lambda$ как для линейной, так и для круговой поляризации (0,35489 λ и 0,43893 λ , соответственно). Обнаружено, что при радиусе первой зоны микролинзы, равной радиусу пучка (5 λ), происходит уширение пучка.

Таблица 1. FWHM при фокусировке продольного компонента

Радиус пучка	у-линейная поляризация			круговая поляризация		
	$\sigma = 3,5\lambda$	$\sigma = 5\lambda$	$\sigma = 14,56\lambda$	$\sigma = 3,5\lambda$	$\sigma = 5\lambda$	$\sigma = 14,56\lambda$
FWHM _{max}	0,40634 λ	0,45893 λ	0,42371 λ	0,54894 λ	0,60318 λ	0,54945 λ
FWHM _{1,4λ}	0,36673 λ	0,36057 λ	0,35489 λ	0,4633 λ	0,45119 λ	0,43893 λ

Библиографический список

1. Zhan, Q. Cylindrical vector beams: from mathematical concepts to applications // *Advances in Optics and Photonics*. – 2009. – 1. – p. 1-57.
2. Khonina, S.N., Kazanskiy, N.L., Volotovskiy S.G. Vortex phase transmission function as a factor to reduce the focal spot of high-aperture focusing system // *Journal of Modern Optics*. – 2011. – 58(9). p. 748-760
3. Хонина, С.Н., Савельев, Д.А., Серафимович, П.Г., Пустовой, И.А. Дифракция на бинарных микроаксиконах в ближней зоне // *Оптический журнал*. – 2012. – 79(10). – с. 22 – 29.

УДК 535.361 + 577.352.3

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ВОДОРОДА НА ОПТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАСТЕНИЙ

Селезнева Е. А., Трегуб Н. В.

Научный руководитель: Тимченко Е. В., канд. физ.-мат. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В работе представлены результаты экспериментальных исследований изменения спектральных характеристик растений в условиях действия различной концентрации водорода. Данная задача является весьма актуальной, т.к. высокое содержание водорода в почве приводит в проблеме дегазации земли, что, в свою очередь, отражается на живых организмах.

В качестве объекта исследования была использована петрушка обыкновенная (*Petroselinum*). Растение было разделено на 3 группы. Две группы растений выращивались в условиях повышенного содержания водорода с различной его концентрацией (1% и 2%). Одна группа растений была контрольной. Обеспечивались единые климатические условия для всех групп растений, а также регулярность и постоянство светового потока, воздействующего на среду.

Все исследования проводились с помощью комплекса оптических методов: метода флуоресцентной конфокальной микроскопии, который позволил проводить детальный анализ структурных изменений в клетках растения при действии водорода; методов комбинационного и обратного рассеяния.

В качестве контролируемого оптического параметра был использован дифференциальный оптический коэффициент. Экспериментальный стенд, реализующий методы комбинационного и обратного рассеяния, включал в себя источник излучения, волоконную систему сбора и подачи излучения и спектрофотометр SR-303i (фокальная длина 303 мм) с интегрированной цифровой камерой ANDOR DV-420A-OE (1024x256). Экспериментальная установка позволяет работать с излучением в спектральном диапазоне 200 – 1200 нм с погрешностью регистрации 0,2 нм. В качестве источника излучения использовались галогенная лампа (спектральный диапазон излучения вырезался с помощью фильтров и составлял 400...1000 нм), а для возбуждения спектра комбинационного рассеяния был использован лазерный источник на длине волны 785 нм.

В результате проведенных исследований:

- Установлены функциональные зависимости оптического коэффициента от концентрации водорода.
- Получены характерные особенности изменения спектра комбинационного рассеяния растений при действии водорода.
- Микроскопически доказано, что механизм деградации хлорофилла в присутствии водорода связан с изменениями на мембранном уровне и, как следствие, изменениями оптических характеристик биологической среды.

УДК 535.36

ИССЛЕДОВАНИЕ ОПУХОЛЕЙ МЕТОДАМИ КОМБИНАЦИОННОГО РАССЕЯНИЯ И ОПТИЧЕСКОЙ КОГЕРЕНТНОЙ ТОМОГРАФИИ

Сливкова А. И.

Научный руководитель: Братченко И. А., канд. физ.-мат. наук, ассистент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Важной современной задачей медицины является борьба с раковыми заболеваниями, число которых растёт из года в год. Для их неинвазивного контроля могут быть применены оптические методы - оптическая когерентная томография (ОКТ) и спектроскопия комбинационного рассеяния (СКР).

Метод СКР основан на исследовании уровней колебательных энергий молекул. Часть падающего на исследуемый образец излучения взаимодействует с молекулами образца, вследствие чего изменяется длина волны излучения. Облучая образец монохроматическим излучением по КР спектру, можно точно установить, какие уровни колебательных энергий есть в исследуемых молекулах. Интенсивность сдвигов КР прямо пропорциональна концентрации молекул в образце. СКР является неинвазивной процедурой с большим потенциалом для прижизненного выявления рака и точного установления диагноза, даёт информацию о химической структуре объекта.

ОКТ широко используется в медицине. Это высокоточный метод исследования, с помощью которого стало возможным получать трёхмерные изображения биологических тканей *in vivo*. Суть ОКТ заключается в измерении времени задержки светового луча, отражённого от исследуемой ткани.

Цель данной работы - изучение особенностей ОКТ снимков кожи, которые могли бы точно показывать границы образования в здоровой коже, и исследование КР спектров кожи и образований с выделением полос, присущих кожным образованиям.

Было исследовано 18 кожных образований, среди которых 8 меланом, 4 базальноклеточных рака, 6 пигментных невусов. Были выделены характерные спектры кожных образований и здоровой кожи, форма которых отличалась в зависимости от типа опухоли. При анализе спектров были выделены наиболее характерные полосы: 1300-1340, 1430-1470, 1640-1680 см^{-1} , которые позволили судить о наличии того или иного образования в коже. Важно отметить, что при анализе спектров КР первым шагом в обработке является избавление от фоновой автофлуоресценции биотканей, которую содержит регистрируемый сигнал. В данной работе алгоритм, реализованный в программном комплексе Mathematica 8 Wolfram Research, выделял автофлуоресценцию с помощью модифицированного метода полиномиальной аппроксимации. Этот метод позволил выделить «чистые» КР спектры исследуемых образцов и полностью удалить вклад автофлуоресценции биотканей. На основании анализа зарегистрированных КР спектров был сформулирован метод определения типа кожных образований.

На ОКТ снимках патологическая область выделяется в слое здоровой ткани за счёт того, что имеет отличные от кожи оптические свойства в силу биохимических реакций, происходящих в опухоли. На ОКТ изображениях область образования имеет отличный от здоровой кожи вид (более тёмные области), что позволяет однозначно определить границы патологии. При этом разрешение ОКТ снимков составляет 5 – 8 мкм.

УДК 535.3, 616-006

**ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ОБРАТНОГО РАССЕЯНИЯ
ДЛЯ ОЦЕНКИ НОВООБРАЗОВАНИЙ КОЖИ**

Таскина Л. А.

Научный руководитель: Тимченко Е. В., канд. физ.-мат. наук, доцент

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Представлены результаты исследований для оценки новообразований кожи методом дифференциального обратного рассеяния. В качестве образцов исследования в экспериментах использовались 35 иссечённых образцов новообразований кожи (меланома, плоскоклеточный рак, базальноклеточный рак, невус). Дополнительно проводились исследования структурных изменений опухоли с помощью метода конфокальной микроскопии.

Экспериментальный стенд, реализующий метод дифференциального обратного рассеяния для проведения спектральных исследований новообразований кожи, включает в себя источник излучения, волоконную систему сбора и подачи излучения, высокоразрешающий трёхзеркальный спектрограф “SHAMROCK SR-303i” с интегрированной цифровой камерой ANDOR DV-420A-OE. Измерения проводились в спектральном диапазоне длин волн от 400 – 1200 нм с погрешностью регистрации $\pm 0,2$ нм.

В связи с характерной особенностью злокачественных новообразований кожи, для которых характерным является увеличение концентрации меланина и гемоглобина, в качестве основного оптического коэффициента, определяющего границы и тип новообразований, был введён дифференциальный оптический коэффициент S . Введённый коэффициент S базировался на следующих длинах волн: 560 нм, 650 нм, 700 нм и 760 нм.

В результате проведенных исследований получены следующие результаты:

- Экспериментально установлено, что введённый оптический коэффициент обратного рассеяния позволяет идентифицировать типы новообразований кожи. Для злокачественных новообразований кожи значения оптических коэффициентов составляют $K > 1,04$, а значения $M > 3$.

- Показано, что с помощью метода дифференциального обратного рассеяния можно определять границы новообразования кожи с погрешностью 1 мм.

- Чувствительность и специфичность метода составляют 85% и 95 % соответственно.

- Введены критерии определения границ и типа новообразований кожи, что позволит на дооперационном периоде определять зону иссечения опухоли с целью уменьшения её рецидива.

- В результате исследований можно создать прибор для экспресс-неинвазивной диагностики локализации новообразований кожи.

СОДЕРЖАНИЕ

У ИСТОКОВ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЭЛЕКТРОНИКИ.....	3
---	---

СЕКЦИЯ 1.

ПРОБЛЕМЫ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЁТОВ И ЭКСПЕРИМЕНТЫ В КОСМОСЕ

Подсекция РАКЕТОСТРОЕНИЯ И КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

АРНАКОВА Е. Ф. СРАВНЕНИЕ КОНСТРУКЦИЙ СОЛНЕЧНЫХ ПАРУСОВ РОТОРНОГО И КАРКАСНОГО ТИПА	6
АСТАХОВА М. А., БУРНАЗЯН О. С. К ВОПРОСУ МОДЕРНИЗАЦИИ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО СПАСЕНИЯ И ПРОЕКТИРОВАНИЯ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ.....	7
БАБЕНКО А. В. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ANSYS ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ВОЗДЕЙСТВИЯ МЕТЕОРНЫХ ЧАСТИЦ НА ЗАЩИТУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА.....	8
БАКАЕНКО В. Д. МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ СЕТЧАТОЙ КОМПОЗИТНОЙ СПИЦЫ ЗОНТИЧНОЙ АНТЕННЫ С КВАДРАТНЫМ ПОПЕРЕЧНЫМ СЕЧЕНИЕМ	9
БАЛЯКОВ Д. Ф., ГЕРУС А. А., МИРОНЕНКО Е. Д., ПОХИЛЬЧЕНКО Я. Л., СНЫТКО А. В. ОЦЕНКА НАГРУЖЕНИЯ КОНСТРУКЦИИ КА ПРИ КОНСОЛЬНОЙ ТРАНСПОРТИРОВКЕ ЖЕЛЕЗНОДОРОЖНЫМ ТРАНСПОРТОМ	10
БАЧУРИН А. Б., СТРЕЛЬНИКОВ Е. В. ГАШЕНИЕ В РЕГУЛИРУЕМЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ ТВЁРДОГО ТОПЛИВА	11
БЕРДНИКОВА Н. А. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ФИТИНГА ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ВЫСОКОТОЧНОГО РЕФЛЕКТОРА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА	12
ГОРБУНОВА И. В. СРАВНЕНИЕ ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РАЗЛИЧНЫХ ПРОЕКТОВ КА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ.....	13
ИЛЬМУХИН Д. Ю. РАСЧЁТ ОБЪЁМА ИНФОРМАЦИОННЫХ ПОТОКОВ МЕЖДУ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ НАБЛЮДЕНИЯ И СПУТНИКОМ-РЕТРАНСЛЯТОРОМ	14
ИВАНУШКИН М. А. НИЗКООРБИТАЛЬНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ С ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГОУСТАНОВКОЙ И ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ	15
КЛЕЩЕРЁВ Е. С. МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ РАЗВОРОТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ	16
ЛЕПИЛОВ И. С. МОДЕРНИЗАЦИЯ ГРАФИЧЕСКОГО РЕДАКТОРА ДЛЯ ЗАДАЧ ВЫБОРА ПРЕДПОЧТИТЕЛЬНЫХ МЕСТ И УГЛОВ УСТАНОВКИ ВНЕШНИХ УСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЗЗ	17
ЛОМАКА И. А. К ВОПРОСУ ПОРАЖЕНИЯ ВОЗДУШНОЙ ЦЕЛИ ПРИ АВИАЦИОННОМ СТАРТЕ ЗЕНИТНОЙ РАКЕТЫ.....	18
ЛОМАКА И. А. ИССЛЕДОВАНИЯ ПО РАСШИРЕНИЮ ДИАПАЗОНА НАКЛОНЕНИЙ ПЛОСКОСТЕЙ ОРБИТ ПРИ СТАРТЕ КРЫЛАТЫХ РАКЕТОНОСИТЕЛЕЙ В СЕВЕРНЫХ ШИРОТАХ.....	19

Орлов Д. И. ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК НИЗКООРБИТАЛЬНОГО ТРАНСПОРТНОГО МОДУЛЯ С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ	20
ПАНТЕЛЕЕВА Е. А. ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ДАТ СТАРТА ПРИ ПЕРЕЛЁТЕ МТА С МАЛОЙ ТЯГОЙ НА ГСО	20
РОМАНЦОВ А. В. ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ ПОВЕРОЧНЫХ РАСЧЁТОВ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИЖЕНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ	22
СЕДОВ А. В. ПРОКЛАДКА БОРТОВОЙ КАБЕЛЬНОЙ СЕТИ В ОТСЕКАХ КЛА	23
СНЫТКО А. В., МИРОНЕНКО Е. Д., ГЕРУС А. А., БАЛЯКОВ Д. Ф. ЗАРУБЕЖНЫЕ МЕТОДЫ ЗАЩИТЫ КБВД ОТ НЕСАНКЦИОНИРОВАННЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ	23
ТАРАСОВ К. С. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ ВЫБОРА ПРЕДПОЧТИТЕЛЬНЫХ МЕСТ И УГЛОВ УСТАНОВКИ ПАНЕЛЕЙ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЗЗ	25
Подсекция Динамики полёта, навигации и управления движением летательных аппаратов	
АВАРЯСКИН Д. П. СТОХАСТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ПАРАМЕТРОВ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА ПРИ СЛУЧАЙНОЙ ОРИЕНТАЦИИ НАПРАВЛЕНИЯ ЕГО ОТДЕЛЕНИЯ	26
БОГАТЫРЁВ А. М. ОСОБЕННОСТИ АЛГОРИТМОВ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ КООРДИНАТ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВ В ЗАДАЧАХ НАВИГАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	27
БОРИСОВ П. П. ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ МОДЕЛИ ЦЕЛЕВОЙ ФУНКЦИИ НА РЕЗУЛЬТАТ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ СПУТНИКОВОЙ РАДИОНАВИГАЦИИ	28
ВОСМЯЧКИН Е. А. ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОТДЕЛЕНИЯ НАНОСПУТНИКА ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ НАЧАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ ОРБИТАЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ	29
ВРАКОВА М. Г. ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ОТДЕЛЕНИЯ ДВУХ НАНОСПУТНИКОВ ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ ТРЕБУЕМОГО ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ПРИ ЗАПУСКЕ С ПЛАТФОРМЫ «АИСТ»	30
ГИМРАНОВ З. И. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОТДЕЛЕНИЯ НАНОСПУТНИКА ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ИМПУЛЬСНОГО МАГНИТНОГО ПОЛЯ	31
ГРИГОРЬЕВА М. Е. АЛГОРИТМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ МИКРОСПУТНИКА НА ОСНОВЕ СОВМЕСТНОЙ ОБРАБОТКИ РАЗНОТИПНОЙ ИНФОРМАЦИИ	32
ДАВЫДОВ Д. Д. ПОВЫШЕНИЕ КАЧЕСТВА НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗА СЧЁТ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ ОДНОМОМЕНТНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ РЕШЕНИЙ НА БОРТУ КА И НИП	33
ИЛЮХИН В. В. УСТАНОВКА ДЛЯ ИМИТАЦИИ МАГНИТНОГО ПОЛЯ ЗЕМЛИ	34
КЛИМАНОВА С. А. ВЛИЯНИЕ СПОСОБА ПАРАМЕТРИЗАЦИИ МАТРИЦЫ ОРИЕНТАЦИИ НА ВЫБОР МЕТОДА РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ОРИЕНТАЦИИ	35

КОРМУХИНА Е. А. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПАКЕТА SCILAB ДЛЯ АНАЛИЗА УСТОЙЧИВОСТИ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ	36
ЛОПУХОВ Д. А. ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ GLOBALSTAR ДЛЯ ПЕРЕДАЧИ НАУЧНОЙ ИНФОРМАЦИИ СО СПУТНИКА АИСТ-2	37
МЯКИШЕВ А. С. ОЦЕНКА ЗАТРАТ РАБОЧЕГО ТЕЛА НА ОБЕСПЕЧЕНИЕ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ НАНОСПУТНИКА	38
ПАРАМОНОВА Т. В. ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ВОССТАНОВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ КА ПО АНАЛИЗУ СОСТАВА ОШИБОК РЕШЕНИЯ НАВИГАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ	39
СЕМЕНЮТА П. С. К ВОПРОСУ ОТНОСИТЕЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ НАНОСПУТНИКОВ ПРИ ГРУППОВОМ ПОЛЁТЕ	40
СОВЕТКИН Н. М. ПАССИВНОЕ ВОЗМУЩЁННОЕ ДВИЖЕНИЕ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ ЧАСТИЧНО МНОГОРАЗОВОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ.....	41
СТОЛЯРОВ Д. В. РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ БЛОКА МАНЕВРИРОВАНИЯ НАНОСПУТНИКА СТАНДАРТА CUBESAT	42
ТАТАРИНЦЕВА М. С. УПРАВЛЕНИЕ АР ДЛЯ ПРИЁМА РАДИОСИГНАЛОВ СО СПУТНИКОВ.....	43
УСТЮГОВ Е. В. ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ПОИСКОВЫХ АЛГОРИТМОВ В ЗАДАЧАХ ВИДЕОНАВИГАЦИИ.....	44
ФАЙН М. К., ХАБИБУЛЛИН Р. М. МОДЕЛИРОВАНИЕ ПЕРЕЛЁТА КА С ЭРД К ТОЧКЕ ЛИБРАЦИИ L1 СИСТЕМЫ ЗЕМЛЯ-СОЛНЦЕ	45
ХАБИБУЛЛИН Р. М., ФАЙН М. К. МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ КА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ ПРИ СОВЕРШЕНИИ ГЕОЦЕНТРИЧЕСКИХ МАНЕВРОВ	46
ШЛЫКОВ Д. Н. РАСЧЁТ ТРАЕКТОРИЙ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДВИГАТЕЛЕЙ БОЛЬШОЙ И МАЛОЙ ТЯГИ	47
ШОРНИКОВ А. Ю. УПРАВЛЕНИЕ КА С ЭРДУ ПРИ МАНЕВРИРОВАНИИ В СИСТЕМЕ САТУРНА	48
 Подсекция Приборов и систем для космических исследований	
ВИДМАНОВ А. С. ИНЖЕКТОР ЛУННЫХ ПЫЛЕВЫХ ЧАСТИЦ	49
СУХАЧЕВ К. И. ИМПУЛЬСНЫЙ УСКОРИТЕЛЬ ТВЁРДЫХ ЧАСТИЦ.....	50
СУХАЧЕВ К. И. РЕЗОНАНСНЫЙ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫЙ УСКОРИТЕЛЬ	51

СЕКЦИЯ 2. ПРОБЛЕМЫ АЭРО-, ТЕРМОДИНАМИКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ДВИГАТЕЛЕЙ

Подсекция Аэродинамики

Скворцов К. А. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ КЛАПАНОВ ПРОТИВОПЕРЕГРУЗОЧНОЙ СИСТЕМЫ ЖИДКОСТНОГО ДЫХАНИЯ	53
Хоробрых М.А. ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАКОНЦОВОК КРЫЛА ЛЁГКОГО САМОЛЁТА	54
Хоробрых М. А. ИССЛЕДОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ ПО ПРОФИЛЮ С ВРАЩАЮЩИМСЯ ЦИЛИНДРОМ	56

Подсекция Рабочих процессов двигателей летательных аппаратов, теплотехники и тепловых двигателей

Ахполов Д. А., Палагин Е. С. ОПИСАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК И ВНЕШНЕГО ВИДА ТЕПЛООБМЕННОГО АППАРАТА ДЛЯ МАЛОРАЗМЕРНОЙ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ ЗАМКНУТОГО ТИПА.....	57
Ахтерьяков А. В. ИССЛЕДОВАНИЕ ЭПЮР СКОРОСТИ В СТРУЕ ИЗ СОПЛА ВИТОШИНСКОГО С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ANSYS FLUENT И 3D-LDA.....	58
Благин Е. В., Цапкова А. Б., Шатохин Е. С., Шиманов А. А. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЁТА ПРОЦЕССОВ ТЕПЛОПЕРЕДАЧИ В СИСТЕМЕ ТОПЛИВОПОДАЧИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ НА ОСНОВЕ БАЛЛОНА С КРИОГЕННОЙ ЗАПРАВКОЙ.....	59
Будайбекова Я. М. АНАЛИЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ФОРСУНОК С ПОРИСТЫМИ ВКЛАДЫШАМИ В РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ	60
Горячкин Е. С. ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЫХОДНОГО УСТРОЙСТВА ТРДД.....	62
Калабухов Д. С. О ВЛИЯНИИ МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НА РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННЫХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ ТУРБИН СВЕРХМАЛОЙ МОЩНОСТИ.....	63
Каюков С. С. КОНЦЕПЦИЯ ФОРСУНКИ СТУПЕНЧАТОГО ВПРЫСКА ТОПЛИВА.....	64
Колмакова Д. А. О НЕОБХОДИМОСТИ УЧЁТА НЕОПРЕДЕЛЁННОСТИ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ТУРБОМАШИН	65
Корнилова М. В. РАСЧЁТ ВРЕМЕНИ НАТЕКАНИЯ ДЛЯ ИЗДЕЛИЙ ФОТОЭЛЕКТРОНИКИ КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ.....	66
Корнилова М. В. ОЦЕНКА ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ВНЕДРЕНИЯ УСОВЕРШЕНСТВОВАННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ИЗГОТОВЛЕНИЯ БОРТОВЫХ КРИОГЕННЫХ МАШИН СТИРЛИНГА.....	67
Красовская Ю. В. ВЫБОР МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ДИФфуЗИОННОГО ФАКЕЛА	68
Кривцов А. В., Шаблий Л. С. ТРЕХМЕРНОЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ	69

Крюкова Д. Е. РАСЧЁТ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ГАЗООБРАЗНОГО ТОПЛИВА	70
Крюкова Д. Е. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ВНЕДРЕНИЯ АЛЬТЕРНАТИВНЫХ И АВТОНОМНЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК	71
Лапшина В. А., Чертыковцев П. А., Горшкалёв А. А. РАСЧЁТ НА ПРОЧНОСТЬ СТАТОРА ГАЗОВОЙ ВИХРЕВОЙ ВЕТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ЭНЕРГОСБЕРЕГАЮЩЕЙ УСТАНОВКИ	72
Лисицын М. С. ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ИЗБЫТКА ВОЗДУХА НА ПРОЦЕСС ГОРЕНИЯ МЕТАНА	74
Лукашева М. В. ВЛИЯНИЕ РАДИУСА ПОВОРОТНОГО СЕЧЕНИЯ КАНАЛА НА ЕГО ГИДРАВЛИЧЕСКОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ	75
Лукашева М. В. ВОЗМОЖНОСТЬ ПОЛУЧЕНИЯ ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ ЭНЕРГИИ ПУТЁМ ВНЕДРЕНИЯ ТУРБОДЕТАНДЕРА В СОСТАВ КОМПЛЕКСА, РАБОТАЮЩЕГО НА СЖИЖЕННОМ ПРИРОДНОМ ГАЗЕ	76
Мураева М. А. ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ДОЖИГАНИЯ ТОПЛИВА В МЕЖЛОПАТОЧНОМ КАНАЛЕ ТУРБИНЫ	77
Петряева Ю. В. ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ТЕПЛООТДАЧИ ОТ ОРЕБРЁННОГО ТРУБОПРОВОДА	78
Поматиллов Ф. С., Цапкова А. Б. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ МАССОГАБАРИТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И РАБОЧИХ ПАРАМЕТРОВ КРИОГЕННОГО РЕЗЕРВУАРА	79
Попов Г. М. ИДЕНТИФИКАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ МНОГОСТУПЕНЧАТОЙ ТУРБИНЫ	80
Соколов А. Б. УЧЁТ ВЛИЯНИЯ НЕРАВНОМЕРНОСТИ И НЕОДНОРОДНОСТИ ТОПЛИВНО-ВОЗДУШНОЙ СМЕСИ НА ЭКОЛОГИЧЕСКИЕ И ТЕМПЕРАТУРНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД В ПРОЕКТИРОВОЧНОМ РАСЧЁТЕ	81
Ташев В. П., Заранкевич И. А. ИССЛЕДОВАНИЕ НОВОГО ВИДА ГОРЮЧЕГО ДЛЯ ЖРД НА ОСНОВЕ КЕРОСИНА С ДОБАВКАМИ ПИРОФОРНЫХ ВЕЩЕСТВ	82
Хохлов А. Н. РЕГРЕССИОННЫЕ МОДЕЛИ УДЕЛЬНОГО ИМПУЛЬСА ТЯГИ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТЯГОЙ ОТ 10 ДО 420 Н, ПОЛУЧЕННЫЕ С ПОМОЩЬЮ МЕТОДОВ ПЛАНИРОВАНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА	83
Цапкова А. Б., Шиманов А. А. ТЕПЛООТРИЦАТЕЛЬНАЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКАЯ УСТАНОВКА В КОМПЛЕКСЕ АВТОНОМНОГО ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ	84
Щуровский Ю. М. МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К МАТЕМАТИЧЕСКОМУ МОДЕЛИРОВАНИЮ СИСТЕМ СМАЗКИ ГТД	85
Подсекция Промышленной экологии	
Аюпова Ю. А. ЭКОЛОГИЧЕСКАЯ ЭКСПЕРТИЗА РАКЕТНОГО ТОПЛИВА КЕРОСИН И КИСЛОРОД И ПРОДУКТОВ ЕГО СГОРАНИЯ ПРОЕКТИРУЕМОГО ЖРД ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РАКЕТОНОСИТЕЛЯ	86

БЕССОНОВА И. С. ПАРНИКОВЫЙ ЭФФЕКТ	87
ВАСИЛЕНКО Д. А. ЭКОЛОГИЧЕСКАЯ ЭКСПЕРТИЗА КОМПОНЕНТОВ РАКЕТНОГО ТОПЛИВА НЕСИММЕТРИЧНЫЙ ДИМЕТИЛГИДРАЗИН И АЗОТНЫЙ ТЕТРАОКСИД И ПРОДУКТОВ ЕГО СГОРАНИЯ ДЛЯ ВТОРОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ ТЯГОЙ 195 КН	88
КУЗНЕЦОВ А. В. ЭКОЛОГИЧЕСКАЯ ЭКСПЕРТИЗА КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА ЖРД ПЕРВОЙ СТУПЕНИ	89
НЕЧАЕВ А. Д. ЭКОЛОГИЧЕСКАЯ ЭКСПЕРТИЗА ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МТА, РАБОТАЮЩЕГО НА КОМПОНЕНТАХ ЖИДКИЙ КИСЛОРОД И ЖИДКИЙ ВОДОРОД	90
ПЛАТОНОВ В. И., АГАФОНОВА В. О. МИКРОАНАЛИТИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ ДЛЯ ЭКСПРЕССНОГО МОНИТОРИНГА ГАЗОВЫХ СРЕД	91
ПОГРЕБНАЯ Е. А. ЭКОЛОГИЧЕСКАЯ ЭКСПЕРТИЗА РАКЕТНОГО ТОПЛИВА ЖИДКИЙ ВОДОРОД И ЖИДКИЙ КИСЛОРОД И ПРОДУКТОВ ЕГО СГОРАНИЯ ДЛЯ ВТОРОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ ТЯГОЙ 210 КН	92

СЕКЦИЯ 3. ОБЩИЕ ВОПРОСЫ МЕХАНИКИ, ПРОЧНОСТИ, КОНСТРУИРОВАНИЯ, ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ПРОИЗВОДСТВА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, СТАНДАРТИЗАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ КАЧЕСТВОМ

АХМАДУЛЛИН И. И. ИССЛЕДОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С БОЛЬШИМ ЗАПАСОМ ТОПЛИВА	94
БАТИНА Е. С. ПАРАМЕТРИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПЛОСКИМИ ДВИЖЕНИЯМИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА В АТМОСФЕРЕ	95
ВАХИТОВА А.Р. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА С ГИРОСКОПИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИЕЙ	96
ЖАРИНОВ М. К. ДВИЖЕНИЕ СТЫКОВОЧНОГО МОДУЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ, ПРЕДНАЗНАЧЕННОЙ ДЛЯ ВЫВОДА ГРУЗА НА ОРБИТУ	97
КУТЫРЕВА Н. И. УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЯМИ МАЯТНИКА НА ВРАЩАЮЩЕМСЯ ОСНОВАНИИ	98
ТАЛИПОВА А. А. ОГРАНИЧЕННОЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЯМИ ДВУХМАССОВОГО МАЯТНИКА (КАЧЕЛИ)	99
ОВЧИННИКОВА С. А. ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПОВЕРХНОСТНОГО ДЕФОРМИРОВАНИЯ НА ТРЕЩИНОСТОЙКОСТЬ МАТЕРИАЛА	100
ПИАКИНА Е. Е. УПРАВЛЕНИЕ МАНЕВРИРОВАНИЕМ КОСМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ ПО ПРИНЦИПУ КАЧЕЛЕЙ	101
АЛЕКСАНДРОВ И. Б. СИЛОВАЯ РАБОТА И ВЕСОВАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ВАРИАНТОВ СХЕМЫ СОЧЛЕНЕНИЯ КРЫЛА С ФЮЗЕЛЯЖЕМ САМОЛЁТА-ВЫСОКОПЛАНА	102

Букатый А. С., Лунин В. В., Шляпников П. А. ОСТАТОЧНЫЕ НАПРЯЖЕНИЯ И ПРЕДЕЛ ВЫНОСЛИВОСТИ ПЛОСКИХ ОБРАЗЦОВ ИЗ СПЛАВА ЭИ698ВД ПОСЛЕ ПОВЕРХНОСТНОГО УПРОЧНЕНИЯ.....	103
Денискина Е. А., Волков А. А., Щербаков И. В. ЗАВИСИМОСТЬ СТЕПЕНИ КОНЦЕНТРАЦИИ НАПРЯЖЕНИЙ ПРИ РАСТЯЖЕНИИ ОБРАЗЦОВ ОТ РАДИУСА ГАЛТЕЛИ.....	104
Иванова А. В., Бурнаев С. С., Матвеев Д. А. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ УСЛОВНОГО КРИТЕРИЯ ДЛЯ ОЦЕНКИ БЕЗОПАСНОЙ РАБОТЫ ДЕТАЛЕЙ ИЗ СПЛАВА 1953Т1	105
Каранаева О. В., Волков М. В., Радин Д. В. ЗАКОНОМЕРНОСТИ ИЗМЕНЕНИЯ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В ПОВЕРХНОСТИ УПРОЧНЁННЫХ ОБРАЗЦАХ С УВЕЛИЧЕНИЕМ ГЛУБИНЫ ОСТРОГО НАДРЕЗА	106
Кишов Е. А. ИССЛЕДОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ПЛОТНОСТИ МАТЕРИАЛА В БРУСЕ ПРИ НАЛИЧИИ ОГРАНИЧЕНИЯ НА ЕЁ МАКСИМАЛЬНОЕ ЗНАЧЕНИЕ	107
Кишов Е. А. СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ДВУХ ПОДХОДОВ К ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ КОНСТРУКЦИЙ	107
Колычев С. А., Киселёв П. Е., Кожевников Д. Ю. ВЛИЯНИЕ ТОЛЩИНЫ УПРОЧНЁННОГО СЛОЯ НА ПРЕДЕЛ ВЫНОСЛИВОСТИ ПРИ ОПЕРЕЖАЮЩЕМ ПОВЕРХНОСТНОМ ПЛАСТИЧЕСКОМ ДЕФОРМИРОВАНИИ	108
Коровин М. Д. ПРОБЛЕМЫ ОЦЕНКИ ПРОЕКТНОЙ НАДЁЖНОСТИ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ... ..	109
Кудрявцев А. С., Слапогузов Е. В. ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ БАЛКИ НА РАСПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРЯЖЕНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА NASTRAN/PATRAN.....	110
Космодемьянский Е. В. КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ.....	110
Ларионова Ю. С., Кузнецов А. В., Перфильева М. О. ОСОБЕННОСТИ ВЛИЯНИЯ РАЗМЕРОВ ПОПЕРЕЧНОГО СЕЧЕНИЯ УПРОЧНЁННЫХ ДЕТАЛЕЙ НА ПРЕДЕЛ ВЫНОСЛИВОСТИ	112
Ломака И. А., Симаков С. П. ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТРАНСФОРМИРУЕМОЙ КОНСТРУКЦИИ НАНОСПУТНИКА SAMSAT-QB50	113
Мецкер К. В. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ 3D СКАНЕРА ДЛЯ БЕСКОНТАКТНОГО КОНТРОЛЯ ФОРМЫ ТРУБЧАТЫХ ДЕТАЛЕЙ	114
Микушев Н. Н., Львов М. В. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ОПАСНОГО СЕЧЕНИЯ ДЕТАЛИ В УСЛОВИЯХ КОНЦЕНТРАЦИИ НАПРЯЖЕНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ	115
Микушев Н. Н., Семёнова О. Ю., Васильев М. М. РАСЧЁТ КОЭФФИЦИЕНТА КОНЦЕНТРАЦИИ НАПРЯЖЕНИЙ ПРИ ИЗГИБЕ В ДЕТАЛЯХ С ГАЛТЕЛЬНЫМИ ПЕРЕХОДАМИ	116
Михалкина С. А., Сазанов В. В., Ненашев Д. А. ВЛИЯНИЕ СРЕДНЕГО НАПРЯЖЕНИЯ НА ПРЕДЕЛЬНУЮ АМПЛИТУДУ ЦИКЛА ПОВЕРХНОСТНО УПРОЧНЁННЫХ ОБРАЗЦОВ С КОНЦЕНТРАТОРАМИ	117
Морозов А. П., Сёмкин Г. В., Семёнов П. А. ЗАВИСИМОСТЬ КРИТИЧЕСКОЙ ГЛУБИНЫ НЕРАСПРОСТРАНЯЮЩЕЙСЯ ТРЕЩИНЫ УСТАЛОСТИ ОТ РАЗМЕРОВ ПОПЕРЕЧНОГО СЕЧЕНИЯ УПРОЧНЁННОЙ ДЕТАЛИ	118

ПАВЕЛЬЧУК М. В. ФОРМАЛИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ВЫБОРА РАЦИОНАЛЬНОЙ СИЛОВОЙ СХЕМЫ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ	119
ПАНТЕЛЕЕВА С. П. ПРОЕКТИРОВОЧНЫЙ РАСЧЁТ РАЗМЕРНО-СТАБИЛЬНОЙ ПЛАТФОРМЫ	120
ПОПКОВА Д. А., КВЕТКИН А. А. ПРИМЕНЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОГО ПАКЕТА MATHCAD ДЛЯ РАСЧЁТА НОРМАЛЬНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В ПОДКРЕПЛЁННОЙ ТОНКОСТЕННОЙ КОНСТРУКЦИИ.....	120
САДЫКОВ О. Ф. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОПЫТА ПОСТРОЕНИЯ И ОБСЛУЖИВАНИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ ПРИ ОЦЕНКЕ ПЕРСПЕКТИВ УНИВЕРСАЛЬНОГО ОРБИТАЛЬНОГО КОМПЛЕКСА.....	121
САЗАНОВ В. В., ЛИНЬКОВ С. Ф. ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ УПРОЧНЕНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ЧАСТЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ОБРАЗЦОВ С ГАЛТЕЛЯМИ НА РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В ОПАСНОМ СЕЧЕНИИ	122
СИМАКОВ С. П., ЕЛИСОВ Н. Е. ИНЖЕНЕРНАЯ МОДЕЛЬ НАНОСПУТНИКА SAMSAT-QB50 ДЛЯ ОТРАБОТКИ КОМПОНОВКИ И КОНСТРУКЦИИ	123
СУРГУТАНОВ Н. А. РАСЧЁТ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В УПРОЧНЁННЫХ ДЕТАЛЯХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ	124
СУРГУТАНОВ Н. А., САБАНОВ Е. А., СЛЕПОКУРОВ А. С. ЗАКОНОМЕРНОСТИ ВЛИЯНИЯ ГЛУБИНЫ НАДРЕЗА НА ПРЕДЕЛ ВЫНОСЛИВОСТИ ПОВЕРХНОСТНО УПРОЧНЁННЫХ ОБРАЗЦОВ ИЗ СТАЛИ 20.....	125
ТРОФИМОВ А. Н., ЛОСКУТОВ В. Д. МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ ТЕРМИЧЕСКИХ НАПРЯЖЕНИЙ В ТРУБОПРОВОДАХ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	126
ХОРОБРЫХ М. А. ПЕРЕПРОЕКТИРОВАНИЕ БАКА ДЛЯ ЛЁГКОГО САМОЛЁТА «ЯСТРЕБ»	128
ХОРОБРЫХ М. А. РАЗРАБОТКА УНИВЕРСАЛЬНОГО УЗЛА КРЕПЛЕНИЯ ЗАКОНЦОВКИ ДЛЯ ЛЁГКОГО САМОЛЁТА «ЯСТРЕБ»	130
ЧАРКВИАНИ Р. В. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА УЗЛОВ НАВЕСКИ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПКМ.....	132
ЧЕРНЯКИН С. А. ОЦЕНКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ СТАТИЧЕСКИХ И ЦИКЛИЧЕСКИХ НАГРУЗКАХ.....	133
АНДРЕЕВА Е. О. КОМПЛЕКСНАЯ ОЦЕНКА КАЧЕСТВА АВИАЦИОННОЙ ПРОДУКЦИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ФУНКЦИИ ЖЕЛАТЕЛЬНОСТИ.....	134
БАГНЮК Н. Р. ВНУТРЕННЕЙ АУДИТ ВНЕШНЕЙ СТОРОНОЙ	135
БЕЛОУСОВА Я. С. КРИТЕРИЙ СЛУЧАЙНОСТИ ВРЕМЕННОГО РЯДА ПО ДЛИНЕ МАКСИМАЛЬНОЙ СЕРИИ И ЕГО ВЕРИФИКАЦИЯ МЕТОДОМ МОНТЕ – КАРЛО	136
БОРОДИНА Е. Н. ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА СТЕСНЁННОГО ИЗГИБА КРИВОЛИНЕЙНЫХ БОРТОВ ЛИСТОВЫХ ЗАГОТОВОК ЭЛАСТИЧНОЙ СРЕДОЙ	138
ВАСИЛЬЕВА Т. С., САФИУЛЛОВА Л. И. QFD-АНАЛИЗ С УЧЁТОМ КОНКУРЕНТНОГО ПОЛОЖЕНИЯ ОРГАНИЗАЦИИ.....	139

ВАСИЛЬЕВА Т. С., ЕРЕМЕЕВА О. А. ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА НА ПРИМЕРЕ ИНФОРМАЦИОННОЙ МОДЕЛИ	140
ГИОРБЕЛИДЗЕ М. Г. СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ПРОЦЕССА НАНЕСЕНИЯ ПОКРЫТИЙ	141
ГРЕБНЕВА Н. Е., СЕЛЕЗНЕВА Т. С. QFD-АНАЛИЗ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПРОЦЕССОВ СМК	142
ДАНИЛОЧКИН Д. В. НОВЫЙ ТИП ПОТРЕБИТЕЛЯ	143
ДАНЫШОВА О. А. ПРАКТИКА ВНЕДРЕНИЯ БЕРЕЖЛИВОГО ПРОИЗВОДСТВА	144
ДОЛГИХ А. В., САРАТОВА А. В. РИСК КАК КРИТЕРИЙ УСПЕШНОСТИ ВНЕДРЕНИЯ НОВЫХ ТРЕБОВАНИЙ	145
ДОЛГИХ А. В., ТАРАРУШКИНА А. С. ВНУТРЕННИЙ АУДИТ В ПРОЕКТНЫХ ОРГАНИЗАЦИЯХ	146
ЗОРИН Б. В. САМООРГАНИЗАЦИЯ КАК ФАКТОР РАЗВИТИЯ ПРОЦЕССОВ СМК	147
ИСАЕВА А. А., ЛОБАНКИНА А. В. САМООЦЕНКА ПО КРИТЕРИЮ «УДОВЛЕТВОРЁННОСТЬ ПЕРСОНАЛА»	148
ИСАЕВА А. А., КЛЕЙМЕНОВА О. С. НЕСООТВЕТСТВИЯ В ПРОЦЕДУРЕ УСТАНОВКИ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ НА НОВЫЕ АВТОМОБИЛИ	149
КАТИНА М. А. УЧЁТ И АНАЛИЗ ЗАТРАТ НА КАЧЕСТВО	150
КАШИРСКИЙ Д. А., ХОРОБРЫХ М. А., КУДРЯВЦЕВ О. Б. К ВОПРОСУ ОБРАЗОВАНИЯ СОЕДИНИТЕЛЬНЫХ УЗЛОВ В ОБШИВКАХ ТРЁХСЛОЙНЫХ КОНСТРУКЦИЙ	151
КУКУШКИНА Е. А. НОВЫЙ ПОДХОД К FMEA-АНАЛИЗУ	152
КУНИЦИНА А. В. ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТОВ ВЕСОМОСТИ ЕДИНИЧНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ КАЧЕСТВА АВИАЦИОННОЙ ПРОДУКЦИИ МЕТОДОМ КОРРЕЛЯЦИОННО-РЕГРЕССИОННОГО АНАЛИЗА	153
КУТЕПОВА Ю. Г. QFD-АНАЛИЗ ДЛЯ АУТСОРСЕРА	154
ЛАРЮШКИНА Д. Д. ОЦЕНКА ВЕРОЯТНОСТИ ПОТЕРИ ПОТРЕБИТЕЛЯ	155
МАСЛЕННИКОВА А. С. ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ ЛОКАЛЬНЫХ ТРЕНДОВ СТАЦИОНАРНОГО ВРЕМЕННОГО РЯДА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА МОНТЕ-КАРЛО	156
НЕСОЛЕНОВ В. В. РАЗВИТИЕ ПРОЦЕДУРЫ «АНАЛИЗ СО СТОРОНЫ РУКОВОДСТВА» НА ПРИМЕРЕ ФАКУЛЬТЕТА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	157
НИКИШЕВ Р. О. ИНТЕГРАЦИЯ ПРОЦЕДУРЫ «УПРАВЛЕНИЯ ЗНАНИЯМИ» В ISO 9001	158
ПЕТРОВ К. Г. ПРОГНОЗИРОВАНИЕ УДОВЛЕТВОРЁННОСТИ И ЛОЯЛЬНОСТИ	159
ПРИЙДУН О. А. ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ТЕРМОПЛАСТИЧЕСКОГО УПРОЧНЕНИЯ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОКАЗАТЕЛЕЙ КАЧЕСТВА ПОВЕРХНОСТНОГО СЛОЯ ДЕТАЛЕЙ ГТД	160

СЕМЕНДЕЕВА И. Е. ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ СЕРИЙ СТАЦИОНАРНОГО ВРЕМЕННОГО РЯДА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА МОНТЕ-КАРЛО	161
ТОКАРЕВА О. Е., ПЕТРОВА М. К. УПРАВЛЕНИЕ РИСКАМИ В СИСТЕМАХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТОВ ВС В РЕЖИМАХ RVSM	163
ХОРОБРЫХ М. А. ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ БАКА ДЛЯ РАБОЧЕЙ ЖИДКОСТИ ИЗ ПОЛИМЕРНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА	164
ХОРОБРЫХ М. А. КАШИРСКИЙ Д. А. ПРОПИТКА СЭНДВИЧ-ПАНЕЛЕЙ МЕТОДОМ ВАКУУМНОЙ ИНФУЗИИ	166
ХОРОБРЫХ М. А., КАШИРСКИЙ Д. А. ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ В ДЕТАЛЯХ ИЗ ПКМ С ПОДКРЕПЛЁННЫМИ ОТВЕРСТИЯМИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОГРАМНОГО КОМПЛЕКСА SOLIDWORKS	168
ХРЁКОВА В. Н. НОВЫЙ ВЗГЛЯД НА ДИАГРАММУ ПАРЕТО	169
ШАРИПОВ Р. А. РАЗВИТИЕ МЕТОДОВ СТАНДАРТИЗАЦИИ НА ПРИМЕРЕ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ АЭРОПОРТА	170

СЕКЦИЯ 4. ПРОБЛЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ, КОНСТРУИРОВАНИЯ И ПРОИЗВОДСТВА ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Подсекция Конструкции, проектирования, производства, прочности
и надёжности двигателей летательных аппаратов

АБРАМЯН Т. С. ВЛИЯНИЕ ДЛИНЫ УПРУГИХ БАЛОЧЕК ТИПА «БЕЛИЧЬЕГО КОЛЕСА» НА ДЕФОРМАЦИЮ И ПЕРЕКОС УПРУГОЙ ВТУЛКИ	172
АБРАМЯН Т. С. ВЛИЯНИЕ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ СИЛ ШАРИКОВ НА КОЭФФИЦИЕНТ РАДИАЛЬНОЙ ЖЁСТКОСТИ ШАРИКОВОГО ПОДШИПНИКА	173
АНИСИМОВ А. С. ИССЛЕДОВАНИЕ ГРАНИЦ ПРИМЕНИМОСТИ ФОРМУЛЫ С. И. СЕРГЕЕВА ДЛЯ РАСЧЁТА КОЭФФИЦИЕНТА ЖЁСТКОСТИ АВИАЦИОННЫХ УПРУГИХ ЭЛЕМЕНТОВ	174
АНИСИМОВ А. С. ВЛИЯНИЕ ВЕЛИЧИНЫ РАДИАЛЬНОГО ЗАЗОРА ШАРИКОВОГО РАДИАЛЬНО- УПОРНОГО ПОДШИПНИКА НА ЧАСТОТУ СОБСТВЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ РОТОРА	175
АСАТРЯН А. В. ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ВЫЧИСЛЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ЖЁСТКОСТИ «БЕЛИЧЬЕГО КОЛЕСА» ОПОР РОТОРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД	176
АСАТРЯН А. В. ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ЖЁСТКОСТИ ПОДШИПНИКА КАЧЕНИЯ НА КОЭФФИЦИЕНТ ЖЁСТКОСТИ ОПОРЫ РОТОРА АВИАДВИГАТЕЛЯ БЕЗ ДЕМПФЕРНОГО УСТРОЙСТВА	177
БРАГИНА Н. И. ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ДЕМПФИРОВАНИЯ КОЛЕБАНИЙ РОТОРОВ ГТД УПРУГИМИ ЭЛЕМЕНТАМИ ТИПА «БЕЛИЧЬЕ КОЛЕСО»	178

БРАГИНА Н. И. СРАВНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ АНАЛИТИЧЕСКОГО И ЧИСЛЕННОГО РАСЧЁТОВ КОЭФФИЦИЕНТА РАДИАЛЬНОЙ ЖЁСТКОСТИ ПОДШИПНИКА	179
Гаязов Р. Р. ДЕМПФИРОВАНИЕ СИЛАМИ ТРЕНИЯ В РЕЗЬБОВЫХ СОЕДИНЕНИЯХ.....	180
Гаязов Р. Р. ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНО-ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ ШАРИКОПОДШИПНИКА НА ЖЁСТКОСТЬ ОПОР РОТОРОВ ДВИГАТЕЛЯ	181
Голоднова А. И. НАЗНАЧЕНИЕ ДОПУСКОВ НА ОСНОВНЫЕ РАЗМЕРЫ «БЕЛИЧЬЕГО КОЛЕСА» ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ	182
Голоднова А. И. ВЛИЯНИЕ ОСЕВОЙ СИЛЫ НА УГЛЫ КОНТАКТА ШАРИКОВ С ДОРОЖКАМИ КАЧЕНИЯ И РАДИАЛЬНУЮ ЖЁСТКОСТЬ РАДИАЛЬНО-УПОРНОГО ПОДШИПНИКА.....	183
Горячкин Е. С. ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТОРЦЕВОГО БЕСКОНТАКТНОГО УПЛОТНЕНИЯ.....	184
Горячкин Е. С. РАЗРАБОТКА ДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ТОРЦЕВОГО БЕСКОНТАКТНОГО УПЛОТНЕНИЯ В ОПОРЕ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ	185
Жученкова М. А. РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ ТОЛЩИНЫ ОБОДА «БЕЛИЧЬЕГО КОЛЕСА» УПРУГОДЕМПФЕРНЫХ ОПОР СОВРЕМЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ ГТД.....	186
Жученкова М. А. МЕТОДИКА РАЗРАБОТКИ КОНСТРУКЦИИ КОРОТКОГО ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ДЕМПФЕРА.....	187
Кирхмайр С. МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЖЕКТОРА ДЛЯ МИКРОГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ.....	188
Паровай Е. Ф. УЧЁТ ИЗМЕНЕНИЯ УГЛА ПОВОРОТА ВКЛАДЫШЕЙ В МОДЕЛИ РАБОЧЕГО ЗАЗОРА СЕГМЕНТНОГО ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ПОДШИПНИКА С САМОУСТАНАВЛИВАЮЩИМИСЯ ВКЛАДЫШАМИ	189
Петрухин А. Г. О ВЫБОРЕ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ КОНТАКТНЫХ УПЛОТНЕНИЙ МАСЛЯНЫХ ПОЛОСТЕЙ ГТД	190
Рябинин В. В. СПОСОБЫ СНИЖЕНИЯ РАЗБРОСА ХАРАКТЕРИСТИК ЖЁСТКОСТИ УПРУГИХ ЭЛЕМЕНТОВ ТИПА «БЕЛИЧЬЕГО КОЛЕСА»	191
Рябинин В. В. ВЛИЯНИЕ ШЕРОХОВАТОСТИ РАБОЧИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ КОРОТКОГО ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ДЕМПФЕРА НА ТАНГЕНЦИАЛЬНУЮ И РАДИАЛЬНУЮ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ	192
Смирнов М. А. ПОГРЕШНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ЖЁСТКОСТИ УПРУГОГО ЭЛЕМЕНТА ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ЧИСЛЕННОГО ЭКСПЕРИМЕНТА С ПОМОЩЬЮ ANSYS	193
Смирнов М. А. МЕТОДИКА КОНСТРУИРОВАНИЯ УПРУГИХ ЭЛЕМЕНТОВ ТИПА «БЕЛИЧЬЕГО КОЛЕСА»	194
Тарасова А. В. НЕДОСТАТКИ И ПРЕИМУЩЕСТВА СХЕМЫ ДВУХКОНТУРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С РАЗДЕЛЬНЫМИ ДВИЖИТЕЛЯМИ.....	195

Филинов Е. П., Остапюк Я. А.
АНАЛИЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВЕНТИЛЯТОРОВ ГТД РАЗЛИЧНОЙ КОНСТРУКЦИИ 196

Шкловец А. О., Попов Г. М., Колмакова Д. А.
**ВЛИЯНИЕ УГЛА И ШАГА УСТАНОВКИ НАПРАВЛЯЮЩИХ АППАРАТОВ СТУПЕНИ
КОМПРЕССОРА ГТД НА ОКРУЖНУЮ НЕРАВНОМЕРНОСТЬ ГАЗОВОГО ПОТОКА
И РЕЗОНАНСНЫЕ НАПРЯЖЕНИЯ В ЛОПАТКЕ РАБОЧЕГО КОЛЕСА СТУПЕНИ 197**

Подсекция Производства двигателей летательных аппаратов

Алексеев В. П., Болотов М. А.
**РАЗРАБОТКА ИННОВАЦИОННОЙ ТЕХНОЛОГИИ КОНТРОЛЯ ГЕОМЕТРИИ ДЕТАЛЕЙ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВОЗМОЖНОСТЕЙ СОВРЕМЕННОГО ОБОРУДОВАНИЯ С ЧПУ..... 198**

Алексеев В. П., Кондратьев А. И.
**ИССЛЕДОВАНИЕ ТОЧНОСТИ ОБРАБОТКИ МАЛОЖЁСТКИХ ДЕТАЛЕЙ
ГТД ИЗ ТРУДНООБРАБАТЫВАЕМЫХ МАТЕРИАЛОВ
НА ТОКАРНО – ФРЕЗЕРНОМ ОБОРУДОВАНИИ 199**

Бакулин Я. Ю.
**РАЗРАБОТКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ УСТАНОВКИ
ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ПЛАСТИЧЕСКИХ ДЕФОРМАЦИЙ И УСТАЛОСТНОЙ
ПРОЧНОСТИ ДИАФРАГМ РАЗДЕЛИТЕЛЕЙ 200**

Борисов Е. В., Кондратьев Н. Д.
ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ..... 201

Елисеев И. К.
**ПРИМЕНЕНИЕ ПУЛЬТОВ-ТРЕНАЖЁРОВ, ОБЪЁМНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ
И СТАНКОВ С ЧПУ В КУРСОВОМ ПРОЕКТЕ «ПРОЕКТИРОВАНИЕ
ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛИ» 202**

Ерохин Н. В.
**РАЗРАБОТКА МЕРОПРИЯТИЙ ПО СОВЕРШЕНСТВОВАНИЮ УЧАСТКА
ПОЛИРОВКИ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ПОСРЕДСТВОМ ВНЕДРЕНИЯ
СОВРЕМЕННОГО ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ..... 203**

Ерохин Н. В.
**МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОИЗВОДСТВЕННОГО ПРОЦЕССА УЧАСТКА
ПОЛИРОВКИ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ГТД 204**

Жидяев П. Н.
**ФАКТОРЫ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ ГЕОМЕТРИЮ НА ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ЧАСТИ
КОНЦЕВЫХ ФРЕЗ ДЛЯ ТРУДНООБРАБАТЫВАЕМЫХ МАТЕРИАЛОВ..... 205**

Карцан Р. В.
**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕСУРСОВ УНИВЕРСИТЕТСКИХ
МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ 205**

Коротенкова Т. Н.
**АНАЛИЗ ЗАГРУЖЕННОСТИ ОБОРУДОВАНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОТЫ ПРОИЗВОДСТВЕННОГО УЧАСТКА
В СИСТЕМЕ TЕСNOMATIX PLANT SIMULATION..... 207**

Косыгина М. В.
**РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТОКА КОНТРОЛИРУЕМЫХ ДЕТАЛЕЙ В КОНТРОЛИРУЮЩИХ
ПОДРАЗДЕЛЕНИЯХ МЕЖДУ РАЗЛИЧНЫМИ СРЕДСТВАМИ ИЗМЕРЕНИЯ С ЦЕЛЬЮ
ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ..... 208**

Косыгина М. В.
**РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ ОЦЕНКИ ОТГИБА НОЖКИ ЩУПА
ДЛЯ КОНТАКТНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ 209**

Николаев И.
**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОГРЕШНОСТИ ПОСЛЕ ОБРАБОТКИ, СВЯЗАННОЙ С ВИБРАЦИЕЙ
В ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ, С ПОМОЩЬЮ САЕ СИСТЕМЫ ANSYS 210**

ПЕТРЯЕВА Ю. В. РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТВЁРДОСПЛАВНЫХ КОНЦЕВЫХ ФРЕЗ И ИССЛЕДОВАНИЕ ИХ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ПРИ ОБРАБОТКЕ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ9	211
СЕРЕБРОВА Е. Д., УНЖИНА М. А. ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ ОБЛАСТИ ВОЗМОЖНЫХ МОДЕЛЕЙ ДЕФОРМИРУЕМОЙ СРЕДЫ В УСЛОВИЯХ ОБРАБОТКИ РЕЗАНИЕМ, УВЯЗЫВАЮЩИХ НАПРЯЖЁННОЕ И ДЕФОРМИРОВАННОЕ СОСТОЯНИЕ	212
Сотов А. В. ВОССТАНОВЛЕНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ РАЗМЕРОВ ЛОПАТОК ГТД МЕТОДОМ ИМПУЛЬСНОЙ ЛАЗЕРНОЙ НАПЛАВКИ	213
СТЕПАНОВ А. А. ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА РЕЗАНИЯ В ДИНАМИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ	214
РАМАЗАНОВ И. С., ХУСАИНОВ Ю. Г., ЗОЛОТОВ И. В. ПОВЫШЕНИЕ ТРИБОЛОГИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ДЕТАЛЕЙ ГТД ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ6 ПУТЕМ ИОННОГО АЗОТИРОВАНИЯ	215
ХУСАИНОВ Ю. Г., РАМАЗАНОВ И. С., ЗОЛОТОВ И. В. ИОННОЕ АЗОТИРОВАНИЕ ДЕТАЛЕЙ ГТД ИЗ КОНСТРУКЦИОННОЙ СТАЛИ 16ХЗНВФМБ-Ш С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЭФФЕКТА ПОЛОГО КАТОДА.....	216
ШВЕЦОВ А. Н., ФЕДОРОВ Д. Г., ЕВДОКИМОВ Д. В. РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАЦИОНАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ ОБРАБОТКИ ПРИ АЛМАЗНОМ ВЫГЛАЖИВАНИИ ДЕТАЛЕЙ И ИССЛЕДОВАНИЕ КАЧЕСТВА ППД.....	217
ЭЙСНЕР П. В. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДЛИНЫ ДУГИ КОНТАКТА АБРАЗИВНОЙ ЛЕНТЫ С ПРОФИЛЕМ ПЕРА ЛОПАТКИ ПРИ ЛЕНТОЧНОМ ШЛИФОВАНИИ	218
ЯВОРОВИЧ Е. В. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ПО ИЗМЕРЕНИЮ ТЕМПЕРАТУРЫ ПРИ ВЫСОКОСКОРОСТНОМ ФРЕЗЕРОВАНИИ.....	219
 Подсекция Автоматики и виброакустики сложных технических систем	
БАДЫКОВА Л. Р., АФАНАСЬЕВ К. М. ИССЛЕДОВАНИЯ РАЗРЕШАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ АКУСТИЧЕСКОЙ КАМЕРЫ NORSONIC NOR 848	221
Блюмин К. В., Нижегородцев В. В. РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ И ЕГО СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ.....	222
Блюмин К. В., Нижегородцев В. В. СОЗДАНИЕ ВИРТУАЛЬНОЙ МОДЕЛИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В ПАКЕТЕ SIMULINK.....	223
ГОРИН В. Д. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ШЕСТЕРЁННОГО НАСОСА С УЧЁТОМ РАЗГРУЗОЧНЫХ КАНАВОК	224
Константинов С. Ю., Целищев Д. В. ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ЧИСЛЕННОЙ МОДЕЛИ КАВИТАЦИОННОГО МАССОПЕРЕНОСА.....	225
Крысина Д. А. РАСЧЁТ ДЕМПФЕРА АВТОКОЛЕБАНИЙ ПНЕВМОКЛАПАНА.....	226
Лязина Н. Н., Тайманова О. Г. ИДЕНТИФИКАЦИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ЛАБОРАТОРНОГО БЛОКА «ТЕРМОСТАТ» И ПОСТРОЕНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ С ПИД-РЕГУЛЯТОРОМ	227

Лязина Н. Н., Тайманова О. Г. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПИД-РЕГУЛЯТОРА С АВТОПОДСТРОЙКОЙ КОЭФФИЦИЕНТОВ НА ОСНОВЕ НЕЧЁТКОЙ ЛОГИКИ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ЛАБОРАТОРНЫМ БЛОКОМ «ТЕРМОСТАТ»	228
Мухаметзянов А. В., Кузьмин А. Ю. СТЕНДОВЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ГИДРОСИСТЕМЫ НА ЕЁ ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ	229
Русаков А. С. РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ И СРЕДСТВ ФИЗИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ГАСИТЕЛЕЙ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ	230
Рыпинский В. Ю. МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРЁХСЕКЦИОННОГО ГАСИТЕЛЯ КОЛЕБАНИЙ ДАВЛЕНИЯ.....	231
Рыпинский В. Ю. РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ РАСЧЁТА ДИНАМИКИ ТРУБОПРОВОДНЫХ СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	232
Сафин А. И., Сорока И. С. ОПТИМИЗАЦИЯ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩЕЙ КОНСТРУКЦИИ ИЗ УПРУГО-ПОРИСТОГО МАТЕРИАЛА «МЕТАЛЛОРЕЗИНА»	233
Синяков А. Ф. МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ С ДИСКРЕТНЫМ РЕГУЛЯТОРОМ ПОТОКА ЖИДКОСТИ	234
Стадник Д. М. ВЛИЯНИЕ УПРАВЛЯЮЩЕГО КЛАПАНА НА ДИНАМИКУ СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ДАВЛЕНИЯ ГАЗА	235
Тайманова О. Г., Лязина Н. Н. СИНТЕЗ НЕЧЁТКОГО ЛОГИЧЕСКОГО РЕГУЛЯТОРА В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ЛАБОРАТОРНЫМ БЛОКОМ «ТЕРМОСТАТ».....	236
Хамидулин Р. Р. ЛАБОРАТОРНЫЙ ПРАКТИКУМ ПО НАСТРОЙКЕ РАЗЛИЧНЫХ РЕГУЛЯТОРОВ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ВАЛА ГИДРОМОТОРА.....	237

Подсекция Мехатроники и Робототехники

Авдейчев А. А. РАЗРАБОТКА СТЕНДА ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ ИМПУЛЬСНОГО РЕГУЛЯТОРА РАСХОДА	238
Грешняков П. И. РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ ИМПУЛЬСНОГО РЕГУЛЯТОРА РАСХОДА С ИНЕРЦИОННОЙ ТРУБКОЙ	239
Дорогов В. К. ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНАЯ СИСТЕМА ВИДЕОМОНИТОРИНГА ОКРУЖАЮЩЕЙ МЕСТНОСТИ ..	240
Митковский К. Б., Косенков П. В. МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ ДЛЯ ПОЛЁТА ПО ЗАДАННОЙ ТРАЕКТОРИИ	241
Мухаметзянов А. В. МОБИЛЬНАЯ ТЕХНИКА НА ПНЕВМАТИЧЕСКОЙ ТЯГЕ	242
Печеневский М. А. СИСТЕМА АКТИВНОЙ ПНЕВМАТИЧЕСКОЙ ПОДВЕСКИ	243
Рыбальченко М. Д. ПОВЫШЕНИЕ КАЧЕСТВА СВАРКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ С-ОБРАЗНЫХ СВАРОЧНЫХ КЛЕЩЕЙ.....	244

СОРОКА И.С.
АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ ЛИНИЯ ДЛЯ ПРОИЗВОДСТВА КЛАДОЧНОЙ СЕТКИ 245

Уткин А. В., ЗАЖАРСКИЙ В. Д.
**РАЗРАБОТКА УЧЕБНОГО МАКЕТА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО
ПРОИЗВОДСТВЕННОГО КОМПЛЕКСА СВЕРЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ 246**

Подсекция ЛАЗЕРНЫХ СИСТЕМ И ТЕХНОЛОГИЙ

АДАРЧУК Н. А., КАРСАКОВ С. В., КЛИПИКОВ Н. Ю., КОРНЕЕВ Д. А., ЛЕОНТЬЕВ С. А.
**РАЗРАБОТКА МЕТОДИК ПРИМЕНЕНИЯ ЦИФРОВОГО
СПЕКЛ-ИНТЕРФЕРОМЕТРА С НЕПРЕРЫВНЫМ ЛАЗЕРОМ
ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ 247**

БУРНАЕВСКАЯ Е. В., ЛУПЦОВ А. А.
МОДЕЛИРОВАНИЕ ОПТОВОЛОКОННЫХ ДАТЧИКОВ 248

НИГМАТУЛИН И. Р., КАЗИНЕЦ А. М.
**УЧЕБНО-НАУЧНЫЙ СТЕНД ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ
ОПТОЭЛЕКТРОННЫХ КОМПОНЕНТОВ 249**

ПАЛАГИН Е. С.
**РАЗРАБОТКА И ИСПЫТАНИЕ ПОДВИЖНОЙ РАЗРЕЖАЮЩЕЙ КАМЕРЫ
ДЛЯ ЭКСТРАКЦИИ ГАЗОВ ИЗ МЕТАЛЛОВ ЛАЗЕРНЫМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ 250**

ПЕРШУТКИНА С. В.
**ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ КОСМЕТИЧЕСКИХ СРЕДСТВ
НА КОЖУ ОПТИЧЕСКИМИ МЕТОДАМИ 251**

РОДИНА А. В., ГОРЯИНОВА А. Д., ПРОКОФЬЕВА О. Н.
**ИССЛЕДОВАНИЯ БИОХИМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ КРОВИ
МЕТОДОМ КОМБИНАЦИОННОГО РАССЕЯНИЯ 252**

САВЕЛЬЕВ Д. А.
ОСТРАЯ ФОКУСИРОВКА ЛАЗЕРНЫХ ПУЧКОВ С ФАЗОВОЙ СИНГУЛЯРНОСТЬЮ..... 253

СЕЛЕЗНЕВА Е. А., ТРЕГУБ Н. В.
**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ВОДОРОДА
НА ОПТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАСТЕНИЙ 254**

СЛИВКОВА А. И.
**ИССЛЕДОВАНИЕ ОПУХОЛЕЙ МЕТОДАМИ КОМБИНАЦИОННОГО РАССЕЯНИЯ
И ОПТИЧЕСКОЙ КОГЕРЕНТНОЙ ТОМОГРАФИИ 255**

ТАСКИНА Л. А.
**ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ОБРАТНОГО РАССЕЯНИЯ
ДЛЯ ОЦЕНКИ НОВООБРАЗОВАНИЙ КОЖИ 256**

ББК 39.6
УДК 629.7
К 68

ISBN 978-5-7883-0952-1

МЕЖДУНАРОДНАЯ МОЛОДЁЖНАЯ НАУЧНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ
«XII КОРОЛЁВСКИЕ ЧТЕНИЯ»

1-3 октября 2013 г.

СБОРНИК ТРУДОВ

Научный редактор: канд. техн. наук, доцент Кучеров А. С.
Вёрстка и дизайн: Верховская Т. В., Коломиец В. В., Хромых Ю. В.

Подписано в печать 10.09.2013 г. Формат 60х84 1/8
Бумага офсетная. Усл. печ. л.
Тираж 400 экз. Заказ _____

Издательство Самарского государственного аэрокосмического университета,
443086, г. Самара, Московское шоссе, д. 34
Отпечатано: ООО «Гринвич», г. Самара, Московское шоссе, д. 177А