

***Научные материалы
Третьей
международной
научно-технической
конференции
«Аэрокосмические
технологии»,
посвященной 100-летию
со дня рождения
академика В.Н. Челомея***

**Реутов – Москва
20-21 мая 2014**

*Совместное издание
МГТУ имени Н.Э. Баумана
и ОАО «ВПК «НПО машиностроения»*

*Ответственный редактор
Симоньянц Р.П.*

ОРГАНИЗАТОРЫ КОНФЕРЕНЦИИ

•
*Открытое акционерное общество
«Военно-промышленная корпорация
«НПО машиностроения»*

•
*Московский государственный
технический университет
имени Н.Э. Баумана*

•
*Союз ученых и инженеров
имени академика В.Н. Челомея*

СОПРЕДСЕДАТЕЛИ ОРГКОМИТЕТА –
НАУЧНЫЕ РУКОВОДИТЕЛИ КОНФЕРЕНЦИИ:

*Ректор
МГТУ им. Н.Э. Баумана,
д. т. н., профессор*

*Александров
Анатолий Александрович*

*Генеральный директор,
Генеральный конструктор
ОАО «ВПК «НПО машиностроения»
д. т. н., профессор*

*Леонов
Александр Георгиевич*

Московский государственный
технический университет
имени Н.Э. Баумана

Открытое акционерное
общество «Военно-
промышленная корпорация
«НПО машиностроения»

***АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ
ТЕХНОЛОГИИ
МНТК- 2014***

Москва
Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана
2014

УДК 629.78

ББК 39.53

А-99

- Аэрокосмические технологии:** Научные материалы
А-99 Третьей международной научно-технической конференции, посвященной 100-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея (Российская Федерация, Реутов – Москва, 20-21 мая 2014) / Под ред. Симоныянца Р.П. – М.: изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. – 257 с.: ил.

ISBN 978-5-7038-3976-8

В сборнике представлены научные материалы Третьей международной научно-технической конференции «Аэрокосмические технологии», посвящённой 100-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея. Материалы конференции изданы до начала её проведения. Рассматриваются проблемы создания аэрокосмических систем; прикладные задачи математического моделирования; компьютерные системы и технологии; динамика движения и системы управления; динамика и прочность конструкций; вопросы экономики, менеджмента и инженерного образования.

Материалы рассчитаны на широкий круг специалистов в области аэрокосмической техники, инженеров, аспирантов и студентов старших курсов.

УДК 629.78

ББК 39.53

ISBN 978-5-7038-3976-8

© МГТУ им. Н.Э. Баумана,

Аэрокосмический факультет

© ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

© Союз ученых и инженеров имени академика В.Н. Челомея

СОДЕРЖАНИЕ

Первое пленарное заседание	6
<i>Проектирование аэрокосмических систем</i>	
Секция 1.1.	10
Секция 1.2.	27
Секция 1.3.	49
<i>Математическое моделирование</i>	
Секция 2.1.	64
Секция 2.2.	80
Секция 2.3.	95
<i>Информационные системы и технологии</i>	
Секция 3.	109
<i>Динамика движения и системы управления</i>	
Секция 4.	129
<i>Динамика и прочность конструкций</i>	
Секция 5.1.	144
Секция 5.2.	158
Секция 5.3.	171
<i>Вопросы экономики и менеджмента</i>	
Секция 6.	186
<i>Инженерное образование</i>	
Секция 7.	201
Сведения о руководителях секций	230
Сведения об авторах работ	233

ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ

Ю.А. Цуриков

г. Москва, ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

СТРАНИЦЫ ТРУДОВОЙ ЖИЗНИ В.Н. ЧЕЛОМЕЯ

Доклад-воспоминание посвящен Генеральному конструктору ракетной техники В.Н. Челомею и раскрывает малоизвестные, а потому всегда интересные моменты из трудовой жизни легендарного ученого, конструктора и организатора. Выдающиеся достижения, достигнутые им при создании передовой ракетно-космической техники в 60-70х годах XX века и приносящие огромную пользу стране до сих пор, дают все основания для необходимости сбора и изучения стратегии успеха и практики деятельности В.Н. Челомея. Его пример должен быть востребован как сегодня, так скорее всего, и в будущем космической отрасли России.

В.Н. Челомей был ученым, академиком АН СССР с очень широким кругом научных интересов. Наибольшую известность ему принесли работы в области колебаний, динамики, теории управления и устойчивости. Большинство теоретических результатов находили применение в конкретных образцах ракетно-космической техники: ракетах УР-100, УР-200, УР-500, «Протон». При разработке боевых ракет семейства УР-100 и его модификаций Владимир Николаевич в полной мере продемонстрировал одно из своих замечательных качеств – чувство научно-технического предвидения. Его инженерные решения часто удивляли своей необычностью и новизной, демонстрировали нетрадиционные способы решения поставленных задач.

Одной из характерных черт В.Н. Челомея были ненасытная тяга к знаниям и умение интересно передать эти знания. Он хорошо понимал, что по-настоящему передовую технику можно создавать в коллективе специалистов не только инженерно мыслящих, но и владеющих новейшими научными достижениями.

В.Н. Челомей ответственно и очень требовательно относился к отработке сложной космической техники. Требуя с других, он был требователен и к себе. Владимир Николаевич был, как сейчас говорят, «трудоголик».

Если происходили какие-либо нештатные ситуации при испытаниях или в полете, Владимир Николаевич, кроме работы в официальной аварийной комиссии, имел обыкновение проводить собствен-

ное расследование расширенной группой специалистов. Практически всегда результаты такой работы позволяли найти причины и наилучшие способы решения возникавших проблем

Много о человеке может сказать его рабочий кабинет. Вспоминаются совещания в рабочем кабинете Челомея. На стенах – плакаты, на столах – чертежи, схемы, тома проектов. Каждый из участников совещания докладывает о своем участке работы. Идет обсуждение перспективы: насколько изделие будет надежным и не устареет ли оно технически еще в процессе создания, можно ли увеличить стартовый вес ракеты в тех же габаритах контейнера и шахты, и т.д. Иногда вопросы научно-производственного характера переходили в сферу проблем научно-философских.

Как конструктора, ученого и педагога В.Н. Челомея отличали масштабность идей и их глубокая проработка. Под его руководством созданы баллистические ракеты легкого класса, разделяющиеся головные части, ракета-носитель тяжелого класса «Протон», транспортная космическая система (ТКС), космическая станция «Алмаз», спускаемый аппарат, крылатые ракеты морского базирования и их модификации. Многие из них до сих пор благополучно служат России. Следует отметить большое число поисковых работ, которые продвинули ракетно-космическую технику далеко вперед и получили международное признание.

Владимир Николаевич Челомей глубоко понимал ведущую роль космонавтики в судьбе человечества. Безусловно, он относится к числу выдающихся людей двадцатого столетия.

Д.К. Драгун

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

ИДЕИ ЧЕЛОМЕЯ, ВОПЛОЩЁННЫЕ В ШАХТНЫЕ ПУСКОВЫЕ УСТАНОВКИ

Обычно с именем В.Н. Челомея связывают создание летательных аппаратов и меньше освещен вопрос его работ в создании наземной инфраструктуры. Обратимся к созданию шахтной пусковой установки (ШПУ) повышенной защищенности. Владимир Николаевич ее создание поручил филиалу № 2 во главе с Барышевым В.М., и непосредственно участвовал в разработке технического облика ШПУ.

Основные идеи, воплощенные им:

- ограждающая конструкция – ствол из монолитного железобетона. Спустя два десятка лет в информационной американской литературе мы нашли свидетельства американских специалистов о том, что наши ШПУ самые прочные в мире, а они только начали заниматься лабораторными испытаниями металлобетонных шахтных конструкций;

- мощный металлический аппаратурный отсек, к разработке которого он привлек академика Мельникова Н.П., разработчика котлов для атомной промышленности;

- сохранение отработанной газодинамической схемы старта и внутреннего диаметра ШПУ 4,2 м. Это потребовало «расчистки» газохода между стволом и контейнером. Как следствие, – создание системы амортизации рычажного типа, размещенной в нишах аппаратурного отсека;

- транспортно-пусковой контейнер с ампулизированной ракетой. Эта идея пересекается с его блестящей идеей размещения крылатой ракеты в контейнере.

Созданная сложная динамическая конструкция «ШПУ – система амортизации – ТПК – ракета» требовала новых методов расчета. Своим расчетным подразделением, кафедре М-2 МВТУ им. Н.Э. Баумана и филиалу № 2 Владимир Николаевич поручил их разработку в части характеристик СА, ТПК и поражающих факторов ЯВ и создание новой сквозной динамической задачи на базе балочных стержневых конструкций.

Созданные методы расчета позволили оценить работоспособность ШПУ нескольких поколений. Когда филиалу № 2 было поручено размещать в нашей ШПУ твердотопливную ракету разработки КБ

«Южное», мы обнаружили насколько подходы В.Н. Челомея к расчету динамических конструкций оказались впереди. И мы выступили учителями для этой кооперации.

В частности, в современных условиях стартующая ракета подвергается интенсивному нагружению от поперечных волн, что вызывает в поясах поперечных связей ракеты и контейнера чрезмерные нагрузки. Применение подходов, основанных на сквозных упруго-массовых методах, позволило добиться значительного – в несколько раз – снижения нагрузок за счет учета свойств упругости ракеты и контейнера.

В начале 90-х годов ОКБ «Вымпел» было поручено создание ШПУ для ракеты «Тополь-М». Новым был вид старта – минометный. Совместно с кафедрой СМ-8 нами создавался новый программный комплекс SADAS, позволяющий рассчитывать ТПК и ракету со связями между ними, как оболочечные конструкции.

Программный комплекс позволял на сравнительно простой вычислительной технике решать задачу передачи нагрузок в оболочечных конструкциях. В основе лежала та же идея В.Н. Челомея сквозного расчета. Этот программный комплекс мы с успехом применяли для расчета динамики РК «Булава», «Рокот», «Воздушный старт».

Уверенность в полученных результатах подтверждалась сходимостью с данными телеметрии, которая была нами организована для получения базы данных.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Секция 1.1.

И.И. Юрченко, И.Н. Каракотин, А.С. Кудинов
г. Москва ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

1.1.1.

ТУРБУЛЕНТНО-ЛАМИНАРНЫЙ ПЕРЕХОД НА ПОВЕРХНОСТИ РАКЕТ В УСЛОВИЯХ ВЫВЕДЕНИЯ

В работе представлены результаты проведения летного эксперимента по определению режима течения в пограничном слое на головном обтекателе и отсеках ракет космического назначения. Измерения проводились комплектами датчиков, включавших калориметры, датчики температуры поверхности и датчики давления. Переход определялся по резкому излому в показаниях калориметров и датчиков давления в отрывных течениях.

Получено, что турбулизация пограничного слоя происходит на сферическом носке головного обтекателя, где реализуется место местный максимум скоростного напора на границе пограничного слоя. В условиях вибрации корпуса ракет при работе маршевых двигателей и совместного влияния шероховатости поверхности на носовом скруглении головного обтекателя происходит уменьшение критического значения числа Рейнольдса перехода на порядок по сравнению с данными в аэродинамических трубах, на баллистических трассах и в свободном полете. Влияние механизмов турбулизации на носке, включающих подпитку возмущений пограничного слоя энергией вибраций корпуса при работе маршевых двигателей, распространяется на всю поверхность головного обтекателя до больших высот полета при выведении ракет. Получено, что переходный и ламинарный режим течения на поверхности устанавливается по всей поверхности головного обтекателя почти одновременно.

Наилучшую корреляцию всех данных летного эксперимента по переходу режима течения в пограничном слое обеспечил универсальный критерий перехода режима течения в пограничном слое для затупленных головных обтекателей число Рейнольдса $Re_{ek} = [\rho_e U_e k / \mu_e]_{TR} = const$. Существование турбулентного пограничного слоя на головном обтекателе при выведении ограничивается значением $Re_{ek} = 20 \pm 14$ и полная ламинизация пограничного слоя происходит при 6 ± 5 .

Влияние шероховатости, утопающей в толстом пограничном слое, на больших расстояниях от носка уменьшается и его влияние как основного дестабилизирующего фактора угасает. Усиление возмущений потока далее вдоль поверхности отсеков ракеты подчиняется механизму турбулизации, близкому к гладким поверхностям: возмущения в расширяющемся пограничном слое возрастают при воздействии энергии вибраций поверхности. Определены границы перехода на поверхности ракет с использованием критерия для гладких тел - числа Рейнольдса по толщине потери импульса Re_0 . Критерием перехода от переходного режима течения к турбулентному на поверхностях отсеков ракет является постоянное число Рейнольдса $Re\theta = 900 \pm 100$. Критерием отсутствия перехода режима течения и обтекания отсеков ламинарным пограничным слоем является постоянное число Рейнольдса $Re\theta = 200 \pm 50$.

Получена сшивка двух критериев на конце головного на длине $L/Rc\phi = 60$: местное число Рейнольдса $Re\theta$, рассчитанное по параметрам на границе пограничного слоя в данном сечении ракеты для ламинарного случая в случае турбулентного течения достигает значений 900, а в случае ламинарного течения составляет 200.

Л.И. Денисович, А.П. Тихонов
г. Королёв, ФГУП ЦНИИМАШ

1.1.2.

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПЕРЕХВАТА МБР НА АКТИВНОМ УЧАСТКЕ ПОЛЁТА ПО ТЕХНОЛОГИИ «ОБСТРЕЛ УДАЛЁННОЙ ЦЕЛИ» ПРО США

На основе анализа имеющейся информации о технических возможностях чувствительного элемента матрицы фотоприемника оптических головок самонаведения, применяемых для нацеливания боевой части противоракет системы ПРО США, оцениваются возможности перехвата МБР на активном участке полета. Рассмотрены возможности снижения вероятности перехвата МБР противоракетой, выводимой на участок самонаведения по технологии «обстрел удалённой цели» до величин $P < 0,1$, включая применение импульсных лазерных источников. Достигнутые характеристики твердотельных источников лазерного излучения с диодной накачкой (ТТЛДН) и оптоволоконных лазеров с диодной накачкой (ОВЛДН) делают перспективным их применение в системах функционального поражения (подавления) оптоэлектронных приборов различных оружейных систем, включая оснащение в перспективе отечественных МБР средствами индивидуального противо-

действия противоракетам с самонаводящимися кинетическими перехватчиками в составе ПРО США.

*В.И. Бзыта¹, Е.Г. Варюхин², К.А. Виноградов²,
А.В. Лаврищев², И.Д. Фисенко², А.С. Зайцев³, В.В. Конюков³*
г. Москва, 12 ГУ МО РФ¹
г. Сергиев Посад, ФГКУ «12 ЦНИИ» Минобороны России²
г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»³

1.1.3.

**АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ИСПЫТАНИЙ
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ НА БЕЗОПАСНОСТЬ
ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В УСЛОВИЯХ ВОЗДЕЙСТВИЯ
ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ПОЛЕЙ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ
СРЕДСТВ**

Современные образцы авиационной и ракетно-космической техники на всех этапах жизненного цикла подвергаются воздействиям электромагнитных полей (ЭМП) радиотехнических средств (РТС). Воздействия могут приводить к сбоям, ложным срабатываниям, отказам радиоэлектронной аппаратуры, а также стать причиной несанкционированного заедействования электрических средств инициирования образцов с аварийными или катастрофическими последствиями. Для исключения подобных случаев нормативными документами предусматривается экспериментальная оценка безопасности эксплуатации образцов техники в условиях воздействия ЭМП РТС.

Испытания техники на действие ЭМП РТС предполагают создание испытательных воздействий в широком диапазоне частот. Например, нормативные документы для образцов вооружения, военной и специальной техники предполагают создание воздействий в диапазоне частот от 1,5 МГц до 300 ГГц с шагом, не превышающим 10-15% от рассматриваемого диапазона [1]. При этом амплитуда воздействующего поля может варьироваться от единиц В/м до полутора тысяч В/м. Также необходимо изменять ориентацию объекта испытаний относительно магнитного и электрического векторов поля, проводить испытания с заземлением и (или) без заземления образца, а также с заземлением образца через эквивалент носителя и (или) человека. Испытания образцов техники на безопасность использования в условиях воздействия ЭМП РТС предполагают измерение токов, наведенных в опасных цепях объекта испытаний. Опасной цепью называют электрическое средство инициирования (пироболты, пиропатроны, электродетонаторы и т.д) и связанную с ним (предназначенную для его срабатывания) электрическую

цепь. Учитывая широкий частотный диапазон воздействующих ЭМП и то, что количество опасных цепей в современных образцах ракетно-космической техники может достигать нескольких сотен, общее число измерений параметров нагружения и реакции объектов испытаний может составлять десятки тысяч. Значительное количество испытательных воздействий и большой объем измерений приводят к тому, что испытания образцов на действие ЭМП РТС являются трудоемкими, дорогостоящими и требуют значительных временных затрат.

Разработанная АСУ была использована при проведении Государственных испытаний вертолета Ми-35М на безопасность эксплуатации в условиях воздействия ЭМП, что позволило сократить время проведения испытаний до 1 месяца (для сравнения аналогичные испытания вертолета МИ-24 1986 году проводились в течение 6 месяцев). Сокращение времени испытаний было достигнуто за счет автоматизации управления задающим генератором, усилителем мощности, а также за счет обработки в режиме реального времени информации, поступающей с измерителя напряженности поля и 40 датчиков наведенного тока.

*С.Б. Беркович, Н.И. Котов, А.Ю. Махаев,
А.В. Шолохов, Р.Н. Садеков*

г. Серпухов, МОУ «Институт инженерной физики»

1.1.4.

ПРИНЦИПЫ ПРИМЕНЕНИЯ СИСТЕМ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ В НАЗЕМНЫХ ИНТЕГРИРОВАННЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ

Статья посвящена обоснованию принципов применения систем технического зрения в задачах навигации наземных подвижных объектов.

Приведена классификация методов навигации с использованием средств технического зрения, представлены обобщенные алгоритмы обработки предварительной информации, алгоритмы комплексирования с данными от навигационно-геоинформационных систем.

Представлены результаты оценки погрешностей интегрированного решения, требования к приборному и программному обеспечению систем технического зрения, обоснованы принципы применения цифровых карт местности в навигационно-геоинформационных системах.

А.Ю. Луценко, Д.К. Назарова
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

1.1.5.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ И ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА В ТРАНЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ПРИ ОТСУТСТВИИ И НАЛИЧИИ БЛОЧНОГО СТРУЙНОГО ТОРМОЖЕНИЯ

Одним из способов торможения и управления при спуске возвращаемого аппарата и осуществлении мягкой посадки является применение тормозных двигательных установок (ТДУ), использующих эффект обратной тяги.

Проведен комплекс экспериментальных исследований взаимодействия транзвукового потока с блочными встречными струями, истекающими из сопел, расположенных на периферии лобового экрана моделей спускаемого аппарата (СА) сегментно-затупленной формы.

Структуры обтекания моделей СА транзвуковым потоком были получены экспериментально и численно. Расчет проводился с использованием открытой интегрируемой платформы для численного моделирования задач механики сплошных сред – OpenFoam на базе Web-лаборатории UniHub, реализованной в рамках программы «Университетский кластер». Получено хорошее согласование с экспериментом.

При обработке результатов экспериментов определялись суммарные коэффициенты продольной и нормальной сил и момента тангажа, рассчитанного относительно носка модели, при различных интенсивностях вдува и углах атаки.

Инжектируемые струи меняют структуру обтекания СА и способствуют перераспределению давления как на лобовой, так и на боковой поверхностях моделей. Результаты проведенных экспериментальных исследований показали, что инжектируемые с лобовой поверхности струи ТДУ приводят к трансформации структуры обтекания СА в транзвуковом потоке и к перераспределению давления по его поверхности, которое зависит от режимов обтекания, количества струй, их интенсивности и соотношения между геометрическими параметрами моделей и инжектируемых струй.

Для расчета транзвуковых течений возможно использование решателя RhoCentralFoam открытого пакета OpenFoam, который дает удовлетворительное согласование с экспериментом. В дальнейшем планируется осуществить моделирование обтекания аппарата с работающей тормозной двигательной установкой.

И.В. Акиншин¹, Е.Г. Варюхин¹, Е.А. Дубровин¹, В.И. Крайнюков²,
С.Н. Матюхевич¹, П.А. Сидорюк¹, В.Г. Стрыгин¹, А.В. Тетенькин¹
г. Сергиев Посад, ФГКУ «12 ЦНИИ» Минобороны России¹
г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»²

1.1.6.

**МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ИСПЫТАНИЙ
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ НА БЕЗОПАСНОСТЬ
ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В УСЛОВИЯХ ВОЗДЕЙСТВИЯ
ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ФАКТОРОВ ПРИРОДНОГО И
ТЕХНОГЕННОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ**

На различных этапах жизненного цикла ракетно-космическая техника (РКТ), входящая в состав ракетно-космических систем, подвергается воздействию электромагнитных факторов (ЭМФ) природного и техногенного происхождения, к которым относятся электромагнитные поля и токи молниевых и электростатических разрядов, электромагнитные поля, создаваемые радиопередающими средствами (РПС) и радиолокационными станциями (РЛС), высоковольтными линиями электропередачи (ВЛЭП), а также магнитные поля станций безобмоточного размагничивания кораблей (СБРК) и силового оборудования.

По этой причине проблема обеспечения безопасности использования ракетно-космической техники (РКТ) в условиях воздействия электромагнитных факторов природного и техногенного происхождения на сегодняшний день является актуальной и ее актуальность с каждым годом неуклонно возрастает сразу по нескольким причинам [1].

Во-первых, повышается роль радиоэлектронных систем, электронного и электротехнического оборудования в выполнении функций, необходимых для безопасного запуска и обеспечения штатного функционирования РКТ.

Во-вторых, повышается чувствительность современной элементной базы к воздействию электромагнитных факторов различного происхождения.

В-третьих, при разработке новых образцов РКТ широко применяются композитные материалы, что приводит к ухудшению экранирующих свойств их корпусов.

Оценка безопасности использования РКТ в условиях электромагнитных воздействий проводится в ходе наземных испытаний с использованием специально разработанных установок-имитаторов, позволяющих реализовать апробированные методы испытаний.

В настоящее время широко используется метод испытаний на пониженных уровнях воздействующих ЭМФ с измерением наведенных токов (выделившихся энергий) во внутренних цепях объектов испытаний и последующим пересчетом на требуемые уровни воздействия. Использование данного метода снижает требования к мощности средств воспроизведения ЭМФ, однако требует наличия достаточно чувствительных средств измерений наведенных токов (выделившихся энергий) во внутренних цепях объектов испытаний.

Этим требованиям удовлетворяет разработанная в ФГКУ «12 ЦНИИ» Минобороны России многоканальная оптоэлектронная автоматизированная измерительная система наведенных токов и энергий, которая позволяет выполнять измерения действующего значения наведенных токов в диапазоне 0,1 -100 мА на частотах от 10 кГц до 40 ГГц, а также при импульсных воздействиях выделившихся энергий в диапазоне 0,1 – 750 мкДж. Погрешность измерений энергий и токов не более $\pm 20\%$.

Принцип построения измерительной системы – модульный, до 16 измерительных каналов в одном модуле. Размеры первичных измерительных преобразователей на основе пирозлектрического эффекта позволяют устанавливать их в ограниченных объемах корпусов практически любых используемых в РКТ электрических средств иницирования. Измерительная система наведенных токов позволяет проводить измерения в реальном масштабе времени, устойчива к воздействию испытательных ЭМФ и сохраняет работоспособность и метрологические характеристики как при испытаниях в установках-имитаторах ЭМФ, так и в условиях полигонных испытаний.

Разработанная измерительная система аттестована и внесена в специальный раздел Государственного реестра средств измерений, что позволяет проводить испытания по оценке безопасности использования РКТ в условиях воздействия ЭМФ различного происхождения с помощью существующих на сегодняшний день установок-имитаторов.

В настоящее время наиболее представительной экспериментально-испытательной базой в нашей стране по составу имитаторов и номенклатуре воспроизводимых воздействий является база ФГКУ «12 ЦНИИ» Минобороны России. Она включает в себя комплексы установок-имитаторов, воспроизводящих электромагнитные поля РПС и РЛС, ВЛЭП, поля и токи молниевых и электростатических разрядов, магнитные поля СБРК и силового оборудования.

Технические возможности установок-имитаторов электромагнитных полей РПС и РЛС позволяют при испытаниях РКТ воспроизводить гармонические поля со следующими параметрами:

в частотном диапазоне 1,5 – 30 МГц напряжённость электрического поля в испытательном объёме несимметричной полосковой линии с высотой подвеса 2 м – до 650 В/м;

в частотном диапазоне 30 – 60 МГц напряжённость электрического поля в испытательном объёме несимметричной полосковой линии с высотой подвеса 2 м – до 450 В/м;

в частотном диапазоне 55 – 1000 МГц напряжённость электрического поля, формируемого на расстоянии 4 м от логопериодической антенны на высоте 2 м – до 250 В/м;

на частоте 995 МГц плотность потока энергии на расстоянии 2 м от среза рупорной антенны в режиме непрерывного излучения составляет не менее 800 Вт/м²;

на частоте 3 ГГц плотность потока энергии на расстоянии 2 м от среза рупорной антенны в режиме непрерывного излучения составляет не менее 1050 Вт/м²;

в частотном диапазоне 1 – 2,5 ГГц плотность потока энергии на расстоянии 2 м от среза рупорной антенны в режиме непрерывного излучения составляет не менее 1200 Вт/м²;

в частотном диапазоне 7 – 18 ГГц плотность потока энергии на расстоянии 2 м от среза рупорной антенны в режиме непрерывного излучения составляет не менее 1350 Вт/м².

Для контроля параметров воспроизводимых гармонических ЭМП используется оптоволоконный измеритель электромагнитных излучений ПЗ-40 с комплектом измерительных антенн АП-1, АП-2, АП-3, который позволяет измерять в частотном диапазоне 30 кГц - 300 МГц напряжённость электрического поля с амплитудой 10 В/м - 2 кВ/м, а в частотном диапазоне 300 МГц - 40 ГГц – плотность потока энергии ЭМП с уровнями $2,6 \cdot 10^{-3}$ - 10^4 Вт/м².

При транспортировании наземным транспортом образцы РКТ могут подвергаться воздействию электромагнитных полей ВЛЭП, параметры которых варьируются в зависимости от типа высоковольтной линии, высоты ее подвеса и т.п. Технические возможности установок-имитаторов позволяют воспроизводить максимально жесткие параметры воздействия, которые составляют в рабочем режиме по напряженности электрического поля $E = 25$ кВ/м с частотой 50 Гц и длительностью воздействия 5 минут. В аварийном режиме работы ВЛЭП, когда происходит обрыв и короткое замыкание одной из фаз на землю, воспроизводится электрическое поле $E = 30$ кВ/м и магнитное поле $H = 3000$ А/м. Кроме того, для имитации обрыва, а также автоматического включения и выключения ВЛЭП моделируется скорость изменения напряженности магнитного поля $dH/dt = 600$ кА/(м·с) при длитель-

ности воздействия, определяемой временем срабатывания аварийной защиты 0,07-0,1 с.

Для испытаний образцов ракетной техники корабельного базирования с помощью существующих установок-имитаторов могут воспроизводиться магнитные поля СБРК в рабочем режиме (220 знакопеременных трапециевидных импульсов магнитного поля длительностью от 1 с до 9 с и амплитудой до 8 кА) и в случае нарушения рабочего режима (одиночный импульс магнитного поля с амплитудой 8 кА, длительностью фронта не более 0,1 с и длительностью импульса на уровне 0,5 – 1 с). В случае рабочего режима длительность фронта импульсов не превышает 1 с, а длительность паузы между соседними импульсами разных знаков – от 5 с до 10 с.

Дополнительно установками-имитаторами могут воспроизводиться постоянные (400 А/м) и переменные магнитные поля силового оборудования носителя с частотой 50 Гц или 400 Гц и амплитудой 80 А/м.

Наиболее часто образцы РКТ подвергаются воздействию импульсных токов при разрядах статического электричества. Эти разряды могут происходить либо непосредственно с человека при эксплуатации образцов либо при погрузочных (разгрузочных) работах и транспортировании образцов наземным (авиационным) транспортом. При этом разряд статического электричества на образец может происходить либо непосредственно с транспортного средства либо с участием человека. Параметры тока разрядов статического электричества зависят от потенциала, обусловленного накоплением зарядов при электризации тела человека (транспортного средства) и образца, их собственной емкости и общего сопротивления разрядному току.

Технические возможности комплекса установок-имитаторов разрядов статического электричества позволяют воспроизводить наиболее жесткие параметры напряжения электростатического разряда U и электрической цепи этого разряда (разрядная емкость C и разрядное сопротивление R). Комплекс установок позволяет моделировать разряд с человека на образец ($U = 25$ кВ, $C = 25$ нФ), разряд с транспортного средства на образец: в случае транспортирования наземной техникой на колесном ходу напряжение разряда $U = 100$ кВ, самолетом - $U = 200$ кВ, вертолетом - $U = 300$ кВ. При этом для всех случаев значение разрядной емкости составляет $C = 1$ нФ и моделируется как разряд непосредственно с корпуса транспортного средства на корпус заземленного образца ($R = 0,5$ Ом), так и разряд через тело человека ($R = 500$ Ом).

Существующие установки-имитаторы токов молниевых разрядов позволяют воспроизводить при испытаниях РКТ импульс тока основного удара молнии (амплитуда 200 кА, длительность фронта 3 мкс и длительность импульса на полувысоте 100 мкс), ток паузы (переносимый заряд 200 Кл током с амплитудой 0,2-1 кА за время 0,2-1 с) и импульс тока повторного разряда (амплитуда 100 кА, длительность фронта 0,2 мкс и длительность импульса на полувысоте 50 мкс). Другой комплекс электроразрядных установок позволяет воспроизводить раздельно вертикальную составляющую электрического поля (амплитуда 200 кВ/м, длительность фронта 0,4 мкс и длительность импульса 10 мкс) и магнитное поле (амплитуда 2000 А/м, длительность фронта 0,25 мкс и длительность импульса 100 мкс) близкого молниевых разряда.

Необходимо отметить, что кроме стационарных имеются имитаторы ЭМФ природного и техногенного происхождения в мобильном варианте, что позволяет проводить испытания в местах дислокации объектов испытаний.

Параметры полей и токов, создаваемые установками-имитаторами при проведении испытаний образцов РКТ на безопасность использования в условиях воздействия молниевых разрядов и разрядов статического электричества, магнитных полей станций безобмоточного размагничивания и высоковольтных линий электропередачи, полей радиотехнических средств контролируются с помощью специально разработанных средств измерений и многоканальных измерительных комплексов.

Все имитаторы, измерительные системы и средства измерений имеют аттестаты и свидетельства, подтверждающие их технические и метрологические характеристики. Методики измерения параметров воздействующих ЭМФ и реакции объектов испытаний аттестованы в соответствии с требованиями ГОСТ Р 8.563-96.

Таким образом, технические возможности имеющихся на экспериментально-испытательной базе ФГКУ «12 ЦНИИ» Минобороны России установок-имитаторов и средств метрологического обеспечения позволяют в полном объеме проводить испытания РКТ на безопасность использования в условиях воздействия электромагнитных факторов природного и техногенного происхождения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Борисов М. Б. Воздействие внешних электромагнитных полей высокой интенсивности на бортовое оборудование ВС: Сборник № 311 (юбилейный выпуск) научных трудов ГосНИИ ГА. – ГосНИИ ГА, 2010. с. 75 - 86.

А.Ф. Георгиев

г. Москва, ООО «Сименс Индастри Софтвер»

1.1.7.

МОДЕЛЬНО-ОРИЕНТИРОВАННЫЙ ПОДХОД В ПРОЕКТИРОВАНИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Современные тенденции в развитии ракетно-космической техники показывают, что системы летательных аппаратов (ЛА) становятся все сложнее. Традиционные подходы в проектировании систем ЛА, основанные на принципе декомпозиции систем, зачастую приводят к проблемам. Например, каждая система по отдельности работает, и параметры ее удовлетворяют требованиям, но при комплексировании нескольких систем возникают проблемы совместимости или характеристики не отвечают предъявляемым требованиям. Это выливается в задержки сроков проекта и большие экономические затраты.

Современные подходы в проектировании систем сложных технических изделий основываются на рассмотрении всех систем как одной комплексной (недекомпозируемой) системы (КС). Поэтому необходим переход от изолированного проектирования отдельных систем, для которых задаются граничные условия в виде статических или квази-статических функций, к проектированию, основанному на использовании многодисциплинарных динамических моделей – процессных моделей.

Процессные модели «собираются» в единую динамическую модель комплексной системы ЛА на основе, разработанной для нее, модели архитектуры – скелетона.

Процесс проектирования, основанный на передаче моделей, называется модельно-ориентированным подходом.

Единая динамическая модель комплексной системы сопровождает разработку ЛА на всех стадиях проектирования и развивается по мере проработки подсистем и их компонентов. Поэтому для реализации модельно-ориентированного подхода необходима соответствующая среда проектирования, которая будет внедрена в рамках предприятия или распределенного предприятия.

В качестве такой среды проектирования выступает открытая система Amesim, имеющая интерфейсы ко многим системам (Matlab/Simulink, LabView, VL.Motion и др.) и система хранения данных и управления моделями и их конфигурациями SysDM/SystemSynthesys.

Создание полноценной динамической модели комплексной системы ЛА на самых ранних этапах проектирования, позволяет суще-

ственно уменьшить и даже исключить проблемы взаимодействия подсистем, как на этапе натурного моделирования, так и на этапе создания прототипа летательного аппарата и успешно выйти на сертификационные испытания.

*В.Н. Бражко¹, С.М. Дроздов¹, В.Е. Мошаров¹, А.С. Скуратов¹,
Д.С. Федоров¹, В.В. Горбатенко², П.А. Лехов², Я.Н. Чибисов²*
г. Жуковский, ЦАГИ¹
г. Москва, ГКНПЦ им. М.В. Хруничева²

1.1.8.

АЭРОДИНАМИКА И ОСОБЕННОСТИ ТЕПЛООБМЕНА НОВОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ С КРЫЛАТЫМИ ВОЗВРАЩАЕМЫМИ БЛОКАМИ 1 СТУПЕНИ

В настоящее время в России активно ведутся работы по созданию ракет-носителей (РН) нового поколения для доставки в космос людей и грузов. Наряду с одноразовыми РН семейства “Ангара”, ГКНПЦ им. Хруничева разрабатывает принципиально новую ракету-носитель с крылатыми возвращаемыми блоками 1 ступени (ВРБ). ЦАГИ принимает активное участие в этом проекте в части проведения аэродинамических испытаний, численного моделирования обтекания РН, в исследовании динамики полета РН и прочности ее конструкции.

Компоновка новой РН отличается применением многоблочной схемы с параллельным соединением крылатых боковых блоков, сопоставимых с центральным блоком размеров (пакетная схема). Это рождает серьезные проблемы аэродинамической интерференции блоков, когда на конструкции РН появляются области пиковых аэродинамических нагрузок, которые часто имеют нестационарный характер поведения. В гиперзвуковом диапазоне скоростей проблемы аэродинамики этих сложных компоновок усугубляются тепловым воздействием, которое тоже характеризуется наличием областей пиковых нагрузок.

Цель данной работы – экспериментальное определение посадочных аэродинамических характеристик крылатых ВРБ, особенностей гиперзвукового обтекания и теплообмена полной компоновки перспективной ракеты-носителя и ее блоков ВРБ, выявление областей и элементов конструкции, подверженных повышенным тепловым нагрузкам, разработка рекомендаций по защите РН от этих нагрузок. Посадочные ($M=0.14$) аэродинамические характеристики крылатых ВРБ исследованы в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-103. Гиперзву-

ковые испытания проведены в ударной аэродинамической трубе ЦАГИ УТ-1М при числе Маха $M_\infty=6$ (рис.1) и большой гиперзвуковой аэродинамической трубе ЦАГИ Т-117 при $M_\infty=7.5$ (рис.2). Применялись следующие экспериментальные методы: визуализация поля течения (метод шелковинок, метод Теплера, интерферометр); весовые измерения, измерение теплового потока на модели методом термоиндикаторов плавления и TSP-методом (люминофоры). В докладе приведены и проанализированы наиболее интересные результаты исследований.



рис. 1 Модель полной РН в УТ-1М

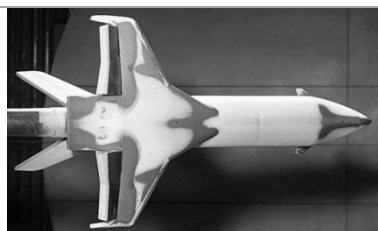


рис. 2 Модель ВРБ в Т-117.

А.Л. Войцеховский, И.А. Теплякова, В.В. Перишин, А.А. Ларин
г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

1.1.9.

ГАБАРИТНО-ВЕСОВОЙ МАКЕТ КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ

Габаритно-весовой макет крылатой ракеты в транспортно-пусковом контейнере (ГВМ) необходим для проведения примерочных испытаний при изготовлении самоходных пусковых установок и транспортно-заряжающих машин.

В рамках проекта было проведено техническое проектирование, опытно-конструкторские работы, разработка и выпуск конструкторской документации на ГВМ. Отработана методология изготовления ГВМ. Корпус ГВМ изготовлен на основе использованного транспортно-пускового контейнера. Для имитации массово-центровочных характеристик ГВМ использовались сыпучие материалы. Это значительно сократило стоимость и время изготовления ГВМ. Разработана уникальная методика расчета габаритно-массовых характеристик ГВМ. Разработана технология засыпки сыпучих материалов в корпус ГВМ, позволяющая гарантировать соблюдение массово-центровочных характеристик.

Благодаря отсутствию в проектируемой конструкции блоков электроники, электромеханики и др. систем появилась возможность организовать работу по методу скоростного проектирования. Метод скоростного проектирования разработан под руководством советского конструктора артиллерийских систем В.Г. Грабина, при котором конструкторы и технологи работают совместно, а в нашем случае и сборочное производство. Это позволило выполнить проект в оптимальные сроки. Конструкторы и технологи сопровождали все этапы изготовления и сборки ГВМ.

ГВМ используется для отработки операций погрузки-выгрузки крылатой ракеты, тренировки и обучения личного состава эксплуатирующего СПУ и ТЗМ, проведения рекламно-выставочных мероприятий.

Д.Н. Кулаков, А.И. Сорокин, А.В. Задворный,

И.П. Ильин, П.М. Танаев

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

1.1.10.

СОЗДАНИЕ СТЕНДА ДЛЯ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ ЭЛЕКТРОГИДРОКОМПЛЕКСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Практически любой проект по созданию ракетной техники требует всесторонней проверки и отработки вновь создаваемого изделия. При этом одним из главных и ответственных направлений в проектировании является отработка контура управления изделием.

Настоящая работа посвящена созданию стенда для наземной экспериментальной отработки электрогидравлического комплекса (ЭГК) летательного аппарата (ЛА). ЭГК предназначен для обеспечения перемещения органов управления с требуемыми угловыми скоростями по сигналам системы управления при автономной работе изделия. При этом стенд предназначен для автономной отработки ЭГК, моделирования основных режимов его работы в составе ЛА и подтверждения характеристик при совместном функционировании систем и агрегатов комплекса.

Задачами создания стенда для наземной экспериментальной отработки ЭГК ЛА являлись:

- всесторонняя проверка вновь создаваемого контура управления ЛА, имеющего в своем составе новые приборы системы управления и гидравлические рулевые привода;

- снятие характеристик рулевого тракта на соответствие заданной (расчетной) модели на разных режимах работы ЭГК;
- параметрический контроль приборов (блоков) усилителей-преобразователей управления рулевыми приводами, выявление отклонений заданных характеристик;
- определение запасов (границ) работоспособности с проведением параметрического анализа;
- отработка привода рулевых органов ЛА без нагрузки и с нагрузкой в условиях близких к условиям эксплуатации.
- отработка методики заправки гидросистемы изделия рабочей жидкостью.

В процессе работы все поставленные задачи были успешно решены. Созданный стенд включил в себя три автоматизированных рабочих места на базе ПК, объединенных в единую сеть; практически полный штатный приборный состав контура управления ЛА, связанной кабельной сетью с комплексом датчиков телеметрической информации. В рамках данной работы был разработан имитатор СУ, представляющий собой имитатор штатной системы управления в части выдачи управляющих сигналов с огибающей произвольной формы, кодированных в виде ШИМ-импульсов требуемой частоты и амплитуды.

Итогом работы стал ввод стенда в эксплуатацию и проведения на нём отработки ЭГК ЛА. На стенде были смоделированы условия работы, соответствующие всем возможным режимам эксплуатации с реализацией реальной циклограммы и внешних нагрузок. По результатам отработки ЭГК ЛА допущен к натурным испытаниям.

М.И. Дьяченко, А.Н. Темнов

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

1.1.11.

ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ СИСТЕМЫ ПЕРЕРАСПРЕДЕЛЕНИЯ ТОПЛИВА В РН С ОДНОКОМПОНЕНТНЫМ ЖРД

Улучшение энергетических характеристик РН пакетной схемы является одной из актуальных проблем современных средств выведения. Для повышения энергомассовых свойств второй ступени РН пакетной схемы предлагается [1, 2] перераспределение топлива из бака первой ступени в бак второй во время совместной работы ступеней. Реализация эффекта перераспределения может быть осуществлена с помощью бустерного насоса, установленного в нише центрального бака.

Наличие насоса приводит к возникновению дополнительных гидросвязей между центральным и боковыми блоками.

Данная работа посвящена исследованию динамических процессов в упрощённой математической модели многоступенчатой РН на активном участке траектории. РН состоит из однородных центрального и боковых блоков, трубопроводов перераспределения, топливных магистралей, двигателей и бустерного насоса перераспределения.

Математическая модель включает в себя систему гидродинамических уравнений, описывающих динамические процессы в агрегатах и элементах РН как в системе с сосредоточенными параметрами. Математическая модель представляет собой систему линеаризованных дифференциальных уравнений второго порядка. Система состоит из уравнений сохранения расхода топлива в центральном и боковых баках; уравнений движения топлива в расходных магистралях и магистралях перераспределения; уравнений для изменения давления в бустерном насосе; уравнений ЖРД и уравнений для обобщённых координат продольных колебаний центрального и боковых блоков.

Продольные колебания РН являются потенциально наиболее опасными и при определенных условиях могут вызвать колебания давления в камере сгорания и привести к эффекту Пого. При исследовании устойчивости продольных колебаний допускается, что одновременное опорожнение четырех боковых блоков через расходные магистрали в двигатели боковых блоков и магистрали перераспределения в центральный блок происходит синхронизировано. Предполагается, что упругие связи между центральным и боковыми блоками воспринимают только продольные возмущения.

ЛИТЕРАТУРА

1. В.Е. Нестеров, А.И. Кузин, Ю.О. Бахвалов, А.А. Николаев, И.А. Биркин, В.А. Гордеев. Исследование энергомассовой эффективности ракетносителей с использованием перелива топлива – Авиакосмическая техника и технология. № 3, 2010, с. 13-24.
2. В.А. Гордеев, В.А. Жуков, В.К. Завадский, В.П. Иванов, Е.Б. Каблова, Л.Г. Кленовая, М.Ю. Мозжорина. Принципы построения и структурные схемы систем управления расходом топлива и наддува баков РН с гидравлическими связями между боковыми и центральным блоками – Научно-технические разработки ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. М.: Машиностроение, 2010. С. 331-337

А.Н. Логинов, Е.А. Стирин, М.А. Тихомиров
г. Москва, ОАО «МКБ «Искра»

1.1.12.

**МОДЕЛИРОВАНИЕ И РАСЧЁТ ХАРАКТЕРИСТИК
ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ ГАЗОГЕНЕРАТОРА
КОМБИНИРОВАННОГО РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНОГО
ДВИГАТЕЛЯ**

В статье рассмотрены вопросы математического моделирования характеристик потока рабочего тела в камере сгорания газогенератора и канале регулятора расхода топлива при помощи численного решения уравнений внутренней баллистики в нестационарной постановке и расчётов в CFD. Приведены примеры результатов такого расчёта.

Основными узлами КРПД-Т являются воздухозаборное устройство (ВЗУ), газогенератор твёрдого топлива, регулятор расхода топлива, камера дожигания с зарядом стартового двигателя и соплом. Сигнал заданного расхода преобразуется в потребный угол поворота привода регулятора расхода. Поворот привода изменяет площадь сопловых отверстий регулятора, и как следствие, вызывает изменение давления и расхода маршевого топлива. Газифицированные продукты неполного сгорания твёрдого топлива заряда газогенератора, пройдя через регулятор расхода топлива, попадают в камеру дожигания, где догорают в потоке воздуха из ВЗУ.

Результаты предварительного баллистического расчёта газогенератора используются в качестве исходных данных для моделирования течения в регуляторе расхода топлива. Объектом исследования являются узел регулирования расхода продуктов газогенерации. Регулирование расхода продуктов газогенерации осуществляется путём изменения площади проходного сечения в центральном отверстии соплового вкладыша с помощью перемещения центрального тела вдоль оси регулятора.

ЛИТЕРАТУРА

1. Sanford Gordon, Bonnie J. McBride: Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications. 1. Analysis, NASA Reference Publication 1311, October 1994г.
2. Сорокин В.А, Яновский Л.С: Ракетно-прямоточные двигатели на твёрдых и пастообразных топливах. Основы проектирования и экспериментальной отработки, ФИЗМАТЛИТ 2010г.
3. MATLAB R2013a documentation. User guide.
4. Robert D. Zucker, Oscar Biblarz: Fundamentals of gas dynamics. Second Edition, John Wiley & Sons, INC. 2002
5. Philip J. Pritchard: Fox and McDonald's introduction to fluid mechanics. 8'th edition, John Wiley & Sons, INC. 2011

Секция 1.2.

Л.М. Зелёный¹, С.И. Климов¹, В.Г. Родин¹, Г.Ф. Реш², В.Н.Ангаров¹,
А.А.Лизунов², В.Н.Назаров¹, А.П.Папков³
г. Москва, ИКИ РАН¹; г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»²;
г. Калуга, НИЛАКТ ДОСААФ³

1.2.1.

АКАДЕМИЧЕСКИЙ МИКРОСПУТНИК “ЧИБИС-М”

Микроспутниковая платформа «Чибис»

Более чем десятилетний опыт разработки и изготовления микроспутников, накопленный в ИКИ РАН, позволил по-новому взглянуть на проблемы разработки базовых конструкций и компоновочных решений при создании МС "Чибис-М".

Первой задачей стало создание общего базового несущего конструктива–трансформера, который отвечает требованиям решаемой научной задачи и ограничениям, определяемым схемой выведения МС на орбиту с помощью ракеты-носителя в качестве попутного груза к основной полезной нагрузке. В нашем случае, это ракета-носитель "Союз" и транспортно-грузовой корабль "Прогресс".

Были проведены компоновочные работы по оптимальному (с точки зрения научной задачи) размещению научных приборов на базовом конструктиве-трансформере в последовательности, определяемой важностью получаемой от прибора научной информации.

Затем была проведена компоновка блоков и приборов комплекса служебной аппаратуры (КСА) МС "Чибис-М". КСА обеспечивает функционирование всех систем и приборов МС "Чибис-М" в автономном орбитальном полете. Сложность компоновочных работ заключалась в обязательном учете моментов инерции всех систем и сведении их в заданную точку центра масс МС.

КСА состоит из:

- базового конструктива-трансформера (механический конструктив МС);
- бортового комплекса управления БКУ, включающего систему электропитания СЭП, командную и телеметрическую радиoliniи и навигационную аппаратуру НАП;
- системы трехосной ориентации и стабилизации СОС, включая датчики определения ориентации (солнечные датчики, магнитометр) и исполнительные устройства, обеспечивающие требуемые развороты МС (по трем осям) в орбитальном полете вокруг центра масс, а также трехосную стабилизацию в заданном положении (гравитационные штанги, двигатели-маховики, электромагнитные устройства (ЭМУ));

- пассивной системы обеспечения требуемого теплового режима (спецпокрытия).

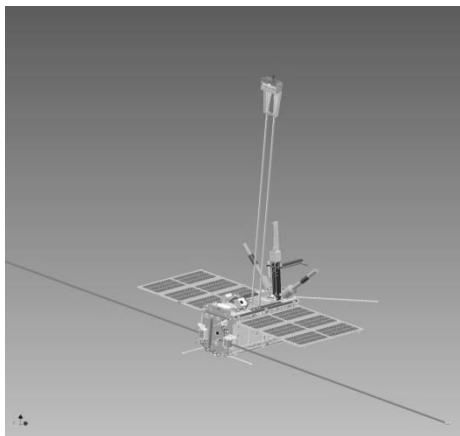


Рисунок 1. Общий вид микроспутника "Чибиc-M".

В ходе работ, проведенных в ИКИ РАН совместно с кооперацией, академический МС "Чибиc-M" (рис. 1) был изготовлен и прошёл в 2011г. полный цикл наземных испытаний вместе с комплексом научной аппаратуры.

*В.Н. Зимин, А.В. Крылов, В.Е. Мешковский, А.Н. Сдобников,
Ф.Р. Файзуллин, С.А. Чурилин*
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

1.2.2.

ОСОБЕННОСТИ РАСЧЕТА РАСКРЫТИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОНСТРУКЦИЙ РАЗЛИЧНЫХ КОНФИГУРАЦИЙ

Создание больших космических конструкций сопряжено с решением ряда технических и механических проблем, обусловленных уникальностью объектов, характерной особенностью которых является сочетание противоречивых требований увеличения габаритных размеров и обеспечения достаточной жесткости при весьма ограниченной массе силового каркаса. Как правило, такие конструкции устанавливаются на космические орбиты в сложенном транспортном состоянии и дальнейшее приведение их в рабочее положение связано с реализа-

цией процесса раскрытия. Реализация раскрытия трансформируемых систем связана с решением трудных задач механики конструкций, обеспечивающих необходимые рабочие характеристики проектируемых космических конструкций. Несмотря на достигнутые значительные успехи в области проектирования таких конструкций, важной остается задача обеспечения плавного и надежного раскрытия трансформируемых крупногабаритных конструкций, состоящих из десятков, сотен и даже тысяч взаимосвязанных между собой элементов, при гарантированном обеспечении их последующего функционирования.

Исследование различных вариантов конструктивных решений крупногабаритных трансформируемых космических систем было начато за рубежом и в СССР при подготовке новых космических программ в конце 60-х годов. Одним из важных и бурно развивающихся направлений в области создания крупногабаритных трансформируемых систем является разработка космических антенн, устанавливаемых на космических аппаратах (КА) различного назначения.

Ведущими аэрокосмическими фирмами США были предложены несколько вариантов конструкций, отражающих, как правило, опыт фирмы в разработках подобных конструкций. По способу формирования отражающей поверхности крупногабаритные космические антенны можно условно разделить на четыре типа: вантовые, зонтичные, ферменные и надувные. Вантовые конструкции используют жесткий складной периферийный кольцевой обод. Параболические поверхности таких конструкций формируются пространственной системой вант (тросов). Две одинаковые системы тросов, закрепленных на кольцевом силовом ободе, образуют сетчатые параболические поверхности с ячейками треугольной формы. При этом третья система тросов объединяет эти сетчатые поверхности в характерных точках в единую пространственную систему. На одной из сетчатых параболических поверхностей крепится отражающее сетеполотно. Зонтичные антенны, как правило, состоят из жесткой центральной части, к которой крепится система радиальных ребер, поддерживающих отражающую поверхность. Этот тип антенн привлек наибольшее внимание исследователей своей простотой и возможностью создания на их основе различных гибридных конструкций. Зонтичные антенны с жесткими ребрами требуют для своего складывания шарнирных устройств. Зонтичная антенна с гибкими ребрами может быть свернута вокруг центральной части, что обеспечивает малые габариты укладки и малый вес. Антенны ферменной конструкции состоят из трехмерного пространственного каркаса и крепящейся к нему отражающей поверхности. Опорную конструкцию составляют базовые структурные элементы (тетраэдры),

благодаря чему несущий силовой каркас приобретает необходимую жесткость и прочность в развернутом состоянии, и обеспечивают малые габариты в сложенном состоянии. Каркас состоит из шарнирно соединенных складывающихся и диагональных жестких стержней. Складывающиеся стержни образуют две поверхности, одна из которых является рабочей. К узлам каркаса крепится отражающая поверхность, обычно изготавливаемая из металлической сетки. Началом использования надувных конструкций в космической технике принято считать 60-е годы прошлого столетия, когда в США были выведены на околоземную орбиту спутники связи "Эхо-1" и "Эхо-2". К настоящему времени в России проведены натурные эксперименты:

– эксперимент "Модель-2" по разворачиванию на орбите крупногабаритных антенных кольцевых контуров диаметром 20 м (грузовой космический корабль (КК) "Прогресс-28"); масса контура 40 кг;

– эксперимент "Знамя-2" по раскрытию на орбите пленочного бескаркасного отражателя диаметром 10 м (КК "Прогресс М-15"); масса пленочного отражателя 4,2 кг, масса агрегата раскрытия с контейнером 40 кг.

Преимущества надувных конструкций из тканевых и пленочных материалов перед конструкциями, выполняемыми по классическим схемам, состоят в том, что на орбиту выводится легкая и компактно уложенная в контейнере система, которая после наполнения ее рабочим газом разворачивается и принимает проектную форму. При этом габаритные размеры развернутых надувных конструкций могут достигать внушительных размеров – десятков и сотен метров, что реализовать при раскрытии традиционных механически трансформируемых систем является трудно выполнимой задачей. В сочетании с технологиями отверждения открываются реальные перспективы создания выигранных по стоимости и массе объектов космической техники различного целевого назначения. Эти технологии пока не заняли надлежащего места в официальной космической индустрии и находятся на стадии разработки и совершенствования.

Для решения актуальных задач по созданию трансформируемых крупногабаритных космических конструкций антенн требуется проведение научных исследований и разработок в части развития методов математического моделирования таких конструкций.

Основными показателями трансформируемых космических систем являются точность воспроизведения требуемого профиля рабочей формы после разворачивания, высокая надежность раскрытия из транспортного состояния в рабочее положение и геометрическая стабильность при функционировании в течение достаточно длительного срока

активного существования на орбите. Необходимо отметить, что раскрытие трансформируемых космических конструкций на орбите с целью проверки их работоспособности в условиях функционирования связано с большими материальными затратами. Полная экспериментальная отработка процесса раскрытия трансформируемых полноразмерных конструкций и принятия ими необходимой формы в наземных условиях сопряжена с рядом принципиальных трудностей. Они связаны с невозможностью одновременно устранить влияние силы тяжести и сил сопротивления среды. Поэтому в наземных условиях с наименьшими материальными затратами можно проводить эксперименты по раскрытию лишь на моделях или отдельных элементах полноразмерных конструкций. Таким образом, расчет раскрытия крупногабаритных трансформируемых конструкций различных конфигураций является важным этапом их создания. В ходе проведения наземной отработки таких конструкций не удастся в достаточной мере воспроизвести реальные условия процесса раскрытия и оценить надежность и работоспособность системы развертывания, отказ или нештатное функционирование которой практически всегда гарантирует возникновение аварийных ситуаций. Добротность заложенных в конструкцию технических решений на стадии проектирования трансформируемой системы позволяет оценить математическое моделирование этапов раскрытия и принятие требуемого профиля развертываемой конструкции. Моделирование дает возможность проанализировать различные схемы раскрытия, выявить их преимущества и возможные недостатки. Разработанная модель должна обеспечивать как быстрое и эффективное выполнение расчетов параметров конструкций, так и качественный анализ различных вариантов их укладки в транспортное состояние с последующим развертыванием в рабочее положение на орбите.

Приведение трансформируемой конструкции в рабочее положение может состоять из нескольких этапов, для численного анализа которых необходимо использовать современные пакеты моделирования динамики многокомпонентных механических систем, такие как EULER и Adams. В результате расчетов с использованием созданных моделей в данных комплексах можно определить следующие характеристики, описывающие динамику процесса: скорость и время развертывания; формы промежуточных положений, принимаемые конструкцией при раскрытии; динамические нагрузки на элементы трансформируемой конструкции.

Процесс развертывания трансформируемых конструкций индивидуален для каждого изделия, тем не менее, можно определить общий подход к построению моделей их развертывания. Для расчетов

принимается простая, достаточно хорошо учитывающая особенности конструкций расчетная схема в виде системы абсолютно твердых тел, связанных между собой шарнирными узлами. Массы и моменты инерции твердых тел принимаются равными массам и моментам инерции реальных звеньев каркаса. При определенном относительном положении смежных звеньев во время раскрытия на них накладываются связи, ограничивающие их взаимное угловое смещение. Технически связи выполняются в виде различного рода упоров, которые моделируются упругими и демпфирующими элементами с соответствующими характеристиками. Пружины кручения, расположенные в шарнирах, также моделируются упругими и демпфирующими элементами. Силовая характеристика каждого упругодемпфирующего элемента определяется соответствующим соотношением. Когда угол раскрытия смежных звеньев достигает определенного значения, соответствующего их рабочему положению, происходит постановка звеньев на упоры. Постановка на упор моделируется упругим и демпфирующим элементами с нелинейной зависимостью момента от угла развертывания. В процессе движения смежные звенья модели могут совершать вращение навстречу друг другу и соприкаться. В модели предусмотрены упоры, препятствующие контакту звеньев. Они представлены упругими элементами с нелинейной зависимостью момента от угла развертывания. Моделирование раскрытия трансформируемых космических конструкций было приведено на примерах складного антенного рефлектора ферменного типа апертурой 3х6 м; складных плоских антенных контуров диаметром 5 м и 20 м; складного пространственного калибровочного отражателя диаметром 3 м.

Создание крупногабаритных трансформируемых в условиях полета космических конструкций является одним из актуальных и трудоемких направлений в развитии современной космической техники. При разработке таких конструкций необходимо использовать достаточно мощные САД-модели, обеспечивающие моделирование всех этапов развертывания и функционирования в космосе. Это позволит сократить время и стоимость их разработки.

*В.М. Малюков¹, Л.М. Атрошенко², Н.Н. Горобец³, А.Н. Горобец³,
Д.А. Кочкар², А.В. Кошелев², А.С. Лебедев³, И.Г. Мындарь²*

г. Реутов, ¹ОАО «ВПК «НПО машиностроения»,

г. Волгоград, ²ООО «ЛЕС - ИНФОРМ»,

г. Харьков, ³ХНУ имени В.Н. Каразина

1.2.3.

СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ СИСТЕМЫ ПОЛИГОНОВ ДЛЯ НАЗЕМНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ МКА «Кондор-Э»

Востребованность материалов с КС ДЗЗ для тематических потребителей зависит от качества информационного продукта, обеспечиваемого в основном характеристиками используемой аппаратуры. Проверка и подтверждение этих характеристик на этапе проведения летных испытаний КС и периодической оценки их в ходе эксплуатации КС является важнейшей задачей валидации и верификации и обеспечивается специализированными наземными пассивными и активными метрологическими средствами в составе систем специально создаваемых калибровочных полигонов.

Полигоны включаются в состав наземного обеспечения КС и могут использоваться как привлекаемые средства в составе КС в случае их централизованного использования, или разрабатываться и включаться в состав конкретной КС.

Ввиду долгого отсутствия в РФ КС ДЗЗ с радиолокационной аппаратурой полигонов для оценки характеристик такой аппаратуры и качества получаемых РЛИ не было. Поэтому при разработке КС ДЗЗ типа «Кондор-Э» по ТЗ головного разработчика КС ХНУ им. В.Н. Каразина и ООО «ЛЕС-ИНФОРМ» были разработаны и сданы в эксплуатацию два полигона, размещаемых соответственно на Украине (Харьковская обл.) и в РФ (Волгоградская обл.). Этапы разработки полигонов включали: теоретические разработки и обоснование состава, схем размещения и технических характеристик метрологических средств; разработка документации и изготовление пассивных радиолокационных отражателей и комплектация оценочных мир; сертификация метрологических средств; обучение персонала; изготовление ЭД, проведение летных испытаний, паспортизация полигона и сдача в эксплуатацию.

Полигоны как часть наземного обеспечения КС в настоящее время используются по назначению.

Базовый задел по разработанным полигонам будет использован при разработке централизованного полигона для оценки качественных

характеристик радиолокационных снимков и параметров аппаратуры, разрабатываемой в рамках ФКП России.

В 2014-2015 г.г. метрологические средства полигона в Волгоградской обл. будут дооснащены метрологическими средствами для РСА и получаемых РЛИ S и X диапазонов.

В перспективе совершенствование полигонов будет осуществляться по трем направлениям:

- дооснащение вновь разрабатываемыми, в том числе и активными (транспондеры) метрологическими средствами радиодиапазона;
- расширение сети полигонов и использование их для сертификации получаемых РЛИ, а также имитации объектов съемки наземного и морского базирования;
- расширение спектра применимости полигонов путем дооснащения их авторскими мирами ИК и оптического диапазонов.

*М. Гауэр¹, Д. Теличкин², П. Широков³, А. Новиков³, Г. Реиш³,
В. Кабанов³, Ю. Димитриенко⁴, А. Буряк⁵, М. Иванов³*

Германия, г. Гёттинген, ¹Германский центр авиации и космонавтики, Институт аэро- и гидродинамики; Германия, г. Оттобрунн, ²Европейский космический и оборонный концерн Astrium; г. Реутов, ³ОАО «ВПК «НПО машиностроения»; г. Москва, ⁴МГТУ им. Н.Э. Баумана; г. Москва, ⁵Институт физической химии и электрохимии им. А.Н. Фрумкина РАН

1.2.4.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ МЕЖДУНАРОДНОГО НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ПРОЕКТА PRECISE

Одним из наиболее перспективных направлений развития современной космической техники является миниатюризация. В этой связи все большее распространение получают МЭМС-технологии (МЭМС - микроэлектромеханические системы). Рынок МЭМС находится в состоянии постоянного роста в основном в части электронных и электрических микросистем. Однако, в последнее время отмечается значительное продвижение этих технологий и для создания микромеханических систем. Последнее означает появление спроса на микромеханические системы, который ранее сдерживался неопределенностью области приложения. В частности, речь идет о миниатюрных двигательных установках (ДУ) для нано- и пикоспутников.

В работе показаны предварительные результаты международного научно-технического проекта PRECISE [1, 2], выполняемого при финансовой поддержке Европейской комиссии в рамках 7ой рамочной

программы Европейского Союза (FP7/2007-2013) (соглашение по гранту № 282948, интернет-сайт проекта: <http://www.mcps-precise.com>), в рамках которого проектируется ДУ с жидкостными реактивными микродвигателями на монотопливе с тягой от 10^{-3} до 10^{-2} Н. Представлены цель и задачи проекта, структура международного консорциума, созданного из ведущих европейских научных и промышленных организаций, заинтересованных в развитии микро- и нанотехнологий.

Обозначены два перспективных направления развития проекта PRECISE. Первое направление связано с реализацией группового формационного полета двух космических аппаратов наноразмерности, оснащенных создаваемыми МЭМС-ДУ, второе – с математическим моделированием физико-химических процессов в микроструктурах каталитического реактора однокомпонентного реактивного микродвигателя. Основу модели составляет метод асимптотического осреднения, применяемый для описания физических процессов в многофазных периодических средах [3]. Метод позволяет вычислять механические и газодинамические параметры процессов с точностью до малой величины порядка $\kappa = l_0 / x_0$, где l_0 – характерный линейный размер каталитической линии, а x_0 – характерный линейный размер каталитического микрореактора.

ЛИТЕРАТУРА

1. Gauer, M. PRECISE - development of a MEMS-based monopropellant micro Chemical Propulsion System / Gauer M., Telitschkin D., Gotzig U., Batonneau Y., Johansson H., Ivanov M., Palmer P., Wiegierink R. // AIAA 2012-4072, 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Atlanta, Georgia, 30 July - 01 August 2012. - DOI: 10.2514/6.2012-4072.
2. Gauer, Markus. First results of PRECISE - Development of a MEMS-based monopropellant micro chemical propulsion system / Markus Gauer, Dimitri Telitschkin, Ulrich Gotzig, Yann Batonneau, Hakan Johansson, Mikhail Ivanov, Phil Palmer, Remco Wiegierink // Acta Astronautica, Elsevier, V. 93, January 2014, P. 77-83. - DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.06.010>.
3. Димитриенко, Ю.И. Механика композиционных материалов при высоких температурах / Ю.И. Димитриенко. – М.: Машиностроение, 1997. – 368 с.

П.А. Ананьев

г. Москва, ГКНЦ имени М.В. Хруничева

1.2.5.

ТЕХНИЧЕСКОЕ АНИМИРОВАНИЕ БОРТОВОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ ДЛЯ МКС

1. Введение. В процессе обеспечения экипажа МКС методиками по проведению работ на борту назрела необходимость интерактивно предварительно подготовить экипаж. Данная подготовка по особо ответственным работам осуществлялась и раньше. Но использовались для этого кино-ролики, где ведущий показывал, как производить те или иные работы, снимая свои действия на видеокамеру. Такой подход ограничивается наличием полной технической базы, просто занятостью тренажеров и трудоемкостью.

2. Постановка задачи. Поэтому была поставлена задача по обеспечению экипажа анимационными роликами, которые в точности повторяют действия, описанные в бортовой документации. При этом экипаж должен был совершенно однозначно понимать ход работы, используя ролики для более полного восприятия информации. Главной, при проведении работ, оставалась бортовая документация. А само создание роликов не должно было отличаться большой трудоемкостью. С учетом имеющейся 3-х мерной модели модулей СМ и ФГБ, отрисованной в SolidWorks, было принято решение на ее основе ролики и делать. Сам модуль уже имелся и оставалось только более детально отработать крепеж блоков и кабельную трассу, используя монтажные чертежи блоков. Получившейся видеоматериал был назван технической анимацией. Поскольку подход к созданию ролика с использованием чертежных средств был именно техническим. Он позволяет создать картинку в мельчайших подробностях и близко к реальности отрисовать все детали.

3. Процесс работы над роликом разделен на три этапа.

Первым этапом является создание 3-х мерной модели в SolidWorks.

Вторым этапом является процесс создания видеоряда с использованием такого анимационного средства как Composeg. На этом этапе на 3-х мерной модели показываются основные этапы, отраженные в бортдокументации. Например: отстыковка бортовой кабельной сети от разъемов блока, разборка разъемных соединений крепящих блок, порядок снятия блока (в стесненных условиях этот порядок конкретен), прокладка новых кабелей. Все эти процессы необходимо показать космонавту с наиболее информативной точки, что обеспечивается

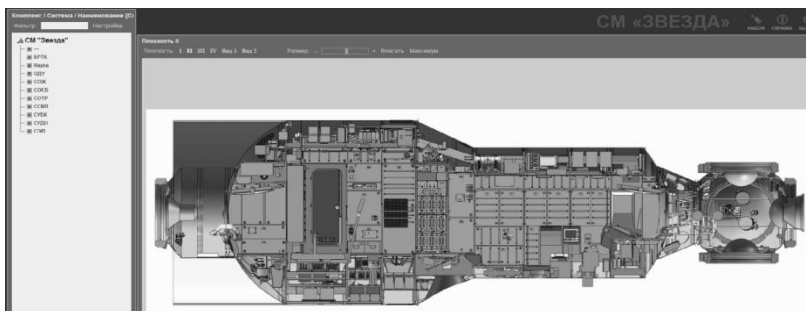
фиксированным или подвижным по времени процесса положением камеры.

Третьим этапом является процесс создания озвученного готового продукта с использованием SonyVegas. На данном этапе видеоряд сливается с озвучиванием. Для этого ролик нарезается на подролики. Которые сжимаются по времени или растягиваются для синхронизации со словами. Отдельной дорожкой на весь ролик накладывается музыка. Полученные дорожки записываются в отдельный ролик с необходимым качеством и занимаемым объемом памяти.

Полученную анимацию можно проиграть на любом компьютере со стандартным набором программного обеспечения, в том числе такая возможность есть и на борту МКС.

В дальнейшем техническую анимацию планируется использовать и при подготовке экипажа на Земле в классах ЦПК.

Описанные выше ролики являются также составной частью интерактивной информационной программы, продолжением ее развития, разработанной для использования как на борту так и на Земле специалистами. А также для обучения.



Работает это дополнение следующим образом. На экране после запуска программы выбираем одну из плоскостей изделия (модуля ФГБ или СМ) и видим изображения этой плоскости. Кликаем на интересующую нас панель и видим запанельное пространство. Там выбираем интересующий нас блок. И для найденного блока кликаем на ту информацию, которая нам нужна. Это может быть методика по монтажу блока с возможностью просмотра той же самой методики в видеоформате, также фотография блока, 3-х мерное изображение и описание, схема подключения блока к бортовой кабельной сети.

4. Выводы. Техническая анимация и использование ее в интерактивной информационной программе позволяет экипажу более кон-

кретно и наглядно понимать словесную информацию бортовой документации. Отзывы экипажа говорят о необходимости разработки видеороликов на все значимые планируемые работы экипажа. А также для предварительного обучения экипажа на Земле.

А.А. Ледков, Н.А. Эйсмонт, М.Н. Боярский, Р.Р. Назиров
г. Москва, Институт космических исследований РАН

1.2.6.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АСТЕРОИДОВ КАК РАЗВИТИЕ ПИЛОТИРУЕМОЙ ПРОГРАММЫ МКС

Исследуется способ предотвращения столкновения с Землей опасных небесных объектов путем их увода от траектории встречи с Землей. Предлагается использовать для этого малые околоземные астероиды, которые переводятся на траектории гравитационного маневра у Земли за счет сообщения им сравнительно небольшого импульса скорости. В результате такого маневра малый астероид попадает на орбиту перехвата опасного объекта. Подходящие для достижения этой цели астероиды выбираются решением задачи Ламберта. Та же концепция исследуется для задачи перевода астероидов на орбиты, резонансные с орбитой Земли, с тем, чтобы открыть возможность регулярных миссий к таким астероидам с целью их изучения или использования ресурсов. Выбор осуществляется минимизацией упомянутого импульса скорости, допустимая величина которого полагается в пределах, не превышающих 20 м/с.

А.А. Таланов, С.А. Федотов
г. Москва, ОАО «Российская корпорация ракетно-космического
приборостроения и информационных систем»

1.2.7.

ВЫБОР ПЛАТФОРМЫ И СОСТАВА СЛУЖЕБНЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА АВТОМАТИЧЕСКОЙ ИДЕНТИФИКАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

В докладе изложены результаты обоснования выбора унифицированной платформы, состава служебных систем и дан вариант построения служебной бортовой аппаратуры малогабаритного космического аппарата автоматической идентификационной системы (МКА «КосмоАИС»).

Автоматическая идентификационная система – навигационная космическая система, построенная на основе интеграции систем связи, навигации, устройств отображения и обеспечивающая автоматический обмен специальными данными между морскими судами, а также судами и береговыми центрами для решения задач по предупреждению столкновений судов и повышению безопасности судоходства во всех морских районах.

Для построения платформы МКА «КосмоАИС» приведена аргументация выбора платформы стандарта CubeSat, проанализированы основные характеристики имеющихся на рынке служебных подсистем.

По результатам анализа показано, что в настоящее время для успешного выхода на рынок услуг по коммерческому использованию служебной бортовой аппаратуры МКА широко применяется электронная компонентная база стандарта Industrial. Низкая стоимость с доступностью комплектующих позволяет и нашей стране занять свою нишу в создании МКА и способствует их успешному использованию при решении задач научного, социально-экономического и даже военного назначения.

В предложенных решениях показаны аппаратные реализации служебной бортовой аппаратуры МКА «КосмоАИС». Отмечено, что в затратах отдельно надо учитывать стоимость разработки и отладки специального программного обеспечения для управления МКА. По результатам анализа и сделанного выбора приведен полный состав служебных подсистем, определен возможный объем полезной нагрузки, обоснованы ограничения по энергопотреблению и шинам питания.

ЛИТЕРАТУРА

1. <http://ru.wikipedia.org/wiki/CubeSat>
2. <http://www.cosmos.gournal.ru/technique/CubeSat>
3. <http://www.russianelectronics.ru/developer-r/rss-r/news/snabworldmarket/doc/67153/>

А.В. Семянистый

г. Москва, ФГБУН Институт прикладной механики РАН

1.2.8.

О ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ИЗБЫТОЧНОГО ОТРИЦАТЕЛЬНОГО ЗАРЯДА ПЛАНЕТЫ ЗЕМЛЯ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ПОДЪЁМНОЙ СИЛЫ

Рассматривается следующая постановка задачи.

1. Выявить физическую природу механизма формирования отрицательного заряда планеты Земля.
2. Выявить физический механизм удержания во внешних слоях атмосферы существенных количеств влаги.
3. Выявить физическую природу Всемирных потоков.
4. Оценить возможность использования отрицательного заряда поверхности планеты Земля для создания подъёмной силы летательных аппаратов.
5. Оценить возможность использования приповерхностного атмосферного заряда для увеличения подъёмной силы при взлёте с высокой непроводящей опоры.

6. Оценить полный заряд планеты Земля с целью определения подъёмной силы для космических аппаратов.

Неоднородные галактические магнитные поля обеспечивают частичное удержание электронной компоненты космических лучей внутри Галактики, в то время как положительно заряженные космические лучи вытекают наружу в область галактического гало. Таким образом, сама Галактика приобретает избыточный отрицательный электрический заряд. Часть этого отрицательного заряда передаётся космическим телам, в том числе планетам.

Планеты типа Земля с влагосодержащими атмосферами способны удерживать значительный отрицательный заряд. Электроны связываются с кластерами из диполей молекул воды. Такие отрицательно заряженные кластеры удерживаются в атмосфере гравитационным полем планеты. Земля обладает избыточным отрицательным зарядом.

Есть основания связать последний Всемирный потоп со взрывом сверхновой звезды, остаток которой Vela Supernova Remnant (X Vela) находится в созвездии Парусов на расстоянии около 1600 световых лет с возрастом около 11 тысяч лет.

Проведённые в работе оценки показывают, что модельный летательный аппарат сферической формы радиуса 30м и обладающий отрицательным зарядом $0,1\text{Кл}$ у поверхности Земли может обладать

подъёмной силой в диапазоне 320 кгс. Для вышеописанного аппарата увеличение высоты старта h до 100 метров позволяет получить подъёмную силу около 2000 кгс.

За пределами атмосферы для вертикальных перемещений может использоваться полный заряд нашей планеты. Этот заряд можно оценить исходя из величины магнитного поля Земли. Для полного отрицательного заряда Земли Q можно получить следующую приближённую предварительную оценку $Q = -10^{-13}$ Кл.

В.Г. Ерёмченко, Нян Линн Аунг

г. Москва, ФГБОУ ВПО «НИУ «МЭИ»

1.2.9.

МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С АРСЕНИД – ГАЛЛИЕВОЙ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕЕЙ

Работа посвящена моделированию СЭС долгоживущих КА, питающих комплекс импульсных нагрузок: радиолокатор для зондирования и мониторинга поверхности, система обнаружения низколетящих крылатых ракет, связь. Результаты могут использоваться в области наземных технологий для СЭС с импульсной нагрузкой. Моделируется СЭС с арсенид – галлиевой AsGa СБ, литий – ионной АБ и полупроводниковым регулятором напряжения. Первичный источник используется в точке максимальной мощности за счёт параллельно включения с АБ, к которой подключается нагрузка.

Проведён параметрический и структурно – алгоритмический анализ СЭС. Целью моделирования является оптимальный выбор технических средств, обеспечивающих выполнение требуемых полётных заданий в любое время суток с учётом параметров системы, входных и выходных сигналов, нагрузок, в том числе и включаемых в произвольные моменты времени. Исследовалась параллельная структурная схема рис.1 с напряжением СБ 27 В, 60 В, 90 В и 115 В.

Система электроснабжения (СЭС) долгоживущих космических аппаратов (КА), питающая комплекс импульсных нагрузок, содержит арсенид – галлиевую солнечную батарею (СБ), аккумуляторную батарею (АБ) и аппаратуру регулирования и контроля. СЭС обеспечивает повышенную точность импульсного напряжения на нагрузке, имеет срок активного существования до 12 – 15 лет. Приводятся результаты моделирования в среде Matlab – Simulink систем с разными номинальными напряжениями 27 – 115 В.

Л. Ван

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

1.2.10.

**РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ ПОДДЕРЖАНИЯ ОРБИТЫ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО
ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ
С ДВИГАТЕЛЯМИ МАЛОЙ ТЯГИ**

Рассматриваются задачи оптимального поддержания траектории КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) с двигателями малой тяги. В задачах ДЗЗ часто используется солнечно-синхронная орбита (ССО), обеспечивающая равенство скорости прецессии орбиты и средней угловой скорости годового движения Земли вокруг Солнца. ССО интересна тем, что угол освещения земной поверхности очень хорошо подходит для спутников, получающих изображения земной поверхности, спутников дистанционного зондирования Земли и метеоспутников. Одна из особенностей ССО состоит в том, что они имеют большое наклонение и обычно расположены на небольших высотах. На низкой орбите из-за действия возмущающих факторов, вызываемых несферичностью Земли и атмосферным сопротивлением, реальная траектория полета КА всегда будет отличаться от расчетной ССО. Если отличия превосходят допустимые отклонения, величина которых определяется требованиями к траектории полета, возникает необходимость коррекции соответствующих элементов орбиты.

Использование для поддержания орбиты обычной химической двигательной установки (ХДУ) приводит к большим затратам топлива. Альтернативным решением этой проблемы является использование электрических ракетных двигателей (ЭРД) сверхмалой тяги для компенсации эффекта, вызванного внешними возмущениями. Высокий удельный импульс тяги ЭРД, позволяет существенно сократить бортовые запасы топлива для поддержания орбиты и реализовать длительные сроки активного существования (САС) КА. К сожалению, амплитуда самой тяги таких двигателей мала, что приводит к увеличению как количества витков коррекции, так и продолжительности работы двигателя в витке. В настоящей работе осуществляется дискретизация интервала времени, где возможна совместная коррекция выбранных элементов орбиты с помощью ЭРД.

Для дискретной математической модели движения КА рассмотрена задача оптимальной коррекции управляемых параметров движения в окрестности номинальной траектории с учетом ограничений на величину допустимых управлений и продолжительности работы ЭРД. Для решения этой задачи использован численный метод линейного

программирования, базирующийся на использовании алгоритма внутренних точек. Чтобы обеспечивать максимальное возможное время свободного полета со значениями параметров орбиты в заданном диапазоне, применяется комбинированная стратегия поддержания, включающая в себя стратегию ожидания при удержании КА по долготе и стратегию предосторожности для коррекции наклона. В качестве примера решены задачи удержания КА с СПД-50 на ССО за САС 7 лет. В численном эксперименте анализируется эффективность заданного алгоритма оптимального поддержания КА ДЗЗ на ССО. Использование алгоритма внутренних точек в таких задачах позволяет получать последовательности корректирующих импульсов с малым количеством ненулевых компонентов, что позволяет минимизировать энергетические затраты на коррекцию.

А.В. Жарков

г. Москва, MSC Software

1.2.11.

ПРИМЕНЕНИЕ ПРОГРАММНЫХ ПРОДУКТОВ MSC SOFTWARE ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОЙ МИССИИ ДОСТАВКИ МАРСОХОДА «CURIOSITY» НА МАРС

Доклад посвящен использованию компьютерных технологий инженерного анализа корпорации MSC Software для проведения «виртуальных испытаний» компонентов спускаемого аппарата. Спускаемый аппарат был использован для доставки на поверхность Марса исследовательской лаборатории «Curiosity» («Кьюриозити», в пер. с англ. «Любопытство»). Посадка лаборатории на Марс была осуществлена 6 августа 2012 года.

Основываясь на открытых источниках информации, могут быть кратко представлены 3 этапа разработки спускаемого аппарата: анализ прочности конструкции посадочной ступени (использовались MSC Nastran и MSC Patran), расчет динамики отделения обтекателя и спуска марсохода на тросовой системе (использовался MSC Adams) и расчет абляционной защиты обтекателя спускаемого аппарата (использовался MSC Marc).

Краткая информация об указанных расчетах, включающая расчетные модели, приводится в видеофрагментах с устными пояснениями. Также наглядно демонстрируется схема посадки марсохода на Марс, испытания и сборка марсохода и спускаемого аппарата, и др.

Д.С. Фалеев¹, М.В. Вязовых²
г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»¹
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана²

1.2.12.

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СОЛНЕЧНЫХ КОНЦЕНТРАТОРОВ ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ НА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ.

(стендовый доклад)

В чем заключается проблема?

На сегодняшний день космические батареи обладают рядом недостатков, которые возможно решить, только увеличивая площадь солнечных панелей. К ним относятся:

1. деградация фотоэлементов под действием УФ и гамма излучения,
2. загрязнение элементов и уменьшение пропускающей способности входных стекол,
3. нагрев фотоэлементов, приводящий к уменьшению производимой энергии,
4. необходимость разворота оптических элементов по направлению к солнцу,
5. затенение фоточувствительной поверхности солнечного элемента контактными полосками.

Предлагаемое решение.

Уменьшение геометрических размеров самого фоточувствительного элемента или использование дополнительного защитного стекла существенной толщины сократит внешнее воздействие среды. Покрытия, используемые в настоящее время, блокируют космическое излучение не полностью. Выходные параметры солнечных батарей современных спутников связи уменьшаются за пять лет полета на $9\pm 3\%$.

Решить перечисленные проблемы позволит использование солнечного концентратора. Солнечные концентраторы и коллекторы появились в последние 10 лет и используются в наземных солнечных электростанциях. Разработанные солнечные панели имеют фоточувствительные элементы меньших размеров при одинаковой площади поверхности собираемого солнечного потока, тем самым уменьшая цену.

В статье рассматривалась целесообразность использования солнечных концентраторов новых конструкций в космосе. Были рассмотрены 3 актуальные схемы солнечных концентраторов, имеющих конфигурацию схожую с современными солнечными батареями. Был проведен анализ по весовым, механическим и радиационно-стойким ха-

рактикам. Проведена оценка по собирающим способностям солнечных концентраторов и чувствительности по углу направления к солнцу.

Солнечные концентраторы смогут найти свое применение при работе вместе с новыми полупроводниковыми фоточувствительными элементами, которые, например, будут иметь специальные ограничения на габаритные размеры и на низкую рабочую температуру.

ЛИТЕРАТУРА

1. Патент № 2488149 РФ «Планарный световод» /Афанасьев Д.М., МПК G02B17, - заяв. 26.04.2011; опуб. 20.07.2013, - 3 с. : ил.
2. Патент №2346355. Рос. Федерация. Солнечный концентратор. / РЮЭЛЬ Венсан (BE), АБРАКЕН Серж (BE), КОЛЛИЕТ Жан-Поль (BE). – МПК H01L 31/052, № 2007119424/28; заяв. 11.10.2005; опуб. 10.02.2009, Бюл. №4. - 17 с. : ил.
3. Солнечный концентратор Sun Simba //habrahabr.ru: сайт-сборник научно-популярных статей, 2006. URL.<http://www.http.habrahabr.ru/post/200140/> (дата публикации:10.03.2014).

Р.О. Луковкин, Г.А. Щеглов
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

1.2.13.

АНАЛИЗ ПРОЦЕССА ПОСАДКИ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА НА ПОСАДОЧНОМ УСТРОЙСТВЕ С ПЛАСТИЧЕСКИ ДЕФОРМИРУЕМЫМИ ОПОРАМИ (стендовый доклад)

Для обеспечения многообразности в конструкции перспективных возвращаемых космических аппаратов (КА) капсульного типа используется посадочное устройство (ПУ), предназначенное для гашения с безопасным уровнем перегрузок оставшейся после этапа торможения кинетической энергии и обеспечения заданной кинематики процесса посадки [1]. Работа ПУ происходит в течение переходного режима посадки, длительность которого обычно весьма мала по сравнению с общим временем функционирования КА. Таким образом, с точки зрения массового анализа КА масса ПУ большую часть времени существования КА является «балластом», массу которого необходимо минимизировать. Уменьшение массы ПУ увеличивает эффективность транспортной операции за счет увеличения массы доставляемого и возвращаемого полезного груза.

Снижение массы ПУ может быть достигнуто за счет применения в его составе одноразовых опор, большинство элементов конструкции которых деформируется пластически. В настоящей работе предлагается использование в составе опор пластически деформируемых элементов – краш-боксов применяемых в системе пассивной безопасности автомобилей [2]. Рассматриваемое ПУ состоит из четырех опор. Представлена оригинальная конструкция опоры посадочной опоры с двумя ветвями энергопоглотителей, составленных из краш-боксов.

Целью работы являлась оценка массы такого ПУ и анализ кинематических и динамических характеристики процесса посадки КА на подобной ПУ.

Представлены результаты численного моделирования в программе MSC Dytan процесса пластической деформации ПУ в ходе посадки с различными начальными условиями. Результаты расчета модельных задач показывают, что с использованием пластически деформируемых краш-боксов можно достичь экономии массы ПУ в 40% по сравнению с массой опоры традиционной конструкции с сотовыми энергопоглотителями. Порядок средних перегрузок, действующих на центр масс КА при использовании опоры с краш-боксами оказывается близким к уровню перегрузок с опоры традиционной конструкции, описанной в [1]. При этом эффективно гасятся пиковые ударные нагрузки.

Авторы благодарят за поддержку центр компетенции компании MSC.Software при МГТУ им. Н.Э. Баумана. Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 14-08-01197 А).

ЛИТЕРАТУРА

1. Бакулин В.Н., Борzych С.В., Воронин В.В. Математическое моделирование процесса посадки космического аппарата на участке его контакта с поверхностью // Вестник МАИ. 2011. Т.18. №4 С.38-46
2. Пассивная безопасность автомобиля: учеб.пособие/А. Ш. Хусаинов, Ю. А. Кузьмин. – Ульяновск :УЛГТУ, 2011. – 89 с.

А.П. Тюрин, Е.И. Журавлев
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

1.2.14.

**РАЗРАБОТКА МАЛОГО МНОГОРАЗОВОГО
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ
ТРАНСПОРТНОГО СООБЩЕНИЯ С КОСМИЧЕСКОЙ
СТАНЦИЕЙ**

(стендовый доклад)

В начале XXI века перед пилотируемой космонавтикой ставятся глобальные и фундаментальные задачи, связанные с развитием орбитальной инфраструктуры, необходимой для проведения научных исследований, производства новых материалов, освоения других планет и осуществления других важнейших проектов. Одним из таких проектов является создание околоземной обитаемой орбитальной инфраструктуры.

Космические корабли типа «Протон» и «Союз» за долгие годы эксплуатации подтвердили свою надежность и в настоящее время являются единственной связью с МКС. Однако, по мере развития техники назрела необходимость качественного изменения конструкции и комплекса бортовых систем кораблей, возникли новые концепции в формировании их облика, реализация которых позволит улучшить эксплуатационные характеристики и существенно снизить затраты на обслуживание космических транспортных систем.

В частности, в настоящее время является перспективной разработкой многоцветных космических аппаратов (далее МКА), способных осуществлять доставку полезной нагрузки и экипажа на низкую околоземную орбиту (далее НОО).

МКА самолетного типа в наибольшей степени соответствует условиям комфортности спуска в атмосфере. Посадка на аэродром включает привлечение поисково-спасательных служб. Аэродинамические характеристики такого аппарата обеспечивают возможность широкого атмосферного маневра для максимального снижения скорости аппарата. При нештатной посадке, приземление может осуществляться на запасной аэродром.

Ввиду того, что на участке спуска корпус аппарата подвергается воздействию значительных температур, МКА покрывается теплозащитным покрытием, которое является многоцветным. В зависимости от распределения температур по поверхности фюзеляжа, используется три вида многоцветной тепловой защиты. Такое разделение обуслов-

лено стремлением к снижению массы и повышению эффективности всей конструкции.

Шасси МКА предназначены для совершения им самолетной посадки на аэродром, а также для буксировки на техническую позицию после посадки. Шасси выполнено по трехколесной схеме с передней носовой стойкой.

С точки зрения безопасности экипажа МКА обязан обладать надежной системой аварийного спасения (далее САС). На предлагаемом МКА САС выполнена в составе переходного отсека между ракетой-носителем и КА. Снаружи этого отсека расположены РДТТ. В космических программах многоразовых летательных аппаратов «Буран» и «Шаттл» полноценная САС не была предусмотрена.

В качестве носителя для данного МКА может быть использована ракета-носитель

«Ангара-А3», способная вывести на НОО полезную нагрузку массой 15 тонн.

Секция 1.3.

В.В. Горский, А.А. Оленичева, В.Г. Реш
г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

1.3.1.

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ФИЗИЧЕСКИХ СВОЙСТВ УГЛЕРОДНЫХ
МАТЕРИАЛОВ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ АБЛЯЦИОННЫХ
ЭКСПЕРИМЕНТОВ, ПРОВЕДЕННЫХ В СТРУЯХ
ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ УСТАНОВОК**

Моделирование натуральных условий функционирования абляционной тепловой защиты в процессе ее стендовой отработки обычно не представляется возможным. Вследствие этого качественный перенос результатов стендовых абляционных экспериментов на натурные условия функционирования любого типа тепловой защиты (в том числе и УУКМ) возможен только с использованием расчетно-теоретической модели ее абляции, которая апробирована на широком круге экспериментальных данных.

В работе [1] сформулированы основные элементы современного подхода к формулировке расчетно-теоретической модели абляции УУКМ, основными принципиальными элементами которой являются: отказ от использования допущения о том, что скорость гетерогенного окисления углерода однозначно определяется максимально возможной скоростью диффузии кислорода в области достаточно высоких температур «стенки» [2, 3]; замена указанного допущения использованием кинетического уравнения окисления углерода, записанного в форме уравнения Аррениуса; использование кинетики окисления углерода в струях продуктов сгорания ракетных двигателей, которая записана через концентрацию свободного кислорода на стенке; использование новой формульной записи для зависимости скорости эрозии углерода от местного давления газа на стенке.

Математическое описание всех основных процессов, включенных в рассматриваемую постановку задачи об абляции УУКМ, содержит целый ряд «свободных» параметров, значение которых может быть установлено только на базе сопоставления расчетно-теоретических и экспериментальных данных по суммарным абляционным характеристикам этих материалов.

В данном докладе приводятся результаты такого сопоставления, выполненного применительно к условиям стендовой отработки УУКМ в струях электродуговой установки и в струе продуктов сгорания кислородно-водородного жидкостного двигателя.

На базе расчетно-теоретического анализа экспериментов первого типа впервые удалось получить данные по кинетике гетерогенного окисления углерода атомарным кислородом на сублимационном режиме абляции УУКМ.

На базе расчетно-теоретического анализа экспериментов второго типа впервые удалось получить данные по скорости эрозии углерода, записанной в виде новой формульной зависимости ее от местного давления на «стенке».

ЛИТЕРАТУРА

1. В.В. Горский, Ю.В. Полежаев. Горение графита в высокотемпературных окислительных газовых потоках. — В кн.: /Законы горения. Под ред. Ю.В. Полежаева. — М.: УНПЦ «Энергомаш», 2006, С. 303.
2. Скала С.М., Гильберт Л.М. Унос массы графита при гиперзвуковых скоростях //Ракетная техника и космонавтика. 1965. Т. 3, № 9. С. 87.
3. Анфимов Н.А. Горение графита в потоке воздуха при высоких температурах //Известия АН СССР. Механика и машиностроение. 1965. №5. С. 3.

Joamin Gonzalez-Gutierrez, and Igor Emri

Center for Experimental Mechanics, Faculty of Mechanical Engineering,
University of Ljubljana, & Institute for Sustainable Innovative Technologies,
Pot za Brdom 104, SI-1125, Ljubljana, Slovenia

1.3.2.

POWDER INJECTION MOLDING: AN OPPORTUNITY FOR THE AEROSPACE INDUSTRY

Powder injection molding (PIM) is one of the most versatile methods for the manufacturing of small complex shaped components from metal, ceramic powders for the use in many applications. PIM consists of four stages including: (i) mixing metal or ceramic powder and a polymeric binder, (ii) injecting this mixture in a mold, (iii) debinding to remove polymer from mixture and (iv) sintering to bring together the otherwise loose powder [1].

One of the interesting applications of PIM is the aerospace industry because PIM can be used to combine multiple parts into a single part with complex geometry, and parts are lighter since porosity remains in the final part while the fatigue resistance increases. Fatigue resistance increases since the small nano-pores act as crack stoppers therefore preventing crack propagation and failure of a part loaded cyclically. Therefore, it can be said that PIM can help reduce the weight of aerospace vehicles, which is a major

concern from the environmental and economic point of view in this industry.

Even though ceramic injection molding has been around since 1940's [2] and metal injection molding since the 1970's [3], there is still room for improving the process and materials utilized in PIM. One of the main limitations of current PIM is the long debinding time, which has been partially solved by introducing binder systems that undergo catalytic sublimation (polyoxymethylene-based binders); thus the molded part is debound in the solid state without melting or dissolving the polymeric binder in a much shorter time. However, current catalytic binders have the main problem of high viscosity. In this study, two ways to decrease the viscosity of PIM feedstock materials with polyoxymethylene were investigated. One way was to reduce the average molecular weight of the binder [4] and the second one to select a polydisperse particle size distribution with high maximum packing fraction.

REFERENCES

1. Stringari, G.B., Zupančič, B., Kubyshkina, G., von Bernstorff, B., and Emri, I. 2011. Time-dependent properties of bimodal POM – Application in powder injection molding, *Powder Technology* 208 (3): 590-595
2. Mutsuddy, B.C., and Ford, R.G. 1995. Ceramic Injection Molding. Chapman & Hall, London, UK.
3. Williams, B. 1989. Parmatech Shapes Metals like Plastics, *Metal Powder Report* 44 (10): 675-680
4. Gonzalez-Gutierrez, J., Oblak, P., von Bernstorff, B.S. and Emri, I. 2013. Improving powder injection moulding by modifying binder viscosity through different molecular weight variations. In Seliger G. (Ed), *Proceedings of the 11th Global Conference on Sustainable Manufacturing- Innovative Solutions*. Universitätsverlag der TU Berlin, Berlin, Germany, pp. 393-397

*В.А. Каверин, А.В. Молоканов, А.И. Маслов,
В.В. Улесов, С.В. Шалыга, А.В. Шишурун
г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»*

1.3.3.

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТИТАНОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПРИБОРНЫХ ОТСЕКОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ МЕТОДОМ СВЕРХПЛАСТИЧЕСКОЙ ФОРМОВКИ И ДИФФУЗИОННОЙ СВАРКИ

Принципиально новые возможности в технологии обработки титана при создании конструкций летательных аппаратов открывает процесс объединяющий в себе формовку в условиях сверхпластичности (СПФ) и диффузионную сварку. Результатом применения процесса СПФ/ДС может быть экономия материальных средств на 50...70%, снижение массы конструкции на 30...50% и повышение КИМ до 0.5...0.6 по сравнению с традиционными методами, используемыми при создании титановых конструкций. Экономия обусловлена более простой конструкцией приспособлений и оснастки, исключением крепежных деталей и сборки, а также значительным уменьшением видов инструмента и числа заготовок.

Объединить процессы СПФ/ДС в один позволяет идентичность условий их проведения для титановых сплавов: общий диапазон рабочих температур, малая скорость процессов, сопоставимые значения требуемых давлений и необходимость ведения процессов в нейтральной среде [1,2,3,4]. Это позволяет обеспечить в процессе одной операции и формирование из листового материала конструктивных элементов сложной формы и соединения их между собой или с другими элементами конструкции. Применение СПФ/ДС значительно расширяют конструктивные возможности по выбору наиболее рациональных решений, рассматриваемых ранее как неприемлемые из-за трудностей или невозможности изготовления.

*J. Kopac and F. Pusavec
Faculty of Mechanical Engineering, University of Ljubljana,
Askerceva 6, 1000 Ljubljana*

1.3.4.

SUSTAINABLE MACHINING OF TI/NI ALLOYS

Sustainable manufacturing trends dictate the need for cleaner processes that are environmentally benign and with no adverse health effects. Cryogenic machining in recent times has emerged as such an effective and

clean manufacturing process. It presents a process of cryogenic cutting, where instead of oil emulsions liquid nitrogen is used. At the nozzle outlet it reaches -196°C , which undoubtedly confirms the cooling capacity. Prior research has proven that cooling effect in such sustainable machining operation is significant, while the lubrication effect is still either marginal or questionable. The nitrogen phase that is delivered to the cutting zone has a significant effect on this, and so has to be further analyses, as well as controlled. The objection of the development in machining processes is so in improving performances, while minimizing production times, costs, energy, resources and environment/health affection. The main influence on process efficiency can be related to machining parameters, while performance also depends on cutting tool material and cooling/lubrication conditions. In the past, the higher efficiency was usually trying to be reached by using higher production rates, achieved with higher chip cross section or cutting speed. However, during the last decade, the environmental and health benign technologies, with use of higher performance processes are in focus. This work so presents state-of-the-art in delivering liquid nitrogen in the cutting zone, energy and resource efficiency (LCA), as well as a summary of the novel innovations in this field. In such a “non-conventional” machining processes, additional elements play an important role, for example tool design, tool material, cooling/lubrication fluid delivery strategy, lubrication influence, etc. Therefore, the work presents results from the cryogenic machining process experiments on Ti/Ni aerospace alloys and discusses development direction of cryogenic machining.



Figure: Cryogenic machining setup on a turret

Edvard Govekar, Alexander Kuznetsov, Andrej Jeromen
University of Ljubljana, Faculty of Mechanical Engineering,
Laboratory of Synergetics, Ljubljana, Slovenia

1.3.5.

ANNULAR LASER BEAM MATERIAL PROCESSING AND METAL DROPLET GENERATION

Examples and potential advantages of annular laser beam material processing including joining of low diameter thin wall tubes, wire to wire joints and droplet generation will be presented. As metal droplets are basic elements of many droplet based innovative technologies such as micro joining and additive manufacturing, the main emphasis will be in presentation of the novel annular laser beam droplet generation process from a metal wire. In laser droplet generation (LDG) process a laser beam pulse is used to melt the vertically fed wire-end and to detach the formed pendant droplet from the solid part of the wire-end. Detachment of the pendant droplet is the most critical phase of LDG process. It has been observed experimentally that in the case of drop on demand generation the detachment of the pendant droplet is influenced by the annular laser beam focus position above the pendant droplet neck. In dependence on the laser beam focus position the pendant droplet can stay undetached, be reattached, successfully detached or splashed into several droplets. The successful detachment is achieved via, Rayleigh-Plateau (R-P) instability based, molten wire column break-up, above the pendant droplet neck. In continuous generation of a droplet sequence, it has been observed that the pendant droplet detachment is governed by the interaction between the laser pulse frequency and the dynamics of pendant droplet. Depending on the laser pulse frequency, three different detachment regimes accompanied by different dynamics have been identified: a) spontaneous dripping, caused by the force of gravity alone, b) resonant detachment, caused by a combination of the gravity force and the laser induced eigen oscillation modes of the pendant droplet, and c) break-up caused by the R-P instability. The observed mass spring resonant detachment has been described by a nonlinear model which results are in high agreement with the experiments.

П.А. Широков, Г.Ф. Реш

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

1.3.6.

К ВОПРОСУ О МИНИАТЮРИЗАЦИИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ СИСТЕМ КА

Миниатюризация систем и их комплектующих является одним из важнейших компонентов развития современных КА. Миниатюризация в сочетании с комплексированием функций составляющих систем позволяют существенно сократить объем, массу КА, расход топлива, расширить возможности в функционировании и обеспечении надежности и безопасности полетов КА. При этом многие задачи, свойственные большим аппаратам, могут быть решены с помощью недорогих нано- и пикоспутников, вместе с тем, появляется возможность решения новых специфических задач, даже постановка которых до создания такого рода аппаратов была невозможной. Однако, область практического применения таких спутников в решении задач ОАО "ВПК "НПО машиностроения" пока находится в стадии изучения, вместе с тем необходимость в совершенствовании их энергетических систем не вызывает сомнений.

Целью настоящей работы является представление направлений исследований, проводимых ОАО "ВПК "НПО машиностроения" с кооперацией предприятий для создания энергетических систем - систем энергопитания (СЭП) и двигательных установок (ДУ) на основе микроэлектромеханических технологий, для указанного вида аппаратов.

В основе исследований по решению проблем миниатюризации СЭП лежит применение пленочного наноструктурированного углерода отечественного производства, обладающего уникальными электрофизическими свойствами, благодаря которым он может успешно использоваться как материал для электродов в химических источниках тока, так и при создании гетероструктур в фотоэлектрических преобразователях солнечной энергии [1]. В результате исследований получены новые эффекты, использование которых представляет самостоятельный интерес.

Исследования по миниатюризации ДУ проводятся в трех направлениях:

- создание агрегатов накопления (поглощения) механической энергии на основе отечественных разработок по взаимодействию пористого тела с размером пор от 20 до 360 нм и лиофобной жидкости [2];
- создание микродвигателей для нано- и пикоспутников во взаимодействии с иностранными партнерами - участниками международного научно-технического проекта PRECISE в рамках гранта Европейской

комиссии 7-ой рамочной программы Европейского Союза [3], в котором решаются также задачи формационного полета двух наноспутников, одним из которых является солнечный парус отечественной разработки;

- создание новой математической модели физико-химических процессов в микроструктурах каталитического реактора однокомпонентного реактивного микродвигателя на основе специальных вычислительных методов, разрабатываемых в ГОУ ВПО "Московский государственный технический университет им Н.Э. Баумана" (Национальный исследовательский университет) [4].

ЛИТЕРАТУРА

1. Широков, П.А. Наноструктурированный углерод в системах энергопитания КА / П.А. Широков, А.Е. Яцук, Н.Д. Новиков, Г.Ф. Реш, А.А. Лизунов, В.В. Конюков, Р.И. Журавлев, А.С. Зайцев, М.Ю. Иванов // *Аэрокосмические технологии: Научные материалы Третьей международной научно-технической конференции, посвященной 100-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея* (Российская Федерация, Реутов – Москва, 20-21 мая 2014) / Под ред. Симоньянца Р.П. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. – С.
2. Borman, V.D. Power sources for micro flight vehicles on the basis of nano technologies / V.D. Borman, A.A. Belogorlov, V.V. Konyukov, G.V. Lisichkin, V.N. Tronin, V.I. Troyan, G.F. Resh, M.Y. Ivanov // *The Collection of the Theses of 1st IAA-RACTs Conference Space For Humanity, Korolev, Moscow Region, 2008*. P. 191.
3. Гауэр, М. Предварительные результаты и перспективы развития международного научно-технического проекта PRECISE / М. Гауэр, Д. Теличкин, П. Широков, А. Новиков, Г. Реш, В. Кабанов, Ю. Димитриенко, А. Буряк, М. Иванов // *Аэрокосмические технологии: Научные материалы Третьей международной научно-технической конференции, посвященной 100-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея* (Российская Федерация, Реутов – Москва, 20-21 мая 2014) / Под ред. Симоньянца Р.П. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. – С.
4. Димитриенко, Ю.И. Моделирование высокоскоростных процессов в демпфирующих системах с фазовыми превращениями / Димитриенко Ю.И., Иванов М.Ю. // *Электронный научно-технический журнал "Наука и образование"*. 2012. № 11. С. 431-444. DOI: 10.7463/1112.0493560.

*П.А. Широков¹, А.Е. Яцук², Н.Д. Новиков², Г.Ф. Реш¹, А.А. Лизунов¹,
В.В. Конюков¹, Р.И. Журавлев¹, А.С. Зайцев¹, М.Ю. Иванов¹*
г. Реутов, ¹ОАО «ВПК «НПО машиностроения»
г. Москва, ²ОАО «Специальное конструкторско-технологическое
бюро по электрохимии»

1.3.7.

НАНОСТРУКТУРИРОВАННЫЙ УГЛЕРОД В СИСТЕМАХ ЭНЕРГОПИТАНИЯ КА

Наноструктурированный углерод (НСУ), благодаря своим уникальным электрофизическим свойствам, является сегодня одним из наиболее перспективных материалов для нанoeлектроники. В работе представлены результаты экспериментальных исследований, проведенных в целях определения возможности применения тонкопленочных НСУ, полученных методом магнетронного напыления, во вторичных химических источниках тока (ХИТ), фотоэлектрических преобразователях (ФЭП), силовой электронике, входящих в системы энергопитания (СЭП) КА.

Разработана структура и лабораторные образцы электродов на основе НСУ, по удельной емкости к катионам лития значительно превосходящие известные электроды (аноды) в современных литий-ионных аккумуляторах (ЛИА). Проведены эксперименты по адаптации такого анода к промышленным технологиям изготовления ЛИА с жидким электролитом. При исследовании свойств НСУ применительно к фотовольтаике экспериментально установлено увеличение на 3-5% КПД при использовании в однокаскадном ФЭП пленки НСУ n-проводимости с кремнием p-проводимости, а также увеличение на 20% суммарной мощности при применении НСУ в качестве просветляющего покрытия. Экспериментально подтверждена стойкость НСУ к воздействию гамма-излучения, что позволяет предположить и высокую радиационную стойкость к воздействию ионизирующего излучения, а также возможность использования НСУ в качестве защитного покрытия ФЭП вместо стекла или зеркала Брегга.

Накоплен положительный опыт синтеза гетероструктур кремний-НСУ и исследования их характеристик, которые направлены на создание многокаскадных ФЭП. Результаты экспериментов показали, что путем легирования и изменения толщины пленки можно изменять величину запрещенной зоны в гетеропереходе многокаскадного ФЭП. Это позволит использовать вместо дефицитных редкоземельных материалов (Ge, GaAs) относительно недорогой НСУ отечественного производства. Определены пути значительного улучшения энергомассовых характеристик и миниатюризации СЭП КА за счет внедрения пле-

ночного НСУ и технологии его магнетронного синтеза в производство ХИТ и ФЭП.

ЛИТЕРАТУРА

1. Babaev, V.G. Scanning probe microscopy of oriented linear chain carbon polymer / V.G. Babaev, M.B. Guseva, N.D. Novikov, M.O. Galliamov, I.V. Yaminsky // 9th International Conference on Scanning Tunneling Microscopy, Spectroscopy and Related Techniques, July 20-25, 1997, Hamburg, Germany, We17.3P15.
2. Бабаев, В.Г. Пленки линейно-цепочечного углерода – упорядоченные ансамбли квантовых нитей – материал для наноэлектроники / Бабаев В.Г., Новиков Н.Д., Гусева М.Б., Хвостов В.В., Савченко Н.Ф., Коробова Ю.Г., Александров А.Ф. // Нанотехнологии: Разработка, применение. - 2010. - № 1. - Том 2. - С. 37-53.
3. Jung, Yeonwoong. Record High Efficiency Single-Walled Carbon Nanotube/Silicon p-n Junction Solar Cells / Yeonwoong Jung, Xiaokai Li, Nitin K. Rajan, André D. Taylor and Mark A. Reed // NanoLetters, 2013. - DOI: 10.1021/nl3035652.

В.Ф. Булеков

г. Реутов, ОАО «ВПК НПО машиностроения»

1.3.8.

О ВЫБОРЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ПРОЦЕССОВ СВАРКИ ОСОБОЖАРОПРОЧНЫХ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ НА ПРИМЕРЕ СПЛАВА 1151

1. Введение. Сплав 1151. Свойства сплава.
 2. Сварные соединения сплава 1151. Свойства сварных соединений выполненных сваркой плавлением с присадочной проволокой св. 1177.
 3. Критерии выбора технологии сварки сварки сплава 1151. Прочность, жаропрочность и трещиностойкость сварных соединений.
 4. Импульсно-дуговая сварка плавящимся электродом. Применяемость и известные проблемы. Свойства сварных соединений.
 5. Лазерная сварка без присадочной проволоки. Свойства сварных соединений.
 6. Лазерная сварка с присадочной проволокой. Возможные проблемы при сварке сплава 1151 и способы их решения.
 7. Лазерно-дуговая сварка.
 8. Электронно-лучевая сварка.
- Сварка трением с перемешиванием.

А.В. Ширяев, М.А. Смирнов, И.Г. Романова
г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

1.3.9.

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ РАДИОПРОЗРАЧНОГО МАТЕРИАЛА КОНСТРУКЦИОННОГО НАЗНАЧЕНИЯ С ПОНИЖЕННОЙ ГАЗОПРОНИЦАЕМОСТЬЮ ДЛЯ СОВРЕМЕННЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В настоящее время ведутся активные разработки в области новых современных летательных аппаратов (ЛА), возрастают скорости их движения и температуры эксплуатации, а следовательно требования к материалам элементов конструкций, в связи с чем, возникает необходимость в поиске материалов, которые позволяли бы реализовать предъявляемые требования.

Перед специалистами-материаловедами ОАО «ВПК «НПО машиностроения» ставятся новые задачи, одной из которых является снижение газопроницаемости материалов, применяемых для изготовления корпуса ЛА.

До настоящего момента разработаны герметичные стеклопластики на базе эпоксидных смол, но их максимальная рабочая температура не превышает 300 °С, а имеющиеся высокотемпературные композиционные материалы обеспечивающие работоспособность конструкций до 1400 °С обладают высокой пористостью.

Специалистами ОАО «ВПК «НПО машиностроения» опробовано получение герметичного композиционного материала с высокой температурой эксплуатации на базе минерального стеклопластика путем его объемной пропитки герметизирующим составом.

Дополнительно рассматривалась возможность снижения газопроницаемости минерального стеклопластика путем нанесения на его поверхность герметизирующего состава.

Таким образом, стояла задача выбора герметизирующего состава, обеспечивающего снижение газопроницаемости конструкционного материала, но сохраняющего его работоспособность при температурах до 1400 °С.

Специалистами ОАО ВПК «НПО машиностроения» проведены работы по выбору герметизирующего состава для снижения газопроницаемости теплостойких композиционных материалов конструкционного назначения.

Проведены работы по выбору технологии пропитки материалов герметизирующим составом.

В настоящей работе представлены результаты отработки объемной пропитки герметизирующими составами высокотемпературного композиционного материала конструкционного назначения.

П. С. Рудник, С.Ю. Останин
г. Москва, ФГБОУ ВПО «НИУ «МЭИ»

1.3.10.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СРЕДСТВ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ИССЛЕДОВАНИЯ ГИСТЕРЕЗИСНЫХ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЕЙ И ЭЛЕКТРОПРИВОДОВ

Исследования, результаты которых приведены в настоящей работе, выполнены при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (РФФИ) по грантам 12-08-91167-ГФЕН-а и 13-08-01457-а.

Гироскопы с механическим носителем кинетического момента и электрическим приводом (гироскопы с поплавковым подвесом ротора, динамически настраиваемые и другие) широко применяются в бортовых системах управления автономных объектов. Поэтому обеспечение оптимального проектирования указанных гироскопов, в том числе, их электроприводов, представляется весьма актуальным. Для решения данной задачи необходимо, прежде всего, совершенствование методики проектирования гистерезисного электропривода с точки зрения снижения трудоёмкости и повышения точности электромагнитных, тепловых и прочностных расчётов приводного гистерезисного электродвигателя.

Проведён анализ возможностей программ, реализующих объектно-независимые методы расчётов полей (COMSOL Multiphysics 3.5a, AnSYS, MATLAB и др.), используемых для моделирования и расчёта электромагнитных, тепловых, деформационных полей в различных устройствах, в том числе гироскопах и их электроприводе. Выполнен анализ существующих методов и алгоритмов проектирования гистерезисных электроприводов и гистерезисных электродвигателей, используемых при таком проектировании программ. Проведена разработка алгоритмов и средств информационного обмена между объектно-ориентированными и объектно-независимыми подпрограммами. Найдены пути моделирования перемагничивания гистерезисного материала ротора гистерезисного электродвигателя в синхронном и асинхронном режимах.

Также в работе представлен новый для данной области техники подход к проектированию гироскопических гистерезисных электродвигателей и электроприводов с использованием существующих численных методов и программ и получены обладающие новизной результаты.

Комбинированное применение объектно-независимых методов расчётов полей и реализующих их программ и объектных алгоритмов и программ расчётов для обеспечения оптимального проектирования гироскопических электроприводов.

Кроме того, реализован учёт процессов и закономерностей перемещения активного (гистерезисного) материала роторов гистерезисных гироскопических электродвигателей.

*В.А. Матвеев¹, Н.А. Нижельский¹, М.А. Сысоев¹, И.В. Краснова¹,
В.А. Маевский², А.С. Ивлев², В.В. Асеев², П.А. Курбатов³,
Е.П. Курбатова³, К.Л. Ковалев⁴, В.Н. Полтавец⁴*

г. Москва, ¹МГТУ им. Н.Э. Баумана

г. Дзержинский, ²ФГУП ММПП "Салют" Филиал МКБ " Горизонт"

г. Москва, ³Московский энергетический институт

г. Москва, ⁴Московский авиационный институт

1.3.11.

ПЕРСПЕКТИВА ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ОБЪЕМНЫХ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ СВЕРХПРОВОДНИКОВ В КОСМИЧЕСКИХ УСТРОЙСТВАХ

В докладе рассмотрены основные особенности устройств с использованием элементов «высокотемпературный сверхпроводник (ВТСП) – постоянный магнит», их облик, характеристики, режимы функционирования, некоторые расчетные характеристики, зависимости усилия – перемещение.

Приведены результаты экспериментально – технологических исследований макетов магнитных ВТСП-опор дискового типа, функционирующих в режиме «fc-process», для вращающихся валов со скоростями 3000 и 14500 об/мин, расчетные и экспериментальные значения жесткости опор.

На основе результатов выполненных исследований проведен предварительный анализ возможностей использования устройств на основе высокотемпературных сверхпроводников на космических платформах и в лунной программе.

На базе этих соображений признано целесообразным начать системные исследования в этом направлении и разработку модулей с ВТСП – элементами для обсуждаемых устройств космического назначения.

В.В. Мухин, И.А. Рубцов, А.М. Кучинский
г. Москва, ФГУП "ЦЭНКИ" - "НИИ ПМ имени
академика В.И. Кузнецова"

1.3.12.

**ОБЗОР СИСТЕМ ГАЗОВОГО КОНТРОЛЯ
ВЫСОКОТОКСИЧНЫХ КОМПОНЕНТОВ РАКЕТНОГО
ТОПЛИВА**
(стендовый доклад)

В последнее время в мире все больше внимания уделяется проблемам экологической безопасности на промышленных и военных объектах. Ракетно-космическая отрасль Российской Федерации не стала исключением. Причина тому применение высокотоксичных компонентов ракетного топлива (КРТ) в качестве окислителя и горючего соответственно. Возможные аварии при пусках ракетносителей, при транспортировке КРТ на автомобильном и железнодорожном транспорте, при хранении и заправке топливозаправщиков заставляют обращать внимание на безопасность обслуживающего персонала. Для обеспечения безопасности предусмотрены: средства индивидуальной защиты, системы предупреждения и оповещения, аварийные системы.

В соответствии с требованиями федерального закона № 116-ФЗ "О промышленной безопасности опасных производственных объектов" и ПБ-03-517-02 «Общие правила промышленной безопасности для организаций, осуществляющих деятельность в области промышленной безопасности опасных производственных объектов» необходимо обеспечить контроль за содержанием паров высокотоксичных КРТ в воздухе рабочих зон. Для чего необходимо наличие стационарных систем газового контроля на объектах приема, заправки и хранения высокотоксичных КРТ.

В данной работе рассматриваются проблемы создания систем газового контроля для объектов наземной космической инфраструктуры. Приводится описание основных высокотоксичных КРТ и их свойств. Рассматриваются производители датчиков-газоанализаторов, в модельном ряду которых заявлены приборы по обнаружению гидразина и его производных в воздухе рабочей зоны, принципы работы сенсоров по обнаружению высокотоксичных компонентов ракетного топлива, а именно: фотоколориметрический, оптронноспектрометрический, электрохимический. Проводится сравнение продукции по габаритно-весовым и эксплуатационным характеристикам.

Приводится вывод о том, что для решения подобных задач на объектах космической инфраструктуры сейчас внедряется продукция импортного производства, поскольку на данный момент отсутствуют

конкурентные отечественные газоанализаторы, которые способны работать не только в лабораторных условиях, но и в погодных реалиях нашей страны, а это, $-50^{\circ} \dots +60^{\circ}$; что становится проблемой обеспечения безопасности здоровья как обслуживающего персонала, так и жителей близлежащих населенных пунктов.

В.И. Заварзин, Г.А. Патин
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

1.3.13.

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ЗАТВОР ВОЗВРАТНОГО ДЕЙСТВИЯ С ЛИНЕЙНЫМ ПЬЕЗОДВИГАТЕЛЕМ

(стендовый доклад)

Материалы воздушного фотографирования находят свое применение в различных областях, таких как: создание карт местности при строительстве различных сооружений, морской съемке, лесоустройстве, геологических изысканиях, ледовой разведке, археологических работах, прогнозировании погоды и т.д. Одним из наиболее важных и сложных узлов аэрофотоаппарата является затвор. Существуют разные конструкции затворов, отличаются они видом ламелей, скоростью срабатывания, и размером перекрываемого отверстия.

Разработана конструкция затвора, которая состоит из основания, внутреннего и внешнего приводного кольца, ламелей и направляющих штифтов, затвор приводится в действие линейным пьезодвигателем. Высокая скорость срабатывания (1/200 секунды) достигается тем, что ось вращения ламели находится на одном приводном кольце, а направляющий штифт на другом кольце. При вращении этих колец в противоположные стороны, возникает большое угловое ускорение ламели. В разработанной конструкции затвора не применяются редукторные пары и пружинные ускорители. Минимальное количество рабочих подвижных элементов обеспечит долговечность конструкции затвора. По результатам расчета для реализации данной идеи в качестве двигателей, можно применить линейные пьезодвигатели или электромагниты. Особенностью конструкции является ее устойчивость, это обеспечивается применением прижимных валиков, которые одновременно прижимают внутреннее и внешнее кольца затвора. Диаметр перекрываемого отверстия составляет 28 мм. Минимальные зазоры при изготовлении, а также регулируемое прижатие колец, позволяют добиться стабильности работы и обеспечить высокую скорость срабатывания затвора.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

Секция 2.1.

Е.Л. Гусев

Институт проблем нефти и газа СО РАН (г. Якутск)

2.1.1.

**МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ОПТИМАЛЬНОГО
ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОМПОЗИЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ
ПРИ ВОЛНОВЫХ ВОЗДЕЙСТВИЯХ**

Широкое распространение композиционных конструкций в различных областях физики, техники, приборостроения, общность их математического описания приводят к необходимости создания единого подхода к задачам исследования предельных возможностей композиционных конструкций по достижению требуемого комплекса свойств [1-7]. Современные конструкции должны удовлетворять широкому комплексу требований, связанных с ограничением на вес, стоимость, прочность, жесткость, надежность, стойкость к воздействию дестабилизирующих факторов различной физической природы и многим другим. Поэтому проблеме оптимального проектирования конструкций уделяется в настоящее время значительное внимание. Применение оболочечных конструкций, особенно слоистой структуры, обеспечивает сочетание высокой несущей способности с малой массой. Слоистая структура обеспечивает также достижению необходимых тепло-, звуко-, виброизоляционных и других важных свойств. Это актуально для конструкций ракетно-космической, авиационной, судостроительной и многих других отраслей современной техники. Внедрение композиционных материалов, обладающих высокими удельными характеристиками (прочностью, жесткостью) и многими другими необходимыми для ответственных изделий свойствами, а также возможностью регулирования механических и физических характеристик в широких пределах, позволяет создавать многофункциональные высокоэффективные слоистые конструкции с заданными параметрами. Повышение эффективности конструкций неразрывно связано с совершенствованием подходов и моделей их оптимального проектирования и расчета. Наиболее универсальным является вариационный подход, позволяющий свести задачу оптимального проектирования к некоторой задаче оптимального управления системами специальной структуры.

Чрезвычайно важное значение слоистых композитных конструкций в физике и технике обуславливается тем обстоятельством,

что они являются одним из существенных элементов различных устройств, управляющих энергетическими характеристиками волновых процессов. Развитие научно-технического прогресса необходимо сопровождается расширением областей применения устройств, принципы работы которых основаны на использовании закономерностей, возникающих при взаимодействии волновых процессов различной физической природы с неоднородными структурами. Проблема наиболее эффективного функционирования таких устройств связана с проблемой всестороннего исследования предельных возможностей неоднородных структур как фактора управления параметрами волнового поля. Решение же последней проблемы возможно только на основе разработки эффективных методов конструирования предельных структур.

Таким образом, изучение предельных возможностей неоднородных композитных конструкций по достижению требуемого комплекса свойств при воздействии волновых процессов различной физической природы является актуальной задачей, имеющей важное теоретическое и прикладное значение.

Одними из наиболее эффективных методов построения решений с требуемым комплексом свойств в вариационной постановке являются методы, основанные на принципе максимума Л.С. Понтрягина [1-3, 8]. Применение методики оптимального синтеза, основанной на принципе максимума Л.С. Понтрягина, и связанной с игольчатым варьированием допустимого решения, позволяет осуществлять синтез композиционных структур, для которых функциональные зависимости энергетических характеристик от частоты являются более эффективными во всем фильтруемом диапазоне частот по сравнению с соответствующими зависимостями энергетических коэффициентов, построенными с помощью известных подходов. Условия типа принципа максимума связаны с достижением экстремума некоторой функции, зависящей от параметров задачи на оптимальном решении:

$$R(*; u_k^*) = \max_{u \in U} R(*; u),$$

$$b_{k-1}^* \leq z \leq b_k^*, (k = 1, \dots, N^*)$$
(1)

В этих обозначениях u_k^* - оптимальные физические параметры материалов слоев, b_k^* - оптимальные координаты границ слоев композиционной конструкции, N^* - оптимальное число слоев.

Тем не менее, методы синтеза, основанные на необходимых условиях оптимальности, связанными с нелокальными вариациями параметров, типа принципа максимума Л.С. Понтрягина, хотя и позволяют строить эффективные решения, тем не менее получаемые резуль-

тирующие решения являются локально-оптимальными. Поэтому применение методологии принципа максимума Л.С. Понтрягина не позволяет исследовать предельные возможности слоисто-неоднородных композиционных структур по достижению требуемого комплекса свойств. Для исследования предельных возможностей композиционных конструкций необходима разработка методов оптимального синтеза на качественно иной основе.

Отсутствие эффективных методов исследования предельных возможностей приводит к тому, что с одной стороны, отсутствует возможность оптимального конструирования слоисто-неоднородных конструкций с характеристиками предельно близкими к требуемым. А с другой стороны, отсутствует возможность оценить насколько существенно многослойные конструкции, функционирующие в различных областях физики и техники, отличаются по своим характеристикам от предельно-достижимых.

Одним из наиболее эффективных подходов к решению данной проблемы является разрабатываемый подход, основанный на установленном свойстве внутренней симметрии в структуре оптимальных композиционных конструкций и теории многозначных отображений [1-5, 9]. Показано, что данный подход позволяет исследовать предельные возможности слоисто-неоднородных композиций по достижению заданного комплекса свойств.

Для определенного круга волновых задач синтеза показано, что во взаимосвязи параметров в слоисто-неоднородных композициях, реализующих предельные возможности, существует внутренняя симметрия, что позволяет существенно уменьшить их размерность [1-7]. В таких задачах, которые мы в дальнейшем будем называть опорными, совокупность всех вариантов многослойных композиционных конструкций, реализующих предельные возможности по управлению параметрами волнового поля, оказывается принадлежащей узкому компактному множеству.

Разработана методика аналитического описания границ выделяемого компактного множества. Для опорных задач оптимального синтеза может быть эффективно выделена совокупность всех вариантов слоистых структур, параметры которых доставляют глобальный минимум функционалу качества, характеризующему близость функциональных характеристик к требуемым.

Тем не менее существует широкий круг волновых задач синтеза в различных областях физики и техники, для которых не представляется возможным аналитически описать границы компактных множеств, содержащих всю совокупность оптимальных решений. Однако эти за-

дачи могут быть некоторым образом связаны с опорными задачами синтеза. Например, при определенных способах введения параметра в модель они могут оказаться в одном параметрическом семействе, таком, что одному значению параметра соответствует исходная задача синтеза, а другому - опорная задача. При этом возникает проблема как на основе знания оптимальных решений опорных задач синтеза разработать эффективные методы исследования предельных возможностей для широкого круга волновых задач синтеза, возникающих в различных областях физики и техники.

Погрузим исходную задачу оптимального синтеза в параметрическое семейство задач оптимального синтеза, зависящее от вещественного параметра δ ($\delta_0 \leq \delta \leq \delta_1$). При этом значению параметра $\delta = \delta_0$ соответствует опорная задача синтеза, для которой эффективно может быть выделена вся совокупность оптимальных решений, реализующих предельные возможности по достижению заданного комплекса свойств $U^*(\delta_0)$. Значению же параметра $\delta = \delta_1$ соответствует исходная задача оптимального синтеза. Множество глобально-оптимальных решений в исходной задаче синтеза обозначим через U^* . При этом $U^* = U^*(\delta_1)$.

На основе теории многозначных отображений [9] разработана методика продолжения решения по параметру, позволяющая осуществлять эффективное продолжение множества глобально-оптимальных решений опорной задачи синтеза по параметру. Разработанная методика исследования предельных возможностей, основанная на теории многозначных отображений и методах продолжения по параметру, позволяет осуществлять эффективное конструирование слоисто-неоднородных структур со сложными характеристиками при волновых воздействиях.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований - грант № 13-08-00229.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гусев Е.Л. Математические методы синтеза слоистых структур.- Новосибирск: Наука, 1993.- 262 с.
2. Гусев Е.Л. Качественные закономерности взаимосвязи параметров в оптимальных структурах в задачах оптимального синтеза неоднородных структур из дискретного набора материалов при волновых воздействиях // Доклады РАН. 1996. т.346, № 3. С. 324-326.

3. *Гусев Е.Л.* Об априорном сужении допустимого набора материалов в задачах оптимального синтеза неоднородных структур из дискретного набора материалов при волновых воздействиях//Доклады РАН. 1996. т. 349, №3. С. 329-331.
4. *Gusev E.L.* Mathematical methods of investigation limit possibilities of interference coatings for the reaching of the given complex of properties//Optical Interference Coatings, vol.9, OSA, Technical Digest Series (Optical Society of America). 1998. P.286-287.
5. *Гусев Е.Л.* Свойство внутренней симметрии во взаимосвязи параметров в оптимальных структурах в задачах оптимального синтеза неоднородных структур при волновых воздействиях//Труды Международной конференции «Симметрия в естествознании». Красноярск. 1998. С. 47-48.
6. *Gusev E.L.* Optimal synthesis methodology of nonhomogeneous structures under the influence of electromagnetic waves// Int. J. Of Applied Electromagnetics and Mechanics. 1999. N 10 P. 405-416.
7. *Бакулин В.Н., Гусев Е.Л., Марков В.Г.* Методы оптимального проектирования и расчета композиционных конструкций. В 2 т. Т.1. Оптимальное проектирование конструкций из композиционных и традиционных материалов. М. Наука-Физматлит. 2008. 256с.
8. *Понтягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф.* Математическая теория оптимальных процессов.- М.: Наука. 1983.-392 с.
9. *Лисковец О.А.* Некорректные задачи с замкнутым необратимым оператором//Дифференциальные уравнения. 1967. № 4. С. 636-646.

В.В. Горский, Е.Г. Ватолина, А.В. Запривода
г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

2.1.2.

СИСТЕМА АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ ПРОГРАММНЫХ СРЕДСТВ, ТЕПЛООВОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

На современном этапе проектирования изделий ракетно-космической техники (РКТ) остро стоит проблема обеспечения полета изделий с максимальными скоростями, которые допускает их конструкция с точки зрения действующих на нее силовых и тепловых нагрузок со стороны газового потока.

В этой связи необходимо отметить, что тепловое проектирование летательных аппаратов относится к числу наиболее трудоемких элементов проектирования изделий данного типа в целом. Это обстоятельство обусловлено необходимостью решения ряда научно-технических задач, основными из которых являются:

- качественное определение тепловых нагрузок, действующих на поверхность изделия, может быть получено только на базе обшир-

ных экспериментальных исследований, проведенных в струях аэродинамических установок, и расчетно-теоретических исследований, выполненных в рамках трехмерных уравнений Навье – Стокса:

- проведения тепловых расчетов для широкого круга условий полета изделия в атмосфере;
- расчетов температурных режимов для элементов конструкции изделия, а также деструкции и абляции тепловой защиты, в большом числе зон, расположенных на его поверхности.

Оперативное и качественное решение поставленных задач не возможно без использования современных специализированных программных систем.

В связи с этим, специалистами ОАО «ВПК «НПО машиностроения» создана система автоматизированных программных средств теплового проектирования ЛА, пригодная для выполнения как проектных расчетов, так и научно-технических исследований в области теплового проектирования ЛА.

В докладе рассмотрены основные вопросы применения разработанной системы, которые определены в следующих тезисах:

- Основные задачи теплового проектирования ЛА;
- принципы построения системы автоматизированных программных средств для решения задач теплового проектирования ЛА.

В.П. Ефремов¹, А.И. Потапенко², Б.А. Демидов³,

А.В. Уткин¹, В.И. Крайнюков⁴

г. Москва, ¹ОИВТ РАН

г. Сергиев Посад, ²ФГКУ «12 ЦНИИ» Минобороны России

г. Москва, ³НИЦ «Курчатовский институт»

г. Реутов, ⁴ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

2.1.3.

УДАРНЫЕ ВОЛНЫ В КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛАХ ПРИ ИМПУЛЬСНОЙ НАГРУЗКЕ

Композиционные материалы, создаваемые для аэрокосмической техники, в процессе эксплуатации могут подвергаться импульсным нагрузкам. Незаменимость применения композиционных материалов определяется требованиями к весовому совершенству аэрокосмической техники.

Цель настоящей работы – является обоснование и описание развитых в последнее время экспериментальных методов, характеризующих поведение композиционных материалов при импульсных нагрузках.

При воздействии интенсивных импульсных потоков излучений в материале композиционной мишени возникают различные типы нагрузки. Если рассматривать слабые потоки излучений (без испарения в зоне энерговыделения), то можно выделить две зоны нагрузок.

Первая зона это область объемного радиационного энерговыделения. Здесь происходит изохорический нагрев материала, повышение давления в нем и образование растяжения (отрицательного давления) за счет отражения импульса повышенного давления от свободной поверхности. (В этой работе мы рассматриваем короткие импульсы излучения – меньшие, чем время акустической релаксации зоны энерговыделения)

Вторая зона – необлученный (холодный) материал. В этой зоне распространяются волны сжатия (ударные волны) и растяжения. Повышения температуры здесь небольшие и определяются нагревом вещества за фронтом ударной волны.

Физическое моделирование процессов в двух зонах принципиально различно.

Первая зона работает в условиях изохорического нагрева и повышение давления в ней пропорционально поглощенной энергии излучения и коэффициенту Грюнайзена. Для физического моделирования этого явления требуются проникающие излучения.

Вторая зона работает в условиях ударно – волнового сжатия и растяжения. Для моделирования процессов этого явления необходимы ударно-волновые испытания во взрывных камерах.

Удельная энергия сублимации в композитах может существенно отличаться. При превышении объемным энерговыделением величины энергии сублимации отрицательная часть импульса давления уносится газовой фазой, а в мишени распространяется только импульс сжатия. Методы, развитые для слабых потоков облучения изложены в работе [1,3,4]. Новый метод для измерения механического импульса при интенсивном облучении изложен ниже.

Для проведения экспериментальных исследований физических процессов и последствий воздействия мощных потоков энергии использовался сильноточный импульсный электронный ускоритель «Кальмар».

*Березин А.В.⁴, Жуков Д.А.¹, Жуковский М.Е.⁴,
Конюков В.В.¹, Крайнюков В.И.¹, Марков М.Б.⁴,
Помазан Ю.В.³, Потапенко А.И.²*

г. Реутов, ¹ОАО «ВПК «НПО машиностроения»
г. Сергиев Посад, ²ФГКУ «12 ЦНИИ» Минобороны России
г. Москва, ³Секция прикладных проблем при Президиуме РАН
г. Москва, ⁴ГНЦ РФ - ФГУП "Исследовательский
центр имени М.В. Келдыша"

2.1.4.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ЭФФЕКТОВ В СЛОЖНЫХ КОНСТРУКЦИЯХ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ИМПУЛЬСНЫХ ИЗЛУЧЕНИЙ

Представлена математическая модель переноса фотонов и генерации ими вторичных электромагнитных полей в конструкции сложной геометрической формы и упаковки. Приведен эскизный чертеж модельной конструкции изделия. Представлены результаты расчетов потока фотонов в различных элементах конструкции модельного изделия. Показано, что пакет материалов корпуса изделия может резко ослаблять поток фотонов, рассеивая не только мягкие, но и жесткие кванты, причем интенсивность поглощения имеет ярко выраженные максимумы. В газовой среде внутри изделия образуется объемный заряд и электростатическое поле. При этом в малой пространственной области внутри корпуса изделия электрическое поле может достигать большой амплитуды.

В.В. Варенцов

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

2.1.5.

РАСЧЕТ ДЛИНЫ ЛОТКА ДЛЯ ПОДАЧИ ДЕТАЛЕЙ НА ПОЗИЦИЮ ЗАХВАТА ПРОМЫШЛЕННОГО РОБОТА

Автоматизация многих технологических процессов, связанных с механической обработкой массовых изделий, часто осуществляется с помощью промышленных роботов. При этом детали или заготовки могут подаваться на позицию захвата промышленного робота с помощью различных лотков.

В работе, рассматривается движение деталей в форме цилиндра или параллелепипеда по лотку-склизу под действием силы тяжести. При этом любой лоток можно разделить на три участка: наклонный, криволинейный и горизонтальный (рис.1). При этом возможны три

случая.

Первый случай - деталь проходит весь путь по лотку от начала наклонного участка до конечного положения в конце лотка, ударившись об упор. Это может быть, если частота подачи деталей на лоток из какого-либо питателя совпадает с частотой удаления их с лотка, при условии, что лоток до начала работы был пуст. Условие, которое должно выполняться при этом, состоит в том, что деталь, ударившись об упор минимальной высотой, может повернуться вокруг него на максимальный угол, при котором теоретически она может вернуться в положение, занимаемое до удара.

Второй случай - деталь движется из начала наклонного участка лотка и сталкивается с деталями, которые накопились на лотке по различным причинам. При этом на позиции захвата промышленного робота детали может и не быть до тех пор, пока движущаяся по лотку деталь не сдвинет покоящиеся детали в положение, когда первая в этом ряду деталь не переместится до упора в конце лотка.

Третий случай - накопившиеся на лотке детали могут перемещаться в конец лотка под действием силы тяжести деталей на наклонном участке лотка.

Расчет длины каждого участка лотка осуществляется с применением общих теорем динамики с учетом сил трения. Угол наклона для лотка согласуется с углом трения и размерами детали. В результате получены формулы, необходимые для расчета длины каждого участка лотка. По этим формулам, задавая размеры детали и некоторые конструктивные размеры, обусловленные технологическим процессом, можно моделировать длину каждого участка и всего лотка.

Предлагаемая методика позволяет рассчитывать лотки не только с прямолинейными, но и с зигзагообразными участками и может быть полезной при проектировании периферийных устройств робототехнологических комплексов.

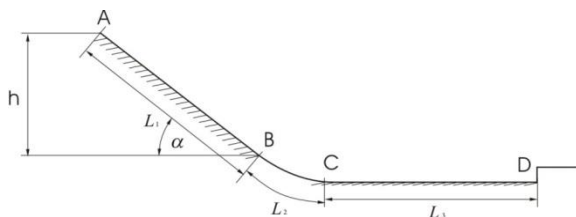


Рис.1 Расчетная схема деления лотка на участки: АВ – наклонный участок, ВС – криволинейный участок, CD – горизонтальный участок.

В.А. Грибков

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

2.1.6.

ОДНА ЗАДАЧА ИЗ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ АКАДЕМИКА В.Н. ЧЕЛОМЕЯ

Рассматривается одна из систем, представленных академиком В.Н. Челомеем в публикации [1] – тройной инвертированный маятник, стабилизируемый высокочастотной моногармонической вибрацией точки подвеса.

В научной периодике и в опубликованных монографиях по колебательным системам с параметрической накачкой отсутствуют прямые ссылки на данную систему и результаты исследований указанного объекта. Единственной статьей, ссылающейся на [1] и непосредственно связанной с тройным инвертированным маятником из [1], является работа С.В. Челомея 1999 г. С.В. Челомей предложил аналитический способ решения задач динамики и устойчивости обращенного математического гетерогенного маятника с произвольным числом звеньев, пригодный, в частном случае, и для анализа поведения тройного обращенного математического маятника.

В данной работе решена задача устойчивости тройного обращенного гетерогенного физического маятника из [1] с использованием нескольких известных расчетных подходов. Также предложен новый достаточно простой и, в тоже время эффективный, прием решения задачи устойчивости инвертированных гетерогенных и гомогенных маятниковых систем произвольной размерности как математических, так и физических.

Впервые получены расчетным и опытным путем в достаточно широком диапазоне параметров границы области устойчивости одинарного, двойного, тройного маятников (одинарный и двойной являются частями тройного [1]). В отличие от статьи Сейраняна А.П., Ябуно Х., Цумото К. (2005 г.) в данной работе получены экспериментальные результаты не для прямого, а для обращенного маятника, не только одинарного, но и двойного и тройного. От Acheson D. J., Mullin T. (1993 г.) отличие заключается в полном и подробном описании объектов испытаний, допускающем повторение расчетов, а также в использовании нескольких более совершенных расчетных методов. Граничные параметры области устойчивости определены экспериментально на специально для этого созданных средствах возбуждения и измерения колебаний. Получено хорошее совпадение расчетных и экспериментальных результатов. Расхождение «расчет-эксперимент» для большинства точек не превышает 5% .

Материалы исследований двух других систем академика В.Н. Челомея из публикации 1983 г. (маятника Челомея и трубки с всплывающим тяжелым шариком) неоднократно докладывались автором на различных научных конференциях, в том числе, на конференциях «Аэрокосмические технологии», проводимых под эгидой «ВПК «НПО машиностроения».

ЛИТЕРАТУРА

1. Челомей В.Н. Парадоксы в механике, вызываемые вибрациями // Докл. АН СССР, 1983, т.270, № 1.- с. 62-67.

В.Д. Сулимов, П.М. Шкапов

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

2.1.7.

ГИБРИДНЫЕ АЛГОРИТМЫ КОРРЕКЦИИ АНАЛИТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ГИДРОМЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ ПО СПЕКТРАЛЬНЫМ ДАННЫМ

В состав многих изделий аэрокосмической промышленности входят гидромеханические системы различного назначения. При разработке и последующей эксплуатации таких систем требуется обеспечить выбор их оптимальных динамических характеристик, а также диагностирование по некоторым косвенным данным, полученным при измерениях. Современные подходы к исследованию сложных систем предполагают применение методов математического моделирования [1]. Накопленный опыт показывает, что прямое моделирование реальных объектов, как правило, не гарантирует требуемое качество соответствующих аналитических моделей. Актуальным направлением исследований является создание эффективных численных методов коррекции аналитических моделей систем, в том числе с использованием измеряемых модальных данных [2, 3]. Так, к настоящему времени разработано и находит применение значительное число процедур коррекции моделей систем на основе метода конечных элементов [4]. Следует отметить, что численные процедуры коррекции и диагностирования существенно связаны с формулировкой и решением соответствующей обратной спектральной задачи [5]. Одним из основных подходов к решению обратных задач является оптимизационный [6–9]. При реализации процедур коррекции моделей и диагностирования систем, в частности, по спектральным данным, должны быть учтены некоторые важные особенности, в том числе корректность постановки обратной

задачи, неполнота косвенной информации, наличие в спектрах систем кратных частот и др. [10]. Как следствие, критериальные функции обратных задач в общем случае являются непрерывными, многоэкстремальными и не всюду дифференцируемыми. Кроме того, при вычислении каждого текущего значения функции в точках допустимой области могут потребоваться значительные вычислительные ресурсы. Этим обусловлена актуальность разработки эффективных алгоритмов решения обратных задач с многоэкстремальными критериальными функциями на основе методов недифференцируемой оптимизации. Рассматриваемый подход основан на разработке и применении математических моделей гидромеханических систем, математических методов расчета основных динамических характеристик систем, методов теории обратных задач, методов глобальной недифференцируемой оптимизации.

Представлены гибридные алгоритмы глобальной оптимизации, основанные на алгоритме М-РСА и ориентированные на решение задач коррекции аналитических моделей гидромеханических систем. Следует отметить, что описанные алгоритмы глобальной оптимизации являются робастными для задач с разрывными или зашумленными критериальными функциями. Разработано программное обеспечение, реализующее гибридные алгоритмы. Получено решение модельных задач коррекции.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ (грант Президента РФ по поддержке научных исследований ведущих научных школ РФ, код НШ-4058.2014.8).

*Н.Ю. Дмитриева¹, Д.А. Жуков², Д. И. Крохалев¹,
А. В. Пыж¹, В.Е. Смирнов²*

г. Сергиев Посад, ¹ФГКУ «12 ЦНИИ» Минобороны России

г. Реутов, ²ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

2.1.8.

РАСЧЕТНАЯ ОЦЕНКА ТОКОВ, НАВЕДЕННЫХ В МНОГОПРОВОДНЫХ ЭКРАНИРОВАННЫХ ЛИНИЯХ СВЯЗИ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ВНЕШНИХ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ПОЛЕЙ, С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТЕОРИИ MTL

В настоящей работе представлен метод расчета токов, наведенных в многопроводных экранированных кабельных линиях при воздействии внешнего электромагнитного поля (ЭМП). Задача решается в два этапа, на первом из которых вычисляются токи, наведенные на

экране кабеля (внешняя задача), а на втором с учетом экранирующих свойств оплетки рассчитываются токи во внутренних жилах кабеля (внутренняя задача). Внешняя задача может быть решена как в приближении длинных линий, так и с использованием полноволновых методов вычислительной электродинамики. Внутренняя задача решается с применением теории МТЛ, основанной на дифференциальных уравнениях для токов и напряжений в многопроводных линии передачи, записанных в матричном виде. Представленный метод может использоваться для расчетной оценки токов, наведенных в электрических цепях ракетно-космических систем (РКС), при проведении исследований, направленных на обеспечение помехоустойчивости радиоэлектронной аппаратуры (РЭА), входящей в состав РКС.

А.В. Давыдов¹, С.А. Дегтярев¹, А.В. Иванов², М. К. Леонтьев³
г. Химки, ¹НТЦ по роторной динамике ООО "Альфа-Транзит"
г. Воронеж, ²ОАО «Конструкторское бюро химавтоматики»
г. Москва, ³Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)

2.1.9.

МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТНА СО ЩЕЛЕВЫМИ УПЛОТНЕНИЯМИ

В настоящее время существует достаточно много работ, в которых показано, что опоры роторов, включающие подшипники качения, щелевые уплотнения рабочего тракта являются нелинейными узлами ТНА, жесткостные и демпфирующие характеристики которых зависят от режимов работы. Например, коэффициенты жесткости подшипников качения могут меняться в несколько раз в зависимости от зазоров в подшипниках, частоты вращения ротора, веса ротора, действующих радиальных и осевых сил. С точки зрения общей динамики роторов щелевые уплотнения в ТНА выполняют функции дополнительных опор (подшипников), которые влияют на положение резонансных режимов. Помимо этого в щелевых уплотнениях, возникающие в процессе работы гидродинамические силы, могут приводить к автоколебаниям ротора и потере его устойчивости, проявляющейся очень большими реакциями в опорных узлах, которые могут привести к их разрушению.

До настоящего времени для конструкторов определение динамических характеристик роторов со щелевыми уплотнениями остается достаточно трудоемкой для решения проблемой. Авторы доклада предлагают математическую модель щелевого уплотнения, в том чис-

ле с плавающими кольцами, а также методику, исследования роторной динамики жидкостных насосов, с такими уплотнениями в линейной и нелинейной постановке. Алгоритмы, реализующие модель и методику, включены в программную систему Dynamics R4 (www.alfatran.com), предназначенную для решения задач роторной динамики турбомашин и агрегатов различного назначения. С их помощью можно получить такие важные для конструкторов характеристики, как величину гидродинамических сил в зазорах уплотнения, перемещения ротора в зазорах уплотнений, моменты возникновения автоколебаний ротора, моменты возникновения движения и остановки кольца с учетом действующих сил трения от перепада давления на кольцах и т.д.

Результаты применения алгоритмов представлены для двух роторных систем - модельного ротора и водородного турбонасосного агрегата (ТНА) с максимальной частотой вращения свыше 200000 об/мин. Модель ТНА включает 8 целевых уплотнений и четыре подшипника качения.

А.Ю. Бушуев, Б.А. Фарафонов

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

2.1.10.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА РАСКРЫТИЯ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ БОЛЬШОЙ ПЛОЩАДИ

Раскрытие солнечных батарей (СБ) является одной из ключевых динамических операций функционирования космического аппарата (КА), которая определяет возможность его дальнейшей эксплуатации [1].

Возрастание энергопотребления перспективных КА приводит к увеличению размеров СБ. Поэтому является актуальной проблема безотказного функционирования системы раскрытия (СР) большой площади [2]. Основными элементами такой системы раскрытия является многозвенная конструкция с тросовой системой синхронизации [3].

В достаточной мере, реальные условия процесса раскрытия на стенде затруднительно воспроизвести [2]. Поэтому для обоснования выбора конструктивных параметров элементов системы раскрытия и подтверждения надежности процесса раскрытия требуется проведение детального математического моделирования.

Для исследования процесса раскрытия СБ используется уравнение Лагранжа второго рода для кинетической энергии солнечной батареи, моделируемой многозвенником (без учета откидных панелей).

Отличительной особенностью предлагаемого подхода является итерационный способ учета деформации тросов системы синхронизации. Достаточно подробно рассматривается конструкция системы раскрытия.

На основе анализа кинематической схемы системы раскрытия выбраны размеры радиусов роликов и передаточные отношения двух типов шестеренчатых механизмов, обеспечивающих заданную последовательность фиксации звеньев. При условии отсутствия деформации тросов найдено время раскрытия многозвенной конструкции.

Для определения предварительного натяжения тросов, оптимальных конструктивных параметров и характеристик системы раскрытия, а также анализа нештатных ситуаций и оценки надежности процесса раскрытия требуются дальнейшие исследования с помощью построенной модели.

ЛИТЕРАТУРА

1. Д.В. Бакунин, С.В. Борзых, Н.С. Ососов, Ю.Н. Щиблев Математическое моделирование процесса раскрытия солнечных батарей // математическое моделирование 2004 т. 16 №6 с. 86-92
2. И.Г. Ильясова Динамика процесса раскрытия многозвенных солнечных батарей // вестник самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королева 2012 №4 (35) с. 88-93
3. А.В. Крылов, С.А. Чурилин Моделирование раскрытия солнечных батарей различных конфигураций // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана сер. «Машиностроение» 2011 №1 с. 106-111

В.Н. Бакулин

г. Москва, ФГБУН Институт прикладной механики РАН

2.1.11.

**ПОСТРОЕНИЕ ДЛЯ СЛОЕВ ЗАПОЛНИТЕЛЯ
ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ОСЕСИММЕТРИЧНОЙ ОБОЛОЧКИ
СЛОИСТО-НЕОДНОРОДНОЙ СТРУКТУРЫ,
РАССМАТРИВАЕМЫХ В ТРЁХМЕРНОЙ ПОСТАНОВКЕ,
СПЕЦИАЛЬНЫХ АППРОКСИМИРУЮЩИХ ФУНКЦИЙ,
ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ НЕПРЕРЫВНОСТЬ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ
НА ПОВЕРХНОСТЯХ КОНТАКТА ЗАПОЛНИТЕЛЯ С
МОМЕНТНЫМИ НЕСУЩИМИ СЛОЯМИ**

Растущее применение оболочек вращения слоисто-неоднородной структуры вызывает необходимость в постоянном совершенствовании методов уточненного исследования напряженно-деформированного состояния (НДС) таких конструкций.

Одним из путей уменьшения затрат на решение задач по расчету напряженно-деформированного состояния оболочек вращения слоисто-неоднородной структуры с помощью метода конечных элементов является получение и применение таких функций формы, которые приводят к повышению скорости сходимости численных результатов, а следовательно к уменьшению числа конечных элементов, на которые «разбиваются» моделируемые конструкции.

Проведенные исследования показали, что наиболее эффективными, т.е. приводящими к высокой скорости сходимости численных результатов, являются функции формы, построенные на основе аналитических решений задач теории оболочек. Но разработать такой подход удалось только для осесимметричных цилиндрических оболочек вращения слоисто-неоднородной структуры.

Чтобы избежать погрешностей, вызываемых разрывом обобщенных перемещений на поверхностях раздела несущих слоев и слоев заполнителя и наблюдаемых при стыковке по нормальной к поверхности раздела координате разнотипных конечных элементов с разными аппроксимирующими функциями, предлагается использовать следующий подход. Для конечных элементов слоев заполнителя на криволинейных поверхностях выбирается столько же узлов, сколько их у конечных элементов несущих слоев, и в качестве узловых неизвестных и аппроксимирующих функций используются те же обобщенные перемещения и аппроксимирующие функции, что и у конечных элементов несущих слоев.

Секция 2.2.

Ю.И. Димитриенко¹, Е.А. Губарева¹, Д.О. Яковлев²

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана¹

*г. Реутов, *ОАО «ВПК «НПО машиностроения»²*

2.2.1.

**НОВАЯ ТЕОРИЯ РАСЧЕТА МНОГОСЛОЙНЫХ
КОМПОЗИТНЫХ ПЛАСТИН, ОСНОВАННАЯ НА
АСИМПТОТИЧЕСКОМ АНАЛИЗЕ ТРЕХМЕРНЫХ
УРАВНЕНИЙ ТЕОРИИ УПРУГОСТИ**

Представлены основные соотношения новой теории тонких многослойных анизотропных пластин, построенной из общих уравнений общей трехмерной теории упругости путем введения асимптотических разложений по малому параметру, без введения каких-либо гипотез относительно характера распределения перемещений и напряжений по толщине. Показано, что глобальная (осредненная по определенным правилам) задача теории термоупругости пластин в разработанной теории получается близкой к теории пластин Кирхгофа-Лява, но отличается от нее наличием третьего порядка производных от продольных перемещений пластины. Предложенная теория позволяет вычислить все 6 компонент тензора напряжений, включая поперечные нормальные напряжения и напряжения межслойного сдвига. Проведен численный сравнительный анализ решений, получаемых с помощью предложенной новой теории тонких пластин и с помощью конечно-элементного решения трехмерной задачи теории упругости и термоупругости на основе программного комплекса ANSYS. Показано, что предложенный метод позволяет вычислять все 6 напряжений в пластине с очень высокой точностью, приблизится к которому с помощью конечно-элементного трехмерного решения удастся только при использовании очень мелких сеток с большим числом КЭ по толщине пластины, что является серьезным ограничением при проведении расчетов тонкостенных пластин и оболочек.

*И.Н. Гурина, Л.И. Волкова, Н.Н. Волков,
С.С. Ковалкин, А.В. Колпаков, В.В. Миронов*
г. Москва, ГНЦ РФ - ФГУП "Исследовательский
центр имени М.В. Келдыша"

2.2.2.

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНОГО
РАДИАЦИОННО-КОНВЕКТИВНОГО ТЕПЛООБМЕНА В
РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ С НАСАДКАМИ
РАДИАЦИОННОГО ОХЛАЖДЕНИЯ И В
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ УСТАНОВКАХ ДЛЯ ИХ
ИСПЫТАНИЯ**

Для уменьшения веса современных ракетных двигателей используются сопловые насадки радиационного охлаждения из легких композиционных материалов на основе углерода. В отличие от регенеративно охлаждаемой части сопла двигателя, которая имеет относительно холодную поверхность, насадок охлаждается только посредством радиационного сброса тепла и поэтому нагревается до температур, близких к максимально допустимым. Перспективные ракетные двигатели высотных ступеней с насадками радиационного охлаждения отрабатывают в наземных условиях в экспериментальных установках для высотных испытаний. Течение излучающих продуктов сгорания в установке для высотных испытаний имеет сложную структуру и включает в себя области ускорения и торможения потока, а также скачки уплотнения. За срезом сопла в сходящейся части выхлопного диффузора на входе газодинамической трубы поток продуктов сгорания тормозится, оставаясь сверхзвуковым. После прохождения ударной волны, расположенной в тракте диффузора, происходит переход сверхзвукового потока в дозвуковой. Температура потока при этом практически восстанавливается до температуры в камере сгорания. Заторможенные в выхлопном диффузоре продукты сгорания посредством излучения могут оказывать на конструкцию соплового блока влияние, несвойственное работе в штатных условиях. Поэтому расчетное определение величины дополнительных тепловых нагрузок на двигатель при его наземной отработке вместе с расчетом прогрева насадка радиационного охлаждения при работе ракетного двигателя в вакууме является актуальной задачей.

Авторами создана математическая модель нестационарного радиационно-конвективного теплообмена в жидкостных ракетных двигателях с насадками радиационного охлаждения, а также в экспериментальной установке для их высотных испытаний. Разработан соответствующий программный комплекс для численного моделирования ра-

диационно-конвективного теплообмена. Приведены результаты расчета прогрева насадка радиационного охлаждения кислород-водородного двигателя в условиях установившегося режима работы в вакууме и в условиях установившегося режима работы установки для высотных испытаний. Также приведены результаты расчета прогрева насадка радиационного охлаждения нового кислород-керосинового двигателя, работающего в вакууме. Разработанный программный комплекс позволяет учитывать при расчетах рассеяние и поглощение излучения частицами дисперсной фазы и поэтому может быть использован также для моделирования радиационно-конвективного теплообмена в твердотопливных ракетных двигателях. Использование программного комплекса позволит, по мнению авторов, существенно оптимизировать организацию экспериментов при создании новых перспективных ракетных двигателей.

Ю.И. Димитриенко, А.П. Соколов, Ю.В. Шпакова, С.В. Сборщиков
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

2.2.3.

МОДЕЛИРОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК УДАРОПРОЧНЫХ КЕРАМИЧЕСКИХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Композиционные материалы на основе матрицы из реакционно-связанного карбида кремния (КРСК) и дисперсного карбида кремниевое (SiC) наполнителя являются перспективными материалами для создания ударопрочных защитных систем благодаря их высокой прочности, жесткости, энергии разрушения, а также благодаря относительно низкой стоимости. Однако характеристики этих материалов существенно зависят от технологических режимов изготовления композитов и от рецептурного содержания составляющих их компонентов. Для выбора оптимального содержания компонентов керамических композитов системы SiC/SiC необходима специализированная математическая модель, которая позволила бы прогнозировать прочностные свойства композитов при изменении содержания, формы и дисперсности наполнителя.

В результате компьютерного моделирования выявлено, что при наличии полидисперсной структуры керамики изменение концентрации более крупных фракций играет значительно менее существенную роль, чем содержание наименьшей фракции, в то же время изменение концентрации мелкодисперсной фракции влияет весьма существенно на прочностные свойства керамики, основная причина этого эффекта – это проявление масштабный фактор, обусловленный уменьшением размера дефектов матрицы при уменьшении размера частиц наполнителя.

В.Ф. Апельцин

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

2.2.4.

ОДНОМЕРНЫЙ ФОТОННЫЙ КРИСТАЛЛ КАК ОТРАЖАЮЩАЯ ИЛИ ВОЛНОВЕДУЩАЯ ДИЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СТРУКТУРА ПРИ ДВУХ РАЗЛИЧНЫХ ПОЛЯРИЗАЦИЯХ.

Под фотонным кристаллом подразумевается среда с периодической структурой, состоящей из ячеек постоянных значений диэлектрической проницаемости. Такая среда может быть трехмерной, двумерной, или одномерной. В одномерном случае - это бесконечная последовательность плоско - параллельных слоев из однородного диэлектрика, причем каждая ячейка периодичности состоит из двух слоев разной толщины d_1 и d_2 , и разных значений постоянной диэлектрической проницаемости ε_1 и ε_2 .

В последние годы исследованию электродинамических и оптических свойств таких структур посвящено значительное количество публикаций. Если такая среда бесконечна, то она обладает строго фиксированными частотными полосами пропускания электромагнитной волны, или, наоборот, полосами запираения энергии поля внутри структуры. Эти свойства, как следует из ряда работ, являются следствием теоремы Блоха и того, что волновое поле удовлетворяет в такой структуре условиям Флоке.

В случае практического применения этих свойств необходимо, разумеется, создавать такие структуры с большим, но конечным числом ячеек периодичности, для которых эта теория уже не справедлива. Однако, и в конечном случае такие структуры должны обладать свойствами близкими к бесконечным, если число ячеек достаточно велико. Наиболее естественный метод теоретического исследования этих свойств подразумевает численные методы математического моделирования, что и делается в большинстве работ этого направления [1-2].

В данной работе приводится аналитический подход к решению подобной задачи в случае одномерного фотонного кристалла с конечным числом слоев N при возбуждении структуры падающей плоской волной $e^{-ik_0(y\cos\alpha + z\sin\alpha)}$. В рамках этого подхода удастся выписать явное решение для прошедшего через структуру и отраженного от нее волновых полей, если потребовать выполнения некоторого необременительного дополнительного условия, связывающего диэлектрические проницаемости слоев ячейки периодичности и их толщины. В результате, все практически важные физические свойства структуры стано-

вятся наглядными и обозримыми. В случае E - поляризации, если $d_2 / d_1 > 1$, структура ведет себя как почти идеально отражающее зеркало. Если же $d_2 / d_1 < 1$, - как волновод без потерь, втягивающий падающее поле внутрь себя. Соответствующие соотношения для H -поляризованного поля: $d_2 \varepsilon_2 / d_1 \varepsilon_1 > 1$; $d_2 \varepsilon_2 / d_1 \varepsilon_1 < 1$.

ЛИТЕРАТУРА

1. Боголюбов А.Н., Буткарев И.А., Дементьева Ю.С. Исследование распространения электромагнитных импульсов через фотонные кристаллические структуры // Вестн. Моск. Ун-та. Сер 3, - Физ. Астрон., № 6, 2010, с. 3-8
2. Дементьева Ю.С. Синтез волноведущих систем на основе фотонных кристаллов // «Вычислительные методы и программирование», т. 12, 2011, с. 375-378

Ю.И. Дмитриенко, Ю.В. Беленовская
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

2.2.5.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ПРОБИВАНИЯ ГИБКИХ БРОНЕВЫХ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ

Современные гибкие броневые материалы на основе арамидных тканей СВМ, Армос, Kevlar, Русар и др. обладают достаточно высокими баллистическими характеристиками, позволяющими создавать на их основе защитные бронепанели для обеспечения защиты конструкций различной техники, а также личного состава от широкого спектра ударных поражающих воздействий [1-7]. Вопросы совершенствования рациональной структуры таких материалов за счет выбора оптимального переплетения волокон, рационального содержания волокон и матрицы, выбора различных типов баллистических тканей, пропитывающих составов связующих, являются чрезвычайно важными для обеспечения решения технических задач по обеспечению бронезащиты каждого конкретного типа техники и личного состава от различных поражающих факторов. Существующие в настоящее время модели гибких броневых композитных материалов (ГБКМ) [1,2,4,7] не позволяют проводить детального анализа деформирования таких материалов при ударных нагрузках, так как не учитывают всех особенностей сложного механического поведения материалов при высокоскоростном нагружении. В составе современных версий коммерческих программных комплексов типа LS-Dyna, Nastran также отсутствуют мо-

дели, позволяющие описывать динамическое деформирование гибких броневых материалов [8].

В работе предложена математическая модель деформирования гибких броневых материалов на основе арамидных тканей при высокоскоростных воздействиях. Модель учитывает особенности деформационных характеристик данного класса композитных материалов: способность деформироваться без разрушения при конечных значениях деформаций, существенное различие диаграмм деформирования при растяжении и сжатии, зависимость этих диаграмм от скорости нагружения, наличие псевдопластических свойств материалов, обусловленных вытягиванием нитей из ткани и/или пластическим характером деформирования, анизотропию нелинейно-упругих и вязкопластических свойств и другие эффекты.

М.В. Константинов

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

2.2.6.

ПОГРЕШНОСТЬ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ВЛАСОВА ДЛЯ ПОЛОГОЙ СФЕРИЧЕСКОЙ ОБОЛОЧКИ

Рассматривается математическая модель пологой сферической оболочки, полученная В.З. Власовым [1] из уравнений общей теории при принятии дополнительных геометрических гипотез.

Степень пологости оболочки принято оценивать в соответствии с известным определением В.З. Власова: «оболочка, очерченная по части сферической поверхности и имеющая подъем, не превышающий $1/5$ диаметра основания оболочки, как показывают исследования, может быть отнесена к числу пологих оболочек».

Указанное определение сформулировано на основе имеющегося опыта и не вполне обосновано в части количественной оценки погрешности, привносимой принятыми дополнительными гипотезами. Отсутствие должного количественного обоснования затрудняет использование теории пологих оболочек в отраслях с повышенными требованиями к весовому совершенству тонкостенных конструкций. Реализация этих требований невозможна без максимально точного прогнозирования напряженно-деформированного состояния, особенно в местах концентрации напряжений и/или локального приложения нагрузки, где известные универсальные численные методы зачастую оказываются бессильны.

В данной работе на примере задачи деформирования сферической оболочки при локальном воздействии аналитически определяются значения внутренних силовых факторов с использованием различных математических моделей: модели пологой оболочки Власова и модели [2], построенной с погрешностью допущений Кирхгофа теории оболочек, в развитие результатов исследований Института механики АН УССР [3]. Результаты сопоставляются.

ЛИТЕРАТУРА

1. В.З. Власов Избранные труды, т. 1. Очерк научной деятельности «Общая теория оболочек». Статьи. М.: АН СССР, 1962. 528 с.
2. Ю.И. Виноградов, Г.Б. Меньков Метод функционального нормирования для краевых задач теории оболочек. М.: Эдиториал УРСС, 2001. 160 с.
3. Я.М. Григоренко, Л.А. Ильин, А.Д. Коваленко Теория тонких конических оболочек и ее приложение в машиностроении. Киев: Изд-во АН УССР, 1963. 287 с.

А.П. Соколов, В.Н. Щетинин, В.М. Макаренко, А.С. Шевцов
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

2.2.7.

РАЗРАБОТКА РЕКОНФИГУРИРУЕМОЙ ПРОГРАММНОЙ РЕАЛИЗАЦИИ МЕТОДА КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

В работе представлен оригинальный подход к созданию программной реализации вычислительных методов в целом и на примере реализации метода конечных элементов (МКЭ) в частности. Подход основан на применении понятий теории графов [1], на основе которых строится сетевая модель [2], [3] будущей программной реализации численного метода. Элементы сетевой модели были формализованы: узлам были поставлены в соответствие состояния данных, ребрам графа - функции перехода из одного состояния в другое. Каждая функция перехода была определена как пара: функция-обработчик и функция-предикат. Модель была сохранена в специально созданную базу данных [4]. С использованием указанного программного подхода были созданы программные реализации алгоритмов решения целого класса задач механики сплошных сред, основанные на применении метода конечных элементов [5], [6] (В [6] были построены более 15 программных реализаций, основанных на применении МКЭ на базе представленного подхода, в рамках Распределенной вычислительной системы GCD [7].), для которого как раз и была построена сетевая модель. Но-

вый подход позволил существенно упростить процесс программирования новых конечно-элементных методов, а также сопровождение уже существующих.

ЛИТЕРАТУРА

1. Оре О. Теория графов. Наука, 1968. 336 pp.
2. Буч Г. Я.А..Р.Д. UML. Классика CS. 2-е изд. СПб.: Питер, 2006. 736 pp.
3. Кормен Т.М. Часть VI. Алгоритмы для работы с графами // Алгоритмы: построение и анализ = INTRODUCTION TO ALGORITHMS. Издательский дом Вильямс, 2006. 1296 pp.
4. Дейт К.Д. Введение в системы баз данных. Вильямс, 2006. 1328 pp.
5. О.Зенкевич. Метод конечных элементов в технике. М.: Мир, 1975. 543 pp.
6. Э.Митчел Р.У. Метод конечных элементов для уравнений с частными производными. М.: Мир, 1981. 216 pp.
7. Соколов А.П., Димитриенко Ю.И., "Система автоматизированного прогнозирования свойств композиционных материалов," *Информационные технологии*, Vol. 1, No. 8, 2008. pp. 31-38.

Ю.И. Димитриенко, А.Н. Дроголюб, Ю.В. Шпакова

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

2.2.8.

ОПТИМИЗАЦИЯ СТРУКТУРЫ МНОГОКОМПОНЕНТНЫХ ДИСПЕРСНО-АРМИРОВАННЫХ КОМПОЗИТОВ НА ОСНОВЕ СПЛАЙН-АППРОКСИМАЦИИ

Рассмотрена задача поиска оптимальной структуры наполнителей дисперсно-армированного композита с несколькими типами наполнителей, обеспечивающей минимальную плотность материала при условии удовлетворения ограничений на упругие, тепловые и прочностные свойства.

Композиционный материал рассматривается как периодическая по трем направлениям структура, состоящая из одинаковых ячеек периодичности, каждая из которых представлена связующей матрицей, различными наполнителями и пустотами. Рассматриваются композиционные материалы, эффективные характеристики которых зависят только от концентраций наполнителей и не зависят от их формы. К таким материалам, в частности, относятся дисперсно-армированные композиты со сплошными и полыми частицами наполнителей и материалы с цилиндрическими волокнами наполнителей. На эффективные характеристики композита: модуль Юнга \bar{E} , теплопроводность $\bar{\lambda}$,

пределы прочности $\bar{\sigma}_T, \bar{\sigma}_C$ при растяжении и сжатии, накладываются ограничения типа неравенств: $\bar{\lambda} \leq \hat{\lambda}, \bar{\sigma}_T \geq \hat{\sigma}_T, \bar{\sigma}_C \geq \hat{\sigma}_{iC}, E \leq \hat{E}$. Задача оптимизации сводится к минимизации функции плотности композита

$$\rho(\phi_1, \dots, \phi_N) = \sum_{\alpha=1}^N \rho_{\alpha} \phi_{\alpha} \rightarrow \min .$$

Поскольку функция плотности линейна относительно концентраций наполнителей, её минимум достигается на границе области ограничений. Этот факт позволил предложить алгоритм явного построения границы области ограничений с последующим решением задачи глобальной минимизации функции по этой границе. В общем случае, зависимости эффективных характеристик от концентраций фаз наполнителей не могут быть получены аналитически. Вследствие этого, их значения для каждого конкретного набора концентраций необходимо находить численно. Такие вычисления производятся на основе метода конечных элементов для решения прямых задач на ячейках периодичности [1-3].

Для проведения глобальной минимизации проводится построение параметрического вида границы. Для этого численно находятся опорные точки, далее проводится интерполяция для получения аналитического представления и параметризация. В качестве интерполирующей функции выбирается *thin plate spline* [4,5]. В результате получаем понижение размерности задачи, которая для случая наполнителей двух типов сводится к одномерной задаче для параметра границы вида $t^* = \arg \min_{t \in [0;1]} \rho(t)$. Такая задача эффективно решается методом пси-

преобразования и выполняется обратный переход от пространства параметров границы к пространству концентраций наполнителей.

Преимуществом предлагаемого подхода является разделение прямой задачи по вычислению эффективных характеристик и обратной задачи по определению структуры материала, что позволяет эффективно организовать численное решение.

Приведены примеры численного решения задачи оптимизации для дисперсно-армированных теплозащитных композиционных материалов, наполненных стекло-фенольными микросферами [6,7].

ЛИТЕРАТУРА

1. Димитриенко Ю.И., Соколов А.П. Разработка системы автоматизированного вычисления эффективных упругих характеристик композитов. // Вестник МГТУ им.Н.Э.Баумана. Сер. Естественные науки. -№2. -2008.- с.57-67.

2. Димитриенко Ю.И., Соколов А.П. Система автоматизированного прогнозирования свойств композиционных материалов // Информационные технологии. -2008.- № 8.- С.31-38.
3. Димитриенко Ю.И., Соколов А.П. Численное моделирование композиционных материалов с многоуровневой структурой // Известия Российской академии наук. Серия физическая. 2011. Т. 75. № 11. С. 1549-1554.
4. Duchon J. Splines Minimizing Rotation Invariant Semi-norms in Sobolev Spaces // Constructive Theory of Functions of Several Variables. -1976.
5. Bookstein F.L. Principal Warps: Thin-Plate Splines and the Decomposition of Deformations // IEEE Trans. on Pattern Analysis and Machine Intelligence. - 1989-Vol. 11. – Issue 6. P. 567-585.
6. Dimitrienko Yu.I., Efremov G.A., Chernyavsky S.A. Optimal Designing of Erosion-Stable Heat-Shield Composite Materials // Int. Journal of Appl. Composite Materials. -1997- Vol. 4. - № 1. P. 35-52.
7. Димитриенко Ю.И., Сборщиков С.В., Соколов А.П., Садовничий Д.Н., Гафаров Б.Р. Численное и экспериментальное моделирование прочностных характеристик сферопластиков // Композиты и наноструктуры. -2013.-№3.- с.35-51.

Ю.И. Димитриенко, М.Н. Коряков, А.А. Захаров, А.С. Строганов
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

2.2.9.

РАСЧЁТ НЕСТАЦИОНАРНОГО РЕЖИМА РАБОТЫ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Работа посвящена нахождению скалярных полей температуры, давления, плотности и скорости потоков в камере сгорания ракетного двигателя на твёрдом топливе.

При моделировании процессов в газе были выбраны конечно-разностные методы. В данной работе был рассмотрен классически двух шаговый метод Мак-Кормака с применением адаптивных координат. В качестве модели твердотопливного двигателя использовалась упрощенная схема бесоплового РДТТ, которая имела осесимметричную форму с цилиндрическим зарядом без учета его звездности, что позволило свести трёхмерную пространственную задачу к двумерной постановке.

В результате представлен численный эксперимент процесса воспламенения твердотопливного ракетного двигателя. Численный эксперимент позволил сделать выводы по возможным перспективным конструкторским решениям в области ракетостроения.

Исследование выполнено при поддержке гранта Президента РФ МК-3218.2013.8.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сорокин В.А., Яновский Л.С., Козлов В.А., Суриков Е.В., и др. Ракетно-прямоточные двигатели на твёрдых и пастообразных топливах. – М.:ФИЗМАТЛИТ, 2010. – 320 с.
2. Димитриенко Ю.И. Нелинейная механика сплошной среды. – М.:ФИЗМАТЛИТ, 2009. – 624 с.
3. Димитриенко Ю.И., Димитриенко И.Д. Численное моделирование процессов горения смесевых твердых топлив.- Вестник МГТУ.Сер.Естественные науки.-2001.-№2.-С.9-23.
4. Димитриенко Ю.И., Димитриенко И.Д. Численное моделирование нестационарных процессов горения в модельных РДТТ.- Вопросы оборонной техники.- Сер.15., 2002.-Вып.1-2.-С.3-10.
5. Димитриенко Ю.И., Изотова С.Г. Численное исследование нестационарных газодинамических процессов горения твердых топлив в камере РДТТ.- Аэрокосмические технологии: Труды Всероссийской научно-технической конференции/ Под ред. Р.П.Симоныянца. -М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана.-2002.- С.144-154.
6. Димитриенко Ю.И., Захаров А.А. Метод ленточных адаптивных сеток в газовой динамике – НТЦ «Университетский», 2008. 179 с.
7. Димитриенко Ю.И., Котенев В.П., Захаров А.А. Метод ленточных адаптивных сеток для численного моделирования в газовой динамике. – М.:ФИЗМАТЛИТ, 2011. – 280 с.
8. Гильманов А.Н. Методы адаптивных сеток в задачах газовой динамики. – М.: Наука. Физмалит.-2000
9. Пирумов У.Г., Росляков Г.С.. Численные методы газовой динамики. - М.Высшая школа.-1987.
10. Шевелев Ю.Д.. Пространственные задачи вычислительной аэрогидродинамики.- М.Наука.-1986.
11. Самарский А.А., Попов Ю.П.. Разностные методы решения задач газовой динамики.-М.Наука.-1992.
12. Сорокин В.А., Яновский Л.С., Козлов В.А. и др. Ракетно-прямоточные двигатели на твёрдых и пастообразных топливах. Основы проектирования и экспериментальной отработки. – М.:ФИЗМАТЛИТ, 2010. – 320 с.
13. Егоров М.Ю., Егоров Д.М., Численное моделирование внутрикамерных процессов в бесопловом РДТТ. – Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2012. № 32 С.36-49

Ю.И. Димитриенко, Ю.В. Юрин, А.А. Прозоровский
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

2.2.10.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ДОЛГОВЕЧНОСТИ И НАДЕЖНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ НА ОСНОВЕ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОГО АНАЛИЗА

В работе предложен метод прогнозирования долговечности и надежности конструкций высокого давления при случайных стационарных нагрузках, длительно воздействующих на конструкцию в процессе ее эксплуатации. Метод основан на комплексе математических моделей, описывающих накопление повреждений в конструкционных материалах, и статистическом моделировании напряженно-деформированного состояния конструкций при длительном воздействии эксплуатационных факторов. Для расчета накопления повреждений использован «химический критерий» длительной прочности, для численного расчета НДС конструкций с учетом ползучести разработан итерационный метод решения трехмерной задачи механики с использованием конечно-элементного метода.

М. А. Бесчастный
г. Москва, ФГБОУ ВПО «НИУ «МЭИ»

2.2.11.

О ВОЗМОЖНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СВОЙСТВ ПОВЕРХНОСТИ ОБЪЕКТА ПО СПЕКТРУ ТЕПЛОВОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

В настоящее время идентификация объектов и определение их свойств производится преимущественно визуально-оптическими и контактными методами. Однако на практике часто возникают ситуации, когда данные методы не применимы. В данных случаях необходимо использовать бесконтактные методы идентификации, и единственной информацией от объекта, как правило, является лишь тепловое излучение от него, присущее всем телам при температуре выше абсолютного нуля.

Спектр теплового излучения всех объектов, имеющих температуру выше абсолютного нуля, подчиняется закону Планка для теплового излучения [1]. Однако значение фигурирующего в нём спектрального коэффициента излучения $\varepsilon(\lambda, T)$ для большинства современных материалов и веществ неизвестно, и для его определения необходимо знать температуру объекта.

Для решения задачи определения $\varepsilon(\lambda, T)$ при неизвестном значении температуры был выбран метод, описанный в работах [2÷5]. Суть метода заключается в использовании аппарата математической статистики, математического моделирования и численных методов для уменьшения погрешности определения термодинамической температуры при неизвестном коэффициенте излучения. После определения распределения $\varepsilon(\lambda, T)$ идентификация свойств поверхности объекта происходит на основе дифференциального анализа этого распределения. На базе распределения $\varepsilon(\lambda, T)$ создаётся полином 9-ой степени, после чего происходит его двойное дифференцирование и выявление характерных точек производных полиномиальной функции. В качестве характерных точек используются точки перехода производных через ноль, что эквивалентно точкам минимума и максимума, а также точкам перегиба исходной функции $\varepsilon(\lambda, T)$.

Эксперименты, проведённые в различных спектральных диапазонах, подтверждают эффективность определения свойств поверхности объекта по спектральным сигнатурам, получаемым в ходе обработки данных о тепловом излучении объекта с помощью представленной методики.

ЛИТЕРАТУРА

1. Свет Д. Я. Оптические методы измерения истинных температур // М.: Наука, 1982., 296с.
2. Бодров В.Н. Применение методов математической статистики в измерениях спектров теплового излучения и температуры// М.: Журнал "Теплофизика высоких температур", 2010г., том 48, №4, с.623-629.
3. Бодров В. Н. Лебедев С. В. Определение температуры по спектру излучения при монотонной характеристике излучательной способности.//Тезисы 4-йВсероссийской и стран-участниц Коомет конференции по проблемам термометрии «Температура– 2011», СПб., 2011г, с. 34-35.
4. Бодров В.Н., Казаков В.А., Бесчастный М.А. Определение температуры бихроматическим методом спектрального отношения с использованием уравнения Планка. // М.: Журнал «Вестник МЭИ», 2013.
5. Бесчастный М.А. Применение численных методов для повышения точности определения высоких температур // Высокие технологии, фундаментальные исследования, экономика: сборник статей, СПб.,2011, том 3, часть 1, с.199-200

В.Н. Бакулин

г. Москва, ФГБОУ ВПО «НИУ «МЭИ»

2.2.12.

**КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНАЯ ОБОЛОЧЕЧНАЯ МОДЕЛЬ
ЕСТЕСТВЕННОЙ КРИВИЗНЫ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ
НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ В
НЕСУЩИХ СЛОЯХ ОБОЛОЧЕК СЛОИСТО-НЕОДНОРОДНОЙ
СТРУКТУРЫ НА ОСНОВЕ ЭФФЕКТИВНЫХ
АППРОКСИМИРУЮЩИХ ФУНКЦИЙ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ**

В настоящее время растет использование слоисто-неоднородных оболочек из композитных материалов (КМ) в конструкциях ракетно-космической, авиационной и др. современной техники. Применение их сдерживается в т.ч. недостаточным совершенством математических моделей (ММ), которые должны позволять с высокой точностью и степенью детализации провести расчет напряженно-деформированного состояния (НДС) оболочек слоисто-неоднородной структуры из КМ при сложных воздействиях.

Рассматривается алгоритм построения конечно-элементных оболочечных моделей естественной кривизны для исследования напряженно-деформированного состояния в несущих слоях оболочек вращения слоисто-неоднородной структуры на основе эффективных аппроксимирующих функций перемещений, включающих перемещения как жесткого целого. Перемещения как твердого тела определяются интегрированием соотношений Коши, связывающих обобщенные деформации несущих слоев с перемещениями,

Для моделирования напряженно - деформированного состояния в общем случае нерегулярной слоисто-неоднородной оболочки вращения конической формы разрабатывается два типа конечных элементов естественной кривизны – двухмерный конечный элемент моментных несущих слоев и трёхмерный конечный элемент слоя заполнителя. Если несущие слои рассматриваемой слоисто-неоднородной конической оболочки вращения являются достаточно тонкими и жесткими, то для моделирования напряженно - деформированного состояния в них применяются конечные элементы моментных оболочек Кирхгофа-Лява. В тех случаях, когда гипотезы Кирхгофа-Лява будут несправедливы, несущие слои можно моделировать с помощью конечных элементов заполнителя, построенных на основе соотношений теории упругости. Работа выполняется при финансовой поддержке Российского Фонда фундаментальных исследований (грант № 13-01-00982-а).

В.Н. Бакулин, В.В. Инфлянская
г. Москва, ФГБОУ ВПО «НИУ «МЭИ»

2.2.13.

К ПОСТРОЕНИЮ КРИТЕРИЯ АДАПТАЦИИ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЙ СЕТКИ

Для решения задач механики деформируемого твердого тела в настоящее время наибольшее распространение получил метод конечных элементов, в котором дискретизация расчетной области производится путем построения конечно-элементной сетки. Типичным в конструкциях является наличие локальных концентраторов, вызывающих большие градиенты напряжений, вызывающих необходимость уплотнения сетки.

Получение сколь угодно уточненного решения связано с уплотнением сетки, что приводит к повышению порядка системы линейных алгебраических уравнений и соответствующему росту вычислительной погрешности. Поэтому уплотнение сетки производят лишь в областях концентрации напряжений. При этом возникает задача построения критерия адаптации сетки, то есть нахождения такой ее плотности, при которой обеспечивается приемлемая точность расчета.

В качестве примера рассмотрена тестовая задача о равномерном растяжении изотропной пластины с малым отверстием (задача Кирша), имеющая аналитическое решение.

Секция 2.3.

В.Т. Калугин, С.В. Стрижак
г. Москва МГТУ им. Н.Э. Баумана

2.3.1.

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ
ДВУХЛОПАСТНОГО ВИНТА**

Одной из задач аэродинамического проектирования винтокрылых летательных аппаратов (ЛА) с вертикальной схемой взлета и посадки является выбор параметров несущего винта. Полет таких ЛА осуществляется за счет подъемной силы и горизонтальной тяги, создаваемых одним или несколькими несущими винтами. Можно отметить зарубежные проекты с различными компоновками: конвертоплан V-22 Osprey и вертолет СН-47D с тандемной схемой расположения винтов. Аналогичные задачи по выбору параметров винта возникают при проектировании летающего автомобиля (аэромобиля). Опытный образец Black Knight Transformer с двухлопастными винтами был успешно протестирован в апреле 2014 г. компанией Advanced Tactics (США). При аэродинамическом проектировании такого аэромобиля необходимо обеспечить выбор нужного количества винтов и двигателей, создающих необходимую тягу, выбрать оптимальную геометрию и материал винтов, их взаимное расположение, оценить уровень акустического шума в ближнем поле, обеспечить стабилизацию аэромобиля по крену и тангажу, определить аэродинамические коэффициенты в широком диапазоне исследуемых параметров. Геометрические данные по саблевидным винтам для аэромобиля, результаты трубных экспериментов и численных расчетов пока отсутствуют в открытой литературе.

Для апробации расчетной методики в качестве тестовой задачи можно выбрать изолированный двухлопастной винт. В данной работе геометрия винта соответствовала экспериментальной модели NASA (Ф. Х. Caradonna, С. Tung, 1981) и имела в сечении профиль NACA 0012. Лопасть имела прямоугольную форму, с удлинением равным 6. Кривая лопасти отсутствовала. Построение 3D геометрии изолированного двухлопастного винта со втулкой выполнено в пакете SolidWorks. Адаптивная расчетная сетка была подготовлена с помощью утилиты snappyHexMesh в открытом пакете OpenFOAM. Количество расчетных ячеек не превышало 1 миллион. Расчетная область представляла собой цилиндр. Границы области располагались на значительном расстоянии от исследуемого тела, чтобы не оказывать влияния на параметры течения вблизи тела. Расчет проводился с помощью решателей rim-

pleDyMFoam, rhoCentralDyMFoam в составе пакета OpenFOAM с использованием k-omega SST модели турбулентности. Одной из особенностей решателей являлась поддержка подвижной вращающейся сетки. В основе расчетной методики решения уравнений Рейнольдса заложен метод контрольного объема. Частота вращения винта в расчете изменялась в диапазоне 650-1750 оборотов в минуту. Число Маха M варьировалось от 0.22 до 0.61. Таким образом, рассматривалось несжимаемое и сжимаемое течения газа. Проведен расчет значения C_r для различных сечений по длине лопасти и сравнение в результатами эксперимента. Ошибка составила менее 10%. Визуализация течения (анализ закрученного вихревого следа и положения вихря) был выполнен в пакете Paraview. Данная расчетная методика может быть использована при аэродинамическом проектировании аэромобиля. Расчеты проводились на вычислительном кластере web-лаборатории UniHUB (www.unihub.ru).

*Ю.И. Димитриенко¹, А.А. Дергачев², М.Н. Коряков¹,
А.А. Захаров¹, В.П. Котенев², Ю.А. Прохорчук²*
г. Москва, ¹МГТУ им. Н.Э. Баумана
г. Реутов, ²ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

2.3.2.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СОПРЯЖЕННЫХ ПРОЦЕССОВ ГИПЕРЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ, ТЕПЛООБМЕНА И ВНУТРЕННЕГО ТЕПЛОПЕРЕНОСА В КОНСТРУКЦИЯХ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В работе предложен вычислительный метод для решения сопряженных задач аэрогазодинамики, теплообмена и внутреннего теплопереноса в теплозащитных композитных конструкциях перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов. Представлена информация о разработанном программном обеспечении для численной реализации этого метода и проведено его тестирование на задачах обтекания фрагмента носовой части модельной конструкции ГЛА эллипсоидальной формы. Алгоритм основан на прямом численном моделировании аэрогазодинамики с использованием модели трехмерного пограничного слоя [1] и специального численного алгоритма решения уравнения теплопроводности в конструкции летательного аппарата [2]. Данный подход не требует значительных вычислительных ресурсов и позволяет более точно определять поля газодинамических параметров вблизи поверхностей летательных аппаратов. В предложенном подходе ис-

пользуются конечно-разностные схемы высокого порядка точности с малой схемной диффузией.

Исследование выполнено при поддержке гранта Президента РФ МК-3218.2013.8. Работа выполнена с использованием ресурсов суперкомпьютерного комплекса МГУ имени М.В. Ломоносова [3].

ЛИТЕРАТУРА

1. Димитриенко Ю.И., Захаров А.А., Коряков М.Н. Модель трехмерного пограничного слоя и ее численный анализ. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Естественные науки. 2011. Специальный выпуск "Математическое моделирование". С. 136-149.
2. Dimitrienko Yu.I., Efremov G.A., Chernyavsky S.A. Optimal Designing of Erosion-Stable Heat-Shield Composite Materials. Int. Journal of Appl. Comp. Mat. Vol. 4. № 1. 1997, pp. 35-52.
3. Воеводин Вл.В., Жуматий С.А., Соболев С.И., Антонов А.С., Брызгалов П.А., Никитенко Д.А., Стефанов К.С., Воеводин Вад.В. Практика суперкомпьютера "Ломоносов". Открытые системы. - Москва: Издательский дом "Открытые системы", № 7, 2012. С. 36-39.

А.А. Сейранян, А.П. Сейранян
г. Москва, МГУ им. М.В. Ломоносова

2.3.3.

О ВОЗМОЖНОСТИ ПОВЫШЕНИЯ УРОВНЯ СТАБИЛИЗАЦИИ В.Н. ЧЕЛОМЕЯ ПРИ ВИБРАЦИИ

В 1956 году В.Н.Челомей указал на возможность повышения устойчивости упругих систем при помощи вибраций. В частности, он пришел к выводу, что упругий стержень, сжатый продольной силой, превышающей критическое (эйлерово) значение, может быть стабилизирован высокочастотной продольной вибрацией, приложенной к концу стержня. В настоящей работе получены и проанализированы формулы для верхней и нижней критических частот стабилизации стержня. Показано, что в отличие от высокочастотной стабилизации перевернутого маятника с вибрирующей точкой подвеса стержень стабилизируется частотами возбуждения порядка основной частоты поперечных колебаний, лежащими в некотором интервале. На основании результатов анализа устойчивости решений уравнения Матье-Хилла с демпфированием установлено, что упругий стержень стабилизируется частотами вибрации порядка основной частоты поперечных колебаний, лежащими в некотором интервале. Аналогия задачи о стабилизации стержня с задачей о стабилизации перевернутого маятника с вер-

тикально вибрирующей точкой подвеса, отмеченная В.Н. Челомеем, представляется вполне естественной. Действительно, в обеих задачах статически неустойчивые системы стабилизируются с помощью вибрации, и обе задачи сводятся к анализу диаграммы Айнса-Стретта (с демпфированием) при отрицательных частотах, близких к нулю. Отличие состоит в том, что при малых амплитудах возбуждения маятник в верхнем вертикальном положении стабилизируется высокой, по сравнению с собственной, частотой вибрации точки подвеса, превышающей критическое значение, а упругий стержень стабилизируется частотами продольной вибрации порядка основной частоты поперечных колебаний несжатого стержня.

Котенев В.П.¹, Богданов И.О.²

г. Реутов, ¹ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

г. Москва, ²МГТУ им. Н.Э. Баумана

2.3.4.

ПРИМЕНЕНИЕ АНАЛИТИЧЕСКИХ ЗАВИСИМОСТЕЙ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ РАСЧЕТА ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ НА ПОВЕРХНОСТИ ЗАТУПЛЕННЫХ ТЕЛ, ОБТЕКАЕМЫХ СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ ГАЗА

В рамках работы был рассмотрен метод расчета тепловых потоков на поверхности затупленных тел, обтекаемых сверхзвуковым потоком газа. Была получена аналитическая зависимость для величины теплопередачи в произвольной точке поверхности, отнесенная к величине теплового потока в точке полного торможения тела вращения. Расчет основывался на применении универсальной формулы давления повышенной точности из работы [1], благодаря чему удалось снизить погрешности определения тепловых потоков в областях, где угол между касательной к контуру тела в рассматриваемой точке и направлением вектора скорости набегающего потока принимает малые ($< 30^\circ$) значения. Точность счета в указанных областях играет важное значение, поскольку поверхность тела, расположенная в сверхзвуковой части потока газа, испытывает значительные тепловые нагрузки.

Было произведено сравнение полученных аналитических зависимостей с численным решением уравнений Навье-Стокса для случая сферы с температурой стенки $T_w = 0,25$ и эллипсоидов с температурой стенки $T_w = 0,16$ и отношением полуосей 0,5 и 1,5, в результате чего рассматриваемый метод дал неплохое согласование с численными результатами. Также произведено сравнение аналитической зависимо-

сти, построенной на основе теории Ньютона, с численным решением уравнений Навье-Стокса. Оказалось, что теория Ньютона дает худшую в сравнении с предыдущим случаем аппроксимацию численного решения.

Кроме того, было рассмотрено сравнение предложенного метода с результатами работ [4] и [5]. Оба подхода оказались в целом сопоставимы по точности, причем было показано, что полученная в данной работе формула дает наилучшую аппроксимацию при достаточно горячей стенке для случая эллипсоида с отношением полуосей 1,5. В этом случае график целевой функции практически совпадает с численным решением уравнений Навье-Стокса в окрестности точки $S = 2$. Аналитические решения из работы [5] имеют большие отличия от численного решения как для горячей, так и для холодной стенки.

ЛИТЕРАТУРА

1. Котенев В.П., Сысенко В.А. Аналитические формулы повышенной точности для расчета распределения давления на поверхности выпуклых, затупленных тел вращения произвольного очертания. Математическое моделирование и численные методы. 2014. № 1.
2. Краснов Н.Ф., Захарченко В.Ф., Кошевой В.Н. Основы аэродинамического расчета. М.: Высшая школа. 1984. 264 с.
3. Котенев В.П. Определение положения звуковой точки на поверхности затупленного тела. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана: Естественные науки. 2011. Специальный выпуск «Математическое моделирование». С. 150–153.
4. Брыкина И.Г. Методы расчета теплопередачи и трения при пространственном гиперзвуковом ламинарном обтекании тел во всем диапазоне чисел Рейнольдса: Автореф. дис... д-ра физ.-мат. наук. М. 2013. 38 с.
5. Брыкина И.Г., Сахаров В.И. Сравнение приближенных аналитических и численных решений для тепловых потоков при сверхзвуковом обтекании тел вязким газом. Механика жидкости и газа. 1996. № 1. С 125–132.
6. Димитриенко Ю.И., Котенев В.П., Захаров А.А. Метод ленточных адаптивных сеток для численного моделирования в газовой динамике. М.: ФИЗМАТЛИТ. 2011. С. 160–204.
7. Котенев В.П. Уравнения двумерных течений газа в динамических переменных. Информационные технологии. 2007, №1. С. 37–41.

Горский В.В.¹, Оленичева А.А.¹, Кирницкий Р.В.²

г. Реутов, ¹ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

г. Москва, ²МГТУ им. Н.Э. Баумана

2.3.5.

ИНЖЕНЕРНЫЕ МЕТОДЫ РАСЧЕТА ТЕПЛООБМЕНА В ВОЗДУШНОМ ЛАМИНАРНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА ПРОНИЦАЕМОЙ ПОВЕРХНОСТИ ПОЛУСФЕРЫ

В докладе представлена автомодельная задача о стационарном течении воздуха в равновесном пограничном слое на поверхности сферы обтекаемой сверхзвуковым потоком многокомпонентной газовой смеси. При решении задачи принималось, что многокомпонентная воздушная смесь находится в состоянии термохимического равновесия. При этом расчет диффузионного теплопереноса проводился в рамках уравнений Стефана – Максвелла

Было проведено систематическое исследование влияния основных определяющих факторов на заградительный эффект вдува по отношению к теплообмену.

Диапазон изменения определяющих параметров:

- число Маха варьировалось в пределах от 4 до 25,
- давление торможения набегающего газового потока в пределах от 0.01–100атм,
- безразмерная скорость вдува газа – в пределах от 0 до +1.25,
- энтальпия газа при температуре стенки – в пределах, соответствующих изменению температуры стенки от 300⁰К до его максимального значения равного 0.7.

Получены аппроксимационные формулы для расчета конвективного теплообмена на поверхности сферы для произвольной интенсивности вдува газа через поверхность тела, основанные на численном решении уравнений для указанного диапазона изменения определяющих параметров.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ваголина Е. Г., Горский В. В., Горская Н. А., Оленичева А. А. Метод сквозного счета для решения уравнений пограничного слоя при произвольной интенсивности вдува газа через поверхность тела //ИФЖ. 2011. Т. 84, № 2. С. 348-355.
2. Горский В.В., Сысенко В.А. Эффективный метод численного интегрирования уравнений, описывающих течение многокомпонентных высокотемпературных газовых смесей, находящихся в состоянии термохимического равновесия //Журнал вычислительной математики и математической физики РАН. 2009. Т. 49, № 7. С. 1319.

Ф.А. Максимов

г. Москва, Институт автоматизации проектирования РАН

2.3.6.

СВЕРХЗВУКОВОЕ ТЕЧЕНИЕ В ОСЕСИММЕТРИЧНОМ КАНАЛЕ

Во многих технических устройствах реализуется сверхзвуковое течение в осесимметричном канале. Это течения в расширяющейся части сопла или в рабочей части сверхзвуковой аэродинамической трубы. При предположении о сверхзвуковом характере потока вдоль оси канала на основе модели невязкого газа разработан метод расчета течения внутри осесимметричного канала. Данный метод является адаптацией метода [1] расчета внешнего обтекания ракет. Для решения задачи строится осесимметричная многообластная сетка, на границах между областями размещаются аэродинамические поверхности, которые предполагаются тонкими, что позволяет не учитывать их толщину (и не деформировать расчетную сетку), а в граничном условии протекания учитывается направление нормаль к аэродинамической поверхности, как с учетом ее отклонения, так и с учетом ее профиля. Такой подход позволяет существенно упростить задачу и реализовать маршевый метод расчета течения.

В докладе приведены результаты расчетов течения как в канале переменного радиуса без аэродинамических поверхностей, так и при наличии аэродинамических консолей, расположенных около стенок канала. Переменный радиус канала, а именно наличие изломов, приводит к образованию либо ударных волн, либо волн разрежения, что существенно влияет на местные параметры потока, приводит к генерированию волн, которые распространяются вниз по потоку по всей длине канала, что важно учитывать при расположении аэродинамических форм, например, в канале аэродинамической трубы при испытаниях. Расчеты аэродинамических свойств плоских отклоненных консолей (прямоугольных в плане) показали, что при течении в цилиндрическом канале их свойства хорошо описываются известными линейными приближениями. В канале переменного сечения крыло попадает в неоднородный поток, что необходимо учитывать при оценке его аэродинамических свойств. Не только геометрия канала определяет течение около аэродинамической формы, но и сама форма, размещенная в канале, оказывает аэродинамическое воздействие на стенки канала. При наличии поперечной силы на системе консолей в одну сторону, сила, действующая на канал, также будет не равна 0. А именно будет создаваться периодическая сила.

Разработан метод расчета сверхзвукового течения внутри осесимметричного канала. Метод учитывает образование и влияние отраженных волн от стенок канала на течение внутри канала, что позволяет прогнозировать аэродинамические свойства аэродинамической формы в зависимости от ее местоположения в канале, а также воздействие аэродинамической формы, находящейся в канале, на стенки канала.

ЛИТЕРАТУРА

1. Дунаев В.А., Максимов Ф.А. Моделирование сверхзвуковых течений невязкого газа. - Тула: Из-во ТулГУ, 2006. 180с.

*В.И. Лапыгин, А.Б. Горшков, В.А. Михалин,
Т.В. Сазонова, Д.М. Фофанов
г. Королёв, ФГУП ЦНИИМаш.*

2.3.8.

ОПТИМАЛЬНЫЕ ФОРМЫ НЕСУЩИХ ТЕЛ В ГИПЕРЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

Обтекание тела гиперзвуковым потоком сопровождается подводом большого количества тепла к его поверхности, что необходимо принимать во внимание при формулировке и решении задач оптимизации формы. В частности, обязательным требованием к оптимальной конфигурации является затупление носка и передних кромок крыла. Форма затупления осесимметричных и плоских тел минимального теплового потока изучена в работах [1-2], результаты которых могут быть использованы при определении формы затуплений пространственных конфигураций.

Формулировка вариационной задачи включает поиск оптимальной поверхности тела, которая, при заданных объёме, площади в плане, форме затуплений, коэффициенте трения, числе Маха, угле атаки, реализует минимальный тепловой поток к боковой поверхности при заданном значении аэродинамического качества или минимальное лобовое сопротивление.

Решение задачи ищется с помощью численного метода локальных вариаций [3]. При этом давление по поверхности тела определяется по методу касательного клина, коэффициент трения принимается постоянным или задаётся в виде степенной зависимости. Предполагая справедливость аналогии Рейнольдса, задание теплового потока заменяется заданием коэффициента сопротивления трения.

Справедливость аналогии Рейнольдса при обтекании несущих тел (типа треугольного крыла) иллюстрируется на примере расчёта гиперзвукового течения со скоростью $V = 5000$ м/с около треугольного крыла с плоской нижней поверхностью и клиновидным профилем.

В качестве математической модели течения используются уравнения Навье-Стокса для неравновесного газового потока, записанные в произвольной криволинейной системе координат.

Форма поперечного сечения оптимального тела изменяется в зависимости от заданного при оптимизации угла атаки α_* . При этом значения максимального аэродинамического качества $K(\alpha_*)$ практически одинаковы для всех рассчитанных конфигураций, включая треугольное крыло с клиновидным профилем. При заданном значении K тепловые потоки к оптимальным конфигурациям одинаковы. Минимальный тепловой поток при заданном значении K реализуется на теле минимального лобового сопротивления.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект 12-01-00626 а).

ЛИТЕРАТУРА

1. Белянин Н.М. Определение формы тела с минимальным тепловым потоком при ламинарном режиме течения в пограничном слое // Изв.РАН. Механика жидкости и газа. 1967. №6. Стр. 37-45.
2. Перминов В.Д., Солодкин Е.Е. Осесимметричные тела минимального сопротивления и минимального теплового потока к поверхности тела при различном характере течения в пограничном слое // Изв.РАН. Механика жидкости и газа. 1971. №2. Стр. 94-102.
3. Черноусько Ф.Л., Баничук Н.В. Вариационные задачи механики и управления. М. Наука. 1973. 236 с.

Ю.И. Димитриенко, А.А. Захаров, М.Н. Коряков
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

2.3.9.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕРАВНОВЕСНЫХ ПРОЦЕССОВ В ГИПЕРЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИКЕ

В настоящее время научно-техническая мысль в России и за рубежом проявляет большой интерес к созданию гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА), способных двигаться в атмосфере Земли продолжительное время со скоростью, превышающую скорость звука

более чем в 6 раз (число Маха $M > 6$). Среди первых разработок в данной области можно отметить аппарат X-51, созданный в США, успешный запуск которого был произведен в августе 2012 года (во время экспериментального полета X-51 развил скорость в 5 Махов).

Для создания полноценных ГЛА требуется решить целый ряд научно-исследовательских и экспериментальных задач, некоторые из которых являются принципиально новыми. К озвученным задачам относятся: поиск оптимальной аэродинамической формы ГЛА; создание материалов покрытия, способных выдерживать сверхвысокие тепловые и механические нагрузки; разработка двигательной установки, способной работать в широких диапазонах высот и чисел Маха. Данная работа направлена на создание вычислительного комплекса, позволяющего с использованием суперкомпьютеров эффективно решать те задачи гиперзвуковой аэродинамики, которые трудно смоделировать натурным экспериментом. Например, к таким задачам относится моделирование неравновесных процессов в газах.

Движение ГЛА в атмосфере Земли неразрывно связано с эффектом появления высоких температур в окружающей ГЛА внешней среде. Температура газа может достигать 3000 К и выше. В этих условиях начинают происходить процессы диссоциации и ионизации молекул воздуха, поэтому появляется необходимость учёта гетерогенности внешней среды. Математическая модель состоит из системы уравнений Навье-Стокса, дополненной уравнениями химической кинетики [1]. Такая постановка задачи позволяет учитывать изменение химического состава окружающей среды; правильно вычислять интегральные характеристики смеси газов, такие как теплопроводность, вязкость, удельная теплоёмкость, которые влияют на силовые и температурные нагрузки на корпус ГЛА со стороны набегающего потока. Для решения системы уравнений используется конечно-объёмный метод RKDG второго порядка аппроксимации [2].

ЛИТЕРАТУРА

1. Димитриенко Ю.И., Котенёв В.П., Захаров А.А. Метод ленточных адаптивных сеток для численного моделирования в газовой динамике. М.: Физматлит, 2011.
2. Cockburn B., Shu Chi-Wang Runge–Kutta Discontinuous Galerkin Methods for Convection-Dominated Problems. Journal of Scientific Computing, Vol. 16, № 3, 2001.

В.Н. Бакулин, В.В. Попов

г. Москва, ФГБУН Институт прикладной механики РАН

2.3.10.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЛОВОЛОКОННЫХ МЕМБРАННЫХ МОДУЛЕЙ

В настоящее время в авиационной технике рассматривается возможность применения перфорированных конструкций для улучшения аэродинамических характеристик летательных аппаратов (ЛА) путем отсоса возмущений с передней кромки крыла [1]. А также для получения азота с целью подавления взрывов (пожаров) в топливных баках ЛА [2] могут применяться мембранные модули с селективно проницаемыми стенками. Для расчёта аппаратов такого типа и оптимизации их конструкций необходимо иметь надёжные и достаточно простые модели описания течений газов (и их смесей) в полволоконных мембранах.

Задача о движении несжимаемой вязкой жидкости по проницаемой цилиндрической трубе впервые была проанализирована Регирером, методом разложения по малому параметру (число Рейнольдса) полных уравнений Навье – Стокса [3]. Движение вязкого сжимаемого газа по трубе с непроницаемыми стенками впервые была рассмотрено Ландау [4]. Ландау использовал предположение о выполнении в таком течении закона сопротивления Пуазейля (локально) с учетом изменения в нем кинематической вязкости газа вдоль продольной оси трубы от локального давления. Это позволило Ландау получить аналитическое выражение для расхода газа в зависимости от полного перепада давления на трубе. Оказалось, что расход газа в этом случае пропорционален разности квадратов давлений на входе и выходе из трубы, а не разности давлений в первой степени, как в классическом варианте несжимаемой жидкости.

Ранее нами с использованием модели Ландау было проанализировано изотермическое течение вязкого совершенного газа в полволоконной мембране с пористой стенкой [5-7]. Было получено дифференциальное уравнение для распределения давления газа в волокне, а также балансовые соотношения для массовых расходов газа, введено понятие характерной длины проницаемого волокна.

В данной работе рассматривается изотермическое движение вязкого совершенного газа по полволоконной проницаемой мембране на основе интегрального подхода.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского Фонда фундаментальных исследований, проект 14-08-01048-а.

ЛИТЕРАТУРА

1. Chernyshev S.L., Kiselev A.Ph., Kuryachii A.P. Laminar flow control research at TsAGI: past and present // Progress in Aerospace Sciences. – 2011. – V. 47. – No. 3. – P. 169–185.
2. Матвеевко А.М. Новые технологии в авиационной, авиакосмической и ракетно-космической технике в XXI веке. Материалы XVII Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС 2011), 25-31 мая 2011г. г. Алушта. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ. 2011. – С. 130-133.
3. Регирер С.А. О приближенной теории течения вязкой несжимаемой жидкости в трубах с пористыми стенками// Изв. вузов. Математика. 1962. № 5 (30). С. 65–74.
4. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теоретическая физика. Гидродинамика. Т. 6. М.: Наука, 1986. 733 с.
5. В. Н. Бакулин, Б. В. Бошнятов, В. В. Попов. Модель течения газа в полых волокнах с проницаемыми стенками// ПММ. 2014. Т.78. Вып.2. С.179-185.
6. Бакулин В.Н., Бошнятов Б.В., Попов В.В. Одномерная модель течения газа в полых волокнах с проницаемой стенкой // Материалы XVIII Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам, 2013 г., Алушта. М.: Изд-во МАИ, 2013. С. 490–492.
7. Бакулин В.Н., Бошнятов Б.В., Попов В.В. Движение газа по полному волокну с проницаемой стенкой// Всерос. конф. с участием иностр. ученых: Современные проблемы динамики разреженных газов. Новосибирск, 2013 г. Новосибирск: Институт теплофизики СО РАН, 2013. С. 48–51.

Е.А. Губарева, Т.Ю. Мозжорина
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

2.3.11.

**ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОГРАММЫ
ДОЗВУКОВОГО ПОЛЕТА САМОЛЁТА**

Оптимизация режимов крейсерского полета проводится при учете эксплуатационных ограничений гражданской авиации. При моделировании используется встроенная модель двухконтурного турбореактивного двигателя, позволяющая рассчитать характеристики силовой установки

Использованы традиционные подходы при моделировании полета дозвукового самолета в вертикальной плоскости. Алгоритм расчета отражает особенности взлета, первичного набора высоты, основной набор высоты и т.д.

Для каждого участка полета составляется своя система дифференциальных уравнений движения ЛА, описывающих только движение центра масс без учета уравнений моментов. Системы уравнений решаются численным методом предиктор-корректор (метод Адамса), первые шаги в котором осуществляются по методу Рунге-Кутты четвертого порядка.

В уравнениях движения углами атаки не пренебрегаем (хотя это упрощение широко применяется при моделировании полета гражданских самолетов). Данные по аэродинамике (поляры с указанием углов атаки) представлены в табличном виде. Промежуточные значения рассчитываются путем линейной интерполяции.

Расчет характеристик двигателей производится в отдельной подпрограмме, которая вызывается внутри подпрограммы численного метода решения системы дифференциальных уравнений. То есть модель двигателя встроена в программу, моделирующую полет пассажирского дозвукового самолета, интерполяция заранее рассчитанных характеристик в поле допустимых режимов полета не применяется, что является особенностью представляемой работы.

Характеристики узлов двигателя представлены в виде математических моделей нулевого уровня (обобщенные аппроксимационные зависимости). При необходимости решения системы алгебраических нелинейных уравнений (в модуле расчета характеристик двигателя) используется модифицированный метод Ньютона. Переходные режимы работы двигателя не моделируются. Термодинамические свойства рабочего тела определяются в соответствии с алгоритмами, изложенными.

А.А. Блохина¹, В.В. Горский², Сысенко В.А.²

г. Москва, ¹МГТУ им. Н.Э. Баумана

г. Реутов, ²ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

2.3.12.

**ИНЖЕНЕРНЫЕ МЕТОДЫ РАСЧЕТА ПОВЫШЕННОЙ
ТОЧНОСТИ ДЛЯ РЯДА ХАРАКТЕРИСТИК ЛАМИНАРНОГО
ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ПОВЕРХНОСТИ ПОЛУСФЕРЫ В
СВЕРХЗВУКОВОМ ВОЗДУШНОМ ПОТОКЕ**

(стендовый доклад)

Сферические затупления в конструкциях летательных аппаратов, обтекаемых сверхзвуковым потоком воздуха, характеризуются наибольшими тепловыми нагрузками. Поэтому необходимы надежные методы оценки характеристик пограничного слоя на полусфере. В не-

давно вышедшем руководстве для конструкторов, изданном в ЦНИИ-маш, приводятся инженерные формулы для расчета характеристик пограничного слоя на таких поверхностях. Данный доклад посвящен анализу точности формул этой работы, а также получению формул повышенной точности.

Исследовались следующие характеристики ламинарного пограничного слоя:

- толщина потери импульса;
- интегральный расход газа, протекающий через пограничный слой;
- распределение удельного теплового потока по поверхности полусферы.

Решение поставленных задач базировалось на результатах численных решений уравнений двумерного ламинарного пограничного слоя, воздушная смесь в котором находится в состоянии термодинамического равновесия. Процесс многокомпонентной диффузии описывался в рамках уравнений Стефана – Максвелла, расчет переносных свойств газовой смеси производился методом Гиршфельдера с использованием наиболее достоверных параметров межмолекулярного взаимодействия компонент.

Численные решения получены в широком диапазоне изменения параметров:

- число M Маха в набегающем потоке изменялось в пределах от 4 до 25;
- давление торможения в критической точке полусферы изменялось в пределах от 0,001 до 1 МПа (при $M < 10$) и до 10 МПа (при $M \geq 10$);
- энтальпийный фактор изменялся в пределах от его минимального значения, соответствующего температуре полусферы, равной примерно 300⁰К, до его максимального значения равного минимуму из 0,7 и его значения, соответствующего температуре полусферы, равной температуре кипения атомарного углерода.

Установлено, что инженерные формулы дают следующие максимальные относительные погрешности счета:

- 51 % для толщины потери импульса;
- 27 % для интегрального расхода газа через пограничный слой;
- 200 % для удельного теплового потока на границе полусферы.

Данный уровень погрешностей счета недопустим для большинства практических приложений. Причиной высоких погрешностей являлось как ограниченность численных решений уравнений пограничного слоя, так и невысокое качество расчета процессов тепло-массопереноса, свойственное проведению этих численных решений.

Оптимальная аппроксимация численных расчетов позволила получить инженерные формулы, характеризующиеся максимальной погрешностью примерно в 3 раза ниже, чем инженерные формулы из указанной выше работы.

ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ И ТЕХНОЛОГИИ

Секция 3

*С.И. Климов, В.Н. Ангаров, О.В. Батанов, В.М. Готлиб, В.Н. Каредин,
В.Н. Назаров, В.Г. Родин*

г. Москва, Институт космических исследований РАН

3.1.

ИНФОРМАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МИКРОСПУТНИКА «ЧИБИС-М»

Двухлетие работы в космосе отметил первый академический микроспутник (МС) «Чибис-М» ориентированный на исследования высотных атмосферных грозных разрядов. Выведенный от транспортно-грузового корабля «Прогресс» на высоте 512км в самостоятельный полёт 25 января 2012г., аппарат уже превысил расчетное время работы в два раза. «Чибис-М» (общий масса – 40 кг) — первый аппарат, ориентированный на исследования земных молний из космоса, и, фактически, первый, созданный в Академии наук — Институте космических исследований РАН в кооперации академических и университетских организаций, включая зарубежные. Итог его двухлетней работы показал, что эксперименты такого рода надо продолжать, и весь научный и конструкторский опыт, положительный и отрицательный, будет использоваться при создании новых аппаратов. Базовая идея — совмещение данных разных диапазонов — оказалась исключительно удачной и будет развиваться. Новизна предлагаемого подхода к исследованию новых физических механизмов электрических разрядов в атмосфере на микроспутнике «Чибис-М», прежде всего, заключается в требовании субмикросекундного временного разрешения измерительной аппаратуры и разработке принципиально новой бортовой системы сбора и обработки высокоопросной информации, которые осуществляют комплексом научной аппаратуры (КНА «Гроза») одновременную регистрацию процессов, происходящих в радио, оптическом и гамма диапазоне.

Состав КНА “Гроза” – комплексный и уникальный по ширине охвата энергетического диапазона и временному разрешению при ограниченной массе приборов рассматриваться как единый прибор. Это обусловлено и тем, что фактом регистрации высотного разряда (“события”) служит выработка единого триггера события на основе совпадения триггеров приборов КНА «Гроза». Каждый прибор КНА “Гроза” содержит кольцевую память (КП), имеющую фиксированный

размер на несколько событий. Общий размер памяти прибора определяется максимальной длительностью события этого прибора, который задают постановщики эксперимента. Длительность события может регулироваться по командам. События происходят случайным образом, поэтому при записи в КП делается привязка к бортовому времени, оформление массива события (заголовок, нумерация и т.д.). В КП пишется только событие соответствующее критерию СП. При отсутствии события в КП продолжается запись измерений.

Вся научная информации передавалась с помощью входящего в состав КНА «Гроза» высокоскоростного (1Мбит/сек) передатчика «Немо25», работающего на частоте 2270 МГц и имеющего в своем составе 2 комплекта с выходной мощностью 2 Вт.

*Л.М. Жебрак¹, Г.С. Гохберг², С.Г. Милоченко³, О.С. Илек³,
К.Б. Каширцев³, А.Н. Нестеренко³*

г. Балашиха, ООО «Смартвиз»¹

г. Ярославль, Ярославский технический университет²

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»³

3.2.

ЕДИНАЯ СИСТЕМА АНАЛИЗА И ХРАНЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ ИНВАРИАНТНАЯ К ИХ СТРУКТУРЕ

Разработка современных технических систем сопровождается многочисленными испытаниями. В результате проведения испытаний создается уникальная информация, необходимая специалистам для анализа работы системы, подтверждения и корректировки технических решений.

Изменяемость состава и формата экспериментальной информации, не позволяет использовать традиционный подход к хранению и обработке информации. Принято, что для разработки базы данных необходима полная структура информации, которая будет в ней храниться. Это означает что традиционный подход требует для каждого эксперимента, в общем случае, новой разработки базы данных. Это вызывает очевидные проблемы. Похожие проблемы связаны и с анализом экспериментальных данных, что затрудняет автоматизацию анализа.

В работе рассматривается разработка системы хранения данных, инвариантная относительно конкретной формы их представления в том или ином испытании. Предлагаемое решение позволяет в едином

обобщенном формате хранить и анализировать результаты не только прошедших, но и предоставляет возможность хранить данные будущих испытаний, поскольку механизм хранения данных не зависит от конкретной формы их представления. При создании единой системы были решены следующие принципиальные задачи:

- Разработана онтология, обеспечивающая единообразное представление и хранение в единой базе данных информации испытаний, полученной с различных приборов и систем.
- Разработана структура базы данных, реализующая созданную онтологию.

Разработана программная платформа, предоставляющая возможность применения специфических для каждого испытания или группы испытаний алгоритмов анализа информации с помощью подключаемых к системе внешних программных модулей. Применение этой системы позволяет создать единое хранилище экспериментальной информации различного вида и формата, полученной из разнородных источников и позволяет осуществлять её систематизацию и автоматизированный анализ, повышая тем самым эффективность работы высококвалифицированных специалистов.

*С.Г. Милюченко, А.Н. Нестеренко, А.С. Сгонников, В.С. Дмитриев,
В.Н. Дудченко*

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

3.3.

ОПТИМИЗАЦИОННЫЕ ЗАДАЧИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ АСУ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ БПЛА

Одной из основных особенностей современных БПЛА является наличие на борту высокоинтеллектуальных систем способных автономно осуществлять высокоточную навигацию, в свою очередь требующую заблаговременно подготовленного информационного обеспечения. Для формирования информационного обеспечения таких БПЛА требуется взаимосвязка различных источников информации для расчёта исходных данных, позволяющих работать БПЛА в заданных районах.

Основными из проблем при организации информационного обеспечения перспективного БПЛА были выявлены: отсутствие в должном количестве информационных ресурсов с требуемыми для решения задачи подготовки исходных данных характеристиками, жёсткие ограничения на время подготовки задания и высокие требования к точности выходных данных.

Решение такой многокритериальной задачи потребовало решения частных оптимизационных задач.

Были выделены основные оптимизационные задачи, позволяющие найти оптимальное решение с использованием одного критерия оптимизации.

Основной оптимизационной задачей была задача выбора состава информационного обеспечения из числа располагаемых информационных ресурсов с учетом их распространённости и сложности подготовки.

В дальнейшем были разработаны расчётные алгоритмы. В дальнейшем их оптимизация проводилась по времени подготовки исходных данных для применения БПЛА с учётом ограничений по требуемой точности движения БПЛА по заданному маршруту.

Ю.В. Мельников, М.А. Колосов, А.Н. Нестеренко, И.С. Романов
г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

3.4.

УНИФИКАЦИЯ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ПРИМЕРЕ МОДУЛЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ЗАДАЧ АСУ ПЛАНИРОВАНИЯ ПРИМЕНЕНИЯ БЛА

Одним важнейших элементов комплексов БЛА является автоматизированная система управления (АСУ) планирования, применения и оценки применения БЛА. При проведении работ по созданию ПО такой АСУ в жестких временных рамках требовался обеспечить одновременную разработку прикладного ПО и алгоритмов управления БЛА.

Для решения этой проблемы был проведен анализ требований и существующих АСУ комплексов БЛА. В процессе были выявлены блоки, которые невозможно реализовать при отсутствии алгоритмов, и был сформирован программный интерфейс модуля решения функциональных задач (модуля ФЗ). Далее был разработан имитатор работы модуля ФЗ и пошел процесс разработки прикладного ПО и модуля ФЗ. Так же было отмечено, что АСУ различных иерархических уровней решают сходные задачи, что позволяет провести унификацию с незначительным увеличением трудоемкости. Проведение этих работ предоставило следующие преимущества:

- готовый модуль ФЗ можно повторно использовать при выполнении работ по элементам АСУ применения и планирования БЛА;
- при внесении корректировок в алгоритмы БЛА требуется корректировка только модуля ФЗ без корректировки прикладного ПО АСУ;
- модуль ФЗ представляет собой программную библиотеку, он может быть передан без необходимости раскрытия алгоритмов модуля ФЗ.

Модуль ФЗ, реализующий основные алгоритмы управления комплекса, по сути, является ядром ПО АСУ и используется в неизменном виде для работ по другим комплексам вышестоящего уровня.

ЛИТЕРАТУРА

1. Материалы XXXVIII академических чтений по космонавтики, сборник трудов конференции. Модуль функциональных задач АСУ планирования применения БЛА. М.А. Колосов, Ю.В. Мельников, А.С. Сгонников, А.Н. Нестеренко
2. Материалы XXXVIII академических чтений по космонавтики, сборник трудов конференции. Стенд полунатурного моделирования АСУ группового применения БЛА Ю.В. Мельников, К.Б. Каширцев, Д.С. Сгонников, А.Н. Нестеренко, В.С.Дмитриев

*С.Г. Милюченко, К.Б. Каширцев, В.С. Дмитриев, А.Н. Нестеренко,
М.В. Большаков*

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

3.5.

СТЕНД МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ БПЛА

Задачами стендов математического моделирования на различных этапах жизненного цикла БПЛА являются задачи подтверждения проектных алгоритмических и программных решений, принятых при создании БПЛА; отработка логики функционирования программного обеспечения, режимов работы и интерфейсов взаимодействия; подготовка данных на различных этапах испытаний; уточнение моделей систем в процессе эксплуатации БПЛА; проработка предложений по модернизации БПЛА.

Предпосылками создания унифицированного стенда математического моделирования являлись: необходимость отработки проектных, алгоритмических и программных решений в едином замкнутом контуре с возможностью различной глубины моделирования работы различных приборов и систем; необходимость преемственности моделей и интерфейсов типовых элементов систем управления; возможность унификации программных модулей и интерфейсов для различных проектов; необходимость введения новых приборов и систем не имеющих прототипов и аналогов и, как следствие, возможность всестороннего анализа влияния, как их характеристик на систему в целом, так и наоборот.

Особенностями построения стенда математического моделирования являются: модульная архитектура на базе программного средства «Ядро» обеспечивающая развертывание единой шкалы псевдореального времени, управления информационными потоками, создание и настройку сборок стенда для моделирования различных конфигураций системы управления и комплекса в целом с варьированием глубины моделирования каждого из процессов и устройств; гибкий интерфейс взаимодействия между модулями; масштабируемость под различные аппаратные средства от центра обработки данных до мобильной ПЭВМ, позволяющей проводить отработку в «полевых» условиях; открытость архитектуры стенда, позволяющего наращивать его функциональность посредством подключения дополнительных моделей приборов и систем.

Предложена концепция создания стендов математического моделирования, построенная на единой управляющей платформе «Ядро», наращиваемой библиотеками программных модулей, позволяющей со-

здавать сборки конфигураций стенда под различные задачи по тематике предприятия.

Создана базовая библиотека унифицированных программных модулей приборов и систем БЛА и внедрена в стенды по тематике предприятия. Разработан комплекс программных модулей для создания различных конфигураций стендов математического моделирования, включающий в себя модули для отработки бортового алгоритмического и программного обеспечения, блок информационного обеспечения, блок взаимодействия с внешними абонентами, блок фоноцелевой обстановки, блок визуализации данных и анализа результатов моделирования и испытаний.

Н.В. Деревянных

г. Пермь, ОАО «Пермский завод «Машиностроитель»

3.6.

ИНТЕГРАЦИОННОЕ РЕШЕНИЕ ПО ОБМЕНУ ИНЖЕНЕРНЫМИ ДАННЫМИ МЕЖДУ PDM СИСТЕМАМИ

В данной статье предложено практическое решение интеграции электронных архивов конструкторско-технологической документации.

Передача от одного предприятия другому необходимой информации об изделии на бумажных или электронных носителях перестала удовлетворять всех участников процесса изготовления наукоемкой продукции. Во-первых, у предприятия-изготовителя появляется необходимость повторного ручного ввода конструкторской документации (КД) в электронный архив (ЭА) своей PDM-системы (Product Data Management - система управления данными об изделии), что, безусловно, трудоемко. Во-вторых, приводит к потерям производства, вследствие задержки извещений на изменения КД, и как следствие, немалые материальные потери и срыв сроков.

Все PDM-системы имеют собственную конфигурацию и особенности применения, связанные с кругом решаемых задач, и встроенных механизмов выгрузки составов ЭА для передачи их в другие подобные системы, очень мало. С целью создания интеграционного решения по обмену инженерными данными и снижения временных, трудовых и денежных затрат на этапе конструкторско-технологической подготовки производства в настоящей работе рассмотрены:

- алгоритм передачи КД с предприятия-заказчика;
- методология обмена данными между предприятиями;

- система обмена данными между предприятиями.

В настоящее время реализован проект обмена данными между PDM системами Lotsia PDM Plus и Лоцман PLM. Осуществляется ежедневная загрузка изменений и поддержка актуальных составов. Объектные модели PDM систем отличаются ключевыми сущностями платформ, такими как: тип объекта, ключевой атрибут, версия объекта, состояние и др. элементами метаданных. Ключевые этапы передачи ЭА КД полностью соответствуют методологии обмена данными между предприятиями

Разработанный алгоритм, методология и интеграционное решение по обмену инженерными данными между разнородными системами в процессе информационной поддержки жизненного цикла машиностроительных изделий успешно отработаны на двух поставщиках конструкторской документации в виде электронных архивов. Проект имеет прекрасную перспективу развития по работе с новыми поставщиками КД, имеющих свои PDM системы.

Д.В. Виноградов

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

3.7.

**МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ УГЛОВЫХ КОЛЕБАНИЙ
НОСИТЕЛЯ НА «СМАЗ» ИЗОБРАЖЕНИЯ, ФОРМИРУЕМОГО
ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ СИСТЕМОЙ И
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ
РАЗРАБОТАННОЙ МЕТОДИКИ**

«Смаз» изображения является одним из факторов, влияющих на работу систем автоматического распознавания и определения координат заданных объектов.

Основная причина возникновения «смаза» изображения, формируемого оптико-электронной системой (ОЭС), установленной на подвижном носителе – это угловые колебания визирной оси ОЭС.

Возникновение «смаза» приводит к искажению пространственно-частотного спектра сигнала на выходе ОЭС, что в свою очередь вызывает снижение отношения сигнал-шум в получаемом изображении, и, соответственно, уменьшение вероятности обнаружения, распознавания и селекции объектов, а, следовательно, увеличение погрешности определения координат объектов.

Разработанная методика позволяет вычислить величину линейного смещения выбранной точки изображения (линейного «смаза») на

поверхности матричного фотоприемного устройства (ФПУ) за период накопления сигнала с учетом угловых колебаний носителя вокруг строительных осей.

Значение «смаза» рассчитывается с использованием методов векторной алгебры и аналитической фотограмметрии.

Компьютерная реализация разработанной методики выполнена в среде MathCad 13. Дополнительно в компьютерную программу введен модуль визуализации «смаза» изображения в ортогональных направлениях (вдоль столбца или вдоль строки изображения).

Для экспериментального подтверждения адекватности разработанной методики выполнено полунатурное моделирование «смаза», которое заключалось в съемке тестового объекта ТВ камерой, установленной на вращающемся с равномерной угловой скоростью столе, с последующей визуальной оценкой полученных изображений.

В результате получено удовлетворительное совпадение результатов теоретических расчетов и экспериментальных исследований.

Разработанная методика влияния угловых колебаний носителя на «смаз» изображения, формируемого ОЭС, может быть использована для решения следующих задач:

- определение требований к системе стабилизации изображения формируемого ОЭС, установленной на подвижном носителе;
- определение допустимых динамических характеристик носителя, обеспечивающих требуемое качество изображения, формируемого ОЭС.

К.Н. Подсвилов, А.А. Галицын, М.А. Марьин
г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

3.9.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОМПЛЕКСА ИНФОРМАЦИОННО-АНАЛИТИЧЕСКОГО СОПРОВОЖДЕНИЯ ПРИ УПРАВЛЕНИИ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

Несмотря на отлаженную работу и взаимодействие средств, входящих в состав космической системы (КС), восприятие и отслеживание функционирования КС как целого является проблематичным, ввиду сложности её построения. Данная особенность является предпосылкой создания комплекса информационно-аналитического сопровождения КС, аккумулирующего разрозненные данные и представляющего их в централизованном, подготовленном для восприятия заданных аспектов виде.

Создаваемый комплекс предназначен для оперативного информационного обеспечения руководства и специалистов по системам о техническом состоянии средств КС с использованием современных методов визуализации (3D, 2D, графики, таблицы и т.п.) и выполняет информационно-аналитическое сопровождение эксплуатируемой КС с акцентом на функционирование космического аппарата (КА).

Задача создания данного комплекса является актуальной, так как при разработке сложных крупных систем, таких как космическая, эффективность их последующего сопровождения без средств оперативного информационного обеспечения становится обратно пропорциональной сложности самих систем.

Средства, входящие в состав КС и космического аппарата, обладают высокой степенью автоматизации, однако вопросы, возникающие на стыке подсистем, часто решаются с малой эффективностью. Это приводит к снижению оперативности принятия решений во время эксплуатации системы.

Рассматриваемый комплекс призван обобщить данные функционирования средств, входящих в состав КС, и представить текущее состояние КС как единого целого.

Вместе с тем комплекс позволит выполнить моделирование функционирования КА по сформированным рабочим программам для предварительного анализа.

Комплекс решает следующие задачи:

- обработка телеметрической информации КА;
- оперативный анализ параметров КА с привязкой к системному и структурному составу;
- отображение средств, входящих в состав КС, в том числе КА, с учетом их текущего состояния и функционирования;
- отображение циклограммы работы КА, с декомпозицией по системам, входящим в его состав;
- отображение на картоснове и в 3D формате:
 - трасс полета и текущего положения КА;
 - целевых работ КА;
 - наземных средств управления КА и приема информации с КА;
- отображение параметров состояния КА;

Комплекс предназначен для использования на всех этапах полета КА.

Применение комплекса информационно-аналитического сопровождения позволит расширить возможности качественного и оперативного контроля работы космической системы.

Д.А. Абрамов, В.Л. Токарев

г. Тула, Тульский государственный университет

3.10.

ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ ПОЯВЛЕНИЯ НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЙ.

Работа посвящена созданию информационно-измерительной системы, включающей подсистему видеонаблюдения и предназначенной для автоматического определения в режиме реального времени нештатных ситуаций и последующей их идентификации. При этом предполагается, что априорно известен набор нештатных ситуаций.

Поэтом основную проблему представляет решение задач: 1) определение исходного набора нештатных ситуаций на языке априорно связанных признаков, определённых на множестве кадров видеонаблюдения; 2) определение решающего правила, способного в режиме реального времени по результатам текущего видеонаблюдения ранжировать: а) факты наличия нештатных ситуаций; б) класс нештатной ситуации.

Сложность таких задач обусловлена наличием следующих факторов: 1) большого разнообразия форм интересующих объектов; 2) возможности изменения формы интересующего объекта в процессе его движения; 3) близости наблюдаемых признаков интересующих объектов, одновременно попадающих в поле зрения видеокамеры; 4) прерывания наблюдения движущихся одного или нескольких интересующих объектов; 5) возможных пересечений траекторий движения интересующих объектов.

Рассматривается два варианта решения поставленных задач. Первый вариант основан на использовании так называемого агентского подхода, который в данном случае заключается в следующем. Каждый объект, попадающий в поле зрения камеры при выполнении определённых условий по нормированным его размерам сопоставляется с некоторой моделью(агентом), движение которой в работающей системе видеонаблюдения отображает движение интересующего объекта в наблюдаемой зоне. При этом оцениваются характеристики движения(направление, скорость, ускорение) и взаимное расположение его относительно других движущихся объектов и особых зон фона.

Такой подход позволяет определить признаки возникновения нештатной ситуации непосредственно в данный момент времени и существенно упростить решающее правило. К недостаткам данного подхода требуется отнести сложность реализации, так как требуется в

режиме реально времени одновременно обрабатывать множество интересующих объектов, появляющихся в поле зрения видеокамеры с разных сторон и в разное время, но одновременно находящихся в поле зрения камеры в текущий интервал времени.

Другой подход основывается на использовании двумерного вейвлет преобразования. Установлено, что каждая нештатная ситуация (аномалия) характеризуется наличием пиковых изменений значения пикселей внутри локального окна, находящихся в определённом диапазоне, который является уникальным для данного вида аномалии, что позволяет не только установить факт наличия аномалии, но и вид аномалии. При этом диапазоны изменения значений, полученных при преобразовании, а так же их уникальность в контексте конкретного типа аномалии зависит от выбора функции преобразования. При этом в качестве функции вейвлет преобразования, осуществляющего оценку нештатной ситуации предполагается использовать специально синтезируемую функцию, исходными данными для синтеза которой будут результаты применения вейвлет преобразований Хаара, Дебеша, а так же преобразований Уолша и преобразования Уолша-Адамара к видеопоследовательности. При этом в качестве исходных видеопоследовательностей будут выступать, последовательности содержащие нештатные ситуации и последовательности на которых отсутствуют нештатные ситуации, полученные для одного и того же класса сцен.

Разрабатываемый в данной работе метод выделения аномалий на основе двумерного вейвлет преобразования может быть применён при решении задач, связанных с построением информационно-измерительной системы, используемой для выявления нештатных ситуаций, возникающих при движении автомобильного транспорта по дорогам общего пользования.

В качестве экспериментального подтверждения возможности использования данного подхода, был проведён ряд экспериментальных исследований, заключающихся в применении к исходной видеопоследовательности вейвлет преобразования Хаара, в результате которого была выявлена возможность использования данного преобразования для выявления следующих нештатных ситуаций: 1) остановка и стоянка в не предназначенных для этого местах; 2) проезд преград; 3) определение дистанции между транспортными средствами на предмет анализа столкновений. Однако опыты показали невозможность применения данного преобразования для детектирования обгонов, что является дополнительным основанием необходимости использования специально синтезируемой функции для осуществления вейвлет преобразования.

С.А. Казначеев

г. Москва, ФГБОУ ВПО "НИУ "МЭИ"

3.11.

ОСОБЕННОСТИ ПОЛУЧЕНИЯ ТВ-ИЗОБРАЖЕНИЙ ПРИ ОГРАНИЧЕННЫХ ПОТОКАХ ФОТОНОВ

Результатом прогресса кремниевых матричных ПЗС-приёмников оптического изображения, стало создание фоточувствительных матриц с внутренним электронным умножением - *electron multiplying CCD (EMCCD)*, способных работать при чрезвычайно низких уровнях освещённости порядка 10^{-4} - 10^{-5} люкса. Такие матрицы позволяют реализовать режимы работы, при которых в каждый пиксель матрицы в среднем за время экспозиции попадает менее одного фотона [1]. Получаемые при таких потоках излучения ТВ-изображения обладают рядом особенностей. Они имеют ярко выраженную дискретность, в них практически отсутствуют области равной яркости, что затрудняет непосредственное визуальное восприятие информации и анализ их информационного содержания.

Статистические свойства процесса регистрации излучения соответствуют статистике дискретных независимых событий, описываемой распределением Пуассона [2]. Анализ зависимостей распределения вероятности показывает, что флуктуации количества зарегистрированных фотонов в пикселе изображения вырождаются в разброс одиночных фотонов по пикселям при малых значениях среднего количества регистрируемых фотонов. Такие изображения называют субфотонными.

В работе проводилось моделирование субфотонных изображений в программе *MATLAB*. Для оценки информационного содержания субфотонных изображений в работе использовался метод корреляционного сопоставления тестового изображения и его субфотонного аналога. Результаты расчёта указывают на тенденцию снижения информационного содержания изображений по мере снижения интенсивности фотонного потока.

Отличительной особенностью *EMCCD* устройств является наличие дополнительного регистра - регистра умножения, использующего систему электродов с более высоким напряжением тактирующих импульсов [3]. Повышенное напряжение позволяет инициировать лавинный пробой, который приводит к умножению сигнального заряда при переходе заряда из ячейки в ячейку. При каждом переходе исходный заряд увеличивается незначительно, примерно на 1.5-2 %, однако после прохождения нескольких сотен ячеек регистра умножения общий (результатирующий) коэффициент умножения может достигать ве-

личин порядка ста и выше, что позволяет увеличить уровень сигнала ещё до процесса считывания зарядовых пакетов.

Для конкретного типа *EMCCD* сенсора [4] проведен расчёт реализуемых значений отношения сигнал-шум при регистрации изображений. Расчёты показывают, что при охлаждении сенсора отношение сигнал-шум приближается к теоретическому пределу. Это позволяет говорить о возможности регистрации субфотонных изображений

На кафедре Электронных приборов «НИУ «Московский энергетический институт» разработано и создано ТВ-устройство на базе *EMCCD* сенсора типа *CCD97* [5], позволившее продемонстрировать эффективность использования внутреннего электронного умножения сигнала для повышения отношения сигнал-шум в условиях малой освещённости 10^{-4} - 10^{-2} люкса. Полученные результаты показывают возможность и перспективы продвижения ТВ-устройств в область сверхнизких значений освещённости и получения малофотонных (субфотонных) ТВ-изображений.

ЛИТЕРАТУРА

1. www.andor.com
2. Гудмен Дж., Статистическая оптика: пер. с англ. – М.: Мир, 1988. – 528 с.
3. Donal J. Denvir; Emer Conroy Electron multiplying CCDs, Published: 19 March 2003; 14 pages; 29 papers // Proc. SPIE 4877
4. CCD97-00 Back Illuminated 2-Phase IMO Series Electron Multiplying CCD Sensor. http://www.e2v.com/assets/media/files/documents/imaging-space-and-scientific-sensors/CCD97_BI.pdf
5. С.А. Казначеев, асп; рук. В.Н.Бодров, к. т. н., проф. (ФГБОУ ВПО «НИУ «МЭИ», Москва) реализация ТВ-камеры на базе фоточувствительной *EMCCD*-матрицы. // Радиоэлектроника, электротехника и энергетика: Тр XIX МНТК Студентов и аспирантов М. МЭИ, 2013

Д.Л. Дервянкин

г. Пермь ОАО «Пермский завод «Машиностроитель»

3.12.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ И КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОИЗВОДСТВА ИЗДЕЛИЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ МЕТОДОМ НАМОТКИ С ПРИМЕНЕНИЕМ АДАПТИВНОЙ СИСТЕМУ УПРАВЛЕНИЯ.

В данном докладе рассмотрены основные концепции моделирования технологического процесса изготовления конструкций методом

непрерывной намотки лент из однонаправленных волокон. Изделия, полученные этим методом, обладают высокими технологическими и функциональными характеристиками, для достижения которых необходима наиболее точная модель всего процесса намотки.

Так же в докладе рассматриваются принципы моделирование процесса намотки изделия, которое соответствовало бы заданному комплексу свойств. Рассматривается вопрос точности моделирования основных составляющих процесса намотки, адаптивного управления этим процессом и его интеграции в информационное пространство предприятия.

Основная цель: создание информационно-программного комплекса для повышения эффективности и точности процесса намотки изделий из композиционных материалов.

Основные составляющие работы:

- Аналитическая часть: Рассмотрены основные модели, методы и инструменты моделирования всех основных составляющих процесса намотки: моделирование кривой намотки, моделирование поверхности оправки, моделирование укладки ленты на оправку, а так же расчет различных технологических параметров процесса намотки (натяжение и деформация ленты, прилегания ленты и т.п.)
- Программная часть: Рассмотрен алгоритм создания программного продукта, который, опираясь на рассмотренный аналитический аппарат, позволял бы быстро и эффективно получать программу управления для станка, а так же предоставлял пользователю широкий набор инструментов по анализу полученной модели.
- Адаптивное управление: Представлены основные принципы и требования по разработке системы адаптивного управления процессом намотки с целью достижения максимальной точности, и контролем над соблюдением всех технологических параметров намотки.
- Интеграция проекта в информационное пространство предприятия: Рассмотрен вопрос интеграции разработанного комплекса в информационную систему предприятия в области взаимодействия с PDM-системой предприятия (Product Data Management - система управления данными об изделии).

Создание подобного информационно-программного комплекса позволит существенно повысить точность и эффективность процесса намотки, значительно сократить время на разработку управляющей программы намотки и расширит спектр изделий, которые могут быть получены методом намотки.

Г.С. Иванова, Ю.К. Петров
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

3.13.

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРЕДСТАВЛЕНИЯ ГРАФА ИЕРАРХИЧЕСКОЙ АСИНХРОННОЙ МОДЕЛЬЮ ДЛЯ ПАРАЛЛЕЛЬНЫХ АЛГОРИТМОВ

Графы применяются при решении многих классов задач, многие операции и алгоритмы на графах обладают внутренним параллелизмом. Попытки эффективного распараллеливания сталкивались с ограничениями существующих моделей. Данные ограничения, такие как неприменимость моделей к гетерогенным вычислительным системам, происходят из ограничений систем того времени, когда они были разработаны.

Предлагаемая модель учитывает все особенности современной вычислительной техники, она позволяет решить ряд проблем традиционных моделей.

В отличие от предыдущих моделей, которые базировались на синхронных операциях, предлагаемая модель является асинхронной, что позволяет проводить одновременно несколько независимых операций над графом, более эффективно используя ресурсы вычислительной системы. Синхронные операции могут быть реализованы через асинхронные.

Предполагается использовать легковесные процессы виртуальных машин для представления вершин, что позволяет использовать её в гетерогенных системах. Основные управляющие процессы могут находиться в одной виртуальной машине, вершины и вспомогательные процессы – в других. Такой подход позволяет добиться эффективной горизонтальной масштабируемости модели и обеспечить отказоустойчивость за счёт локализаций ошибок в пределах не более чем одной виртуальной машины.

Взаимодействие с моделью децентрализовано: помимо главного интерфейса, существуют ещё и вспомогательные, которым делегированы некоторые функции главного. Делегирование обязанностей в модели помогает добиться минимума блокировок.

Для реализации данной модели был выбран язык программирования Erlang. Данный язык был специально разработан для масштабируемых систем высокой доступности, он содержит эффективные встроенные механизмы обеспечения отказоустойчивости. Erlang является функциональным языком, в его основе лежит модель акторов, которые представляются легковесными процессами внутри виртуальной машины. Взаимодействие между процессами виртуальных машин,

находящихся на одном узле вычислительной системы, аналогично взаимодействию процессов на удалённых узлах.

Эксперименты проводились с помощью SMP-систем, представленных четырёхъядерным процессором Intel Core 2 Quad и двухъядерным Intel Core i7 3317U со включённым Hyper-Threading, версия Erlang – R15B02. Результаты экспериментов на примере операции поиска максимального веса ребра подтвердили эффективность разработанной модели.

А.А. Головков, Г.С. Иванова
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

3.14.

СТРУКТУРА ДАННЫХ ДЛЯ ПРЕДСТАВЛЕНИЯ ГРАФОВ НА ПАРАЛЛЕЛЬНЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМАХ И ПАРАЛЛЕЛЬНЫЕ АЛГОРИТМЫ ОПЕРАЦИЙ НАД ГРАФАМИ

Теория графов находит широкое применение при решении различных комбинаторно-оптимизационных задач, существенную часть которых составляют NP-полные задачи. Алгоритмы решения таких задач требуют значительного времени и мощностей вычислительных средств.

Алгоритм представляет собой совокупность вычислений характеристик графа и операций преобразования исходного графа в граф результата в соответствии с различными условиями. Операции над графами обычно составляют большую часть тела разрабатываемого алгоритма. Анализ операций показал наличие высокой степени параллелизма, в общем случае равной количеству вершин или ребер графа. Поэтому существенное увеличение быстродействия решения экстремальных задач может обеспечить применение параллельных вычислительных систем.

Такие системы имеют некоторые особенности, которые связаны с внутренней архитектурой, в частности с организацией памяти и работой с ней. Для эффективной реализации параллельных алгоритмов операций необходимо учесть представление графа в виртуальной памяти вычислительной системы.

Существуют различные структуры данных для представления графа: матрицы, массивы, вектора, списки. При анализе структур в контексте применимости к параллельным вычислительным системам были сформулированы некоторые свойства структуры, ориентированной на системы параллельной обработки. Структура была разработана, были выявлены ее достоинства и недостатки, оценена емкостная сложность.

Был реализован параллельный алгоритм операции добавления вершины, на основе предложенной структуры, и последовательный алгоритм той же операции. В последнем случае граф описывался структурами типа массив массивов.

Опытные результаты времени выполнения параллельного алгоритма были получены на графическом процессоре Tesla C1060, последовательного – на процессоре Intel Core i7-950. Анализ графиков времен выполнения и коэффициента ускорения показал, что предложенная структура представления графа полностью отвечает сформулированным требованиям к структуре, ориентированной на параллельные вычислительные системы, и может успешно применяться при реализации параллельных алгоритмов операций над графами в параллельных вычислительных системах. Уже при суммарном количестве вершин n и ребер m , равном 80, параллельный алгоритм добавления вершины выполняется быстрее, чем последовательный. С увеличением n и m значение коэффициента ускорения растёт.

Применение параллельных алгоритмов на основе предложенной структуры описания графа открывает большие перспективы дальнейших исследований в направлении применения параллельных вычислений при решении задач над графами. Реализация параллельных операций над графами может существенно сократить время выполнения программ, обрабатывающих графы с большим количеством вершин и ребер и требующих высокой производительности вычислительных систем.

Э.Н. Камышина, В.В. Маркелов, Г.А. Михеев, В.А. Соловьёв
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

3.15.

**АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ МЕТОД РАСЧЕТА
ХАРАКТЕРИСТИК НАДЕЖНОСТИ ИЗДЕЛИЙ АВИОНИКИ**
(стендовый доклад)

Одним из важнейших показателей качества изделий авионики является надежность [1-4], которая закладывается на этапах проектирования и изготовления и в наибольшей степени проявляется на этапах эксплуатации. Современный уровень развития науки техники характеризуется комплексной разработкой сложнейших систем управления и возрастающим применением средств радиоэлектроники во всех отраслях народного хозяйства, науки и техники. Следует учитывать, что усложнение аппаратуры резко снижает надежность современного радиоэлектронного оборудования. При этом низкая надежность приво-

дит к тому, что стоимость эксплуатации радиоэлектронного оборудования в течение одного года иногда в несколько раз превышает стоимость самого оборудования. Важность выполняемых авионикой задач делает часто отказ в работе событием чрезвычайным, а в некоторых случаях и опасным. Следует учесть, что в современной технике зачастую используется импортная элементная база, к которой не подходят методики, созданные для отечественных компонентов. Существующие на данный момент программы имеют ряд существенных недостатков. В конкретных областях техники продолжают исследовать прикладные вопросы надёжности. При этом решается вопрос о наиболее рациональном использовании общей теории надёжности в конкретной области техники и ведётся разработка новых приложений, методов и приёмов, отражающих специфику конкретного вида техники [5-9].

ЛИТЕРАТУРА

1. Е. М. Парфенов, Э. Н. Камышная, В. П. Усачев. Проектирование конструкций радиоэлектронной аппаратуры: Учебное пособие для ВУЗов. — М.: Радио и связь, 1989. — 272с.
2. Справочник. Надёжность электрорадиоизделий. – Министерство обороны РФ, 2000. – 620с.
3. Военный справочник Прогнозирование надёжности электронного оборудования. - Министерство обороны США MIL-HDBK-217F, 1991. – 114с.
4. Камышная Э.Н., Маркелов В.В., Соловьев В.А. Программное обеспечение конструкторских расчетов. Том 4. Расчет надёжности // Методические указания для курсового и дипломного проектирования - Москва, Изд-во МГТУ им.Н.Э.Баумана 2000. 48 с.
5. Основы моделирования микро- и наносистем : учеб. пособие /А.И.Власов, А.В.Назаров - М.: Изд-во МГТУ им.Н.Э.Баумана, 2011. (Библиотека Нанотехнологий): в 17 кн. Кн.14). - 144 с.:ил.
6. Ю.И.Нестеров, А.И.Власов, Б.Н.Першин Виртуальный измерительный комплекс// Датчики и системы. №4. 2000 - С.12-22.
7. К.И.Билибин, А.И.Власов, Л.В.Журавлева и др. Конструкторско-технологическое проектирование электронных средств /под общ. редакцией В.А.Шахнова. - М.: Изд-во МГТУ им.Н.Э.Баумана, 2002. 500 с. (серия: Информатика в техническом университете).
8. Чеканов А.Н. Расчеты и обеспечение надёжности электронной аппаратуры: учебное пособие - М.: Кнорус. – 2012. – С. 440.
9. Белов Б.И., Шерстнев В.В., Маркелов В.В., Съедугин В.В., Чеканов А.Н. Экранирование и межсоединения в ЭВА И РЭА. Расчеты надёжности ЭВА И РЭА // Методические указания к дипломному проектированию - Москва, Изд-во МГТУ им.Н.Э.Баумана. 1980. 40 с.

А.М. Князев

г. Москва, ФГБОУ ВПО "НИУ "МЭИ"

3.16.

О РОЛИ ПАРАЛЛАКСА В МНОГОСЕКТОРНЫХ ПАНОРАМНЫХ СИСТЕМАХ

(стендовый доклад)

Существуют различные способы построения систем панорамного зрения. Во многих случаях в основе конструкции лежит принцип поэтапного сканирования пространства единственным фотоприемником. Использование такого способа построения не позволяет реализовать высокие значения кадровых частот системы. Другой способ построения заключается в использовании в видеоустройстве широкоугольных объективов или специальных панорамных оптических насадок. В этом случае кадровая частота ограничена лишь характеристиками единственного видеоустройства, но значение пространственного разрешения и угла поля зрения могут быть заметно ниже, чем при использовании первого способа построения.

Для обеспечения высоких значений кадровой частоты, угла обзора и пространственного разрешения, перспективным способом построения панорамной системы является использование принципа секторного обзора пространства. Такие системы формируются с использованием нескольких приемных каналов, каждый из которых регистрирует информацию лишь о части пространства. Поля зрения смежных приемных видеоустройств имеют перекрытие, за счет чего удастся сформировать единое панорамное изображение из отдельных видеопотоков. Ввиду того, что приемные видеоустройства находятся на некотором расстоянии друг от друга, возникает параллакс. Эффект параллакса приводит к тому, что разноудаленные от системы объекты, находящиеся в области перекрытия полей зрения, регистрируются соседними видеоустройствами неодинаково. В результате возникает неоднозначность (ошибка) в отображении объектов в области перекрытия полей зрения (например, двоение) при формировании единого панорамного изображения. В зависимости от характеристик системы и наблюдаемых объектов, ошибка в отображении положения объекта может быть соизмерима с размерами изображения самого объекта.

Нарушения целостности отдельных элементов изображения на стыке смежных кадров может быть скомпенсировано программными методами. Большинство таких методов ориентировано на визуальное восприятие панорамного изображения из-за чего существует вероятность отфильтровывания некоторых деталей изображения в процессе обработки. Применение подобных методов может привести к сбою алгоритмов видеоаналитики, в особенности, при работе с малоразмерными объектами. Поэтому стоит задача уменьшения параллакса в панорамной системе и определения таких условий ее работы, в которых параллакс не будет оказывать значительного влияния на формирование панорамной картины.

ДИНАМИКА ДВИЖЕНИЯ И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Секция 4

С.Б. Беркович, Н.И. Котов, А.Ю. Махаев, А.В. Шолохов, Р.Н. Садеков
г. Серпухов, МОУ «Институт инженерной физики»

4.1.

ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ ПРИНЦИПОВ ПОСТРОЕНИЯ НАЗЕМНОЙ ИНТЕГРИРОВАННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНФОРМАЦИИ ЦКД, РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Статья посвящена решению проблем высокоточной навигации в условиях низкой информативности радионавигационных полей. В качестве базовой навигационной системы выбран инерциально-одометрический спутниковый навигационный блок, комплексированный с цифровыми картами дорог.

Представлены математические модели интегрированного инерциально-одометрического спутникового геоинформационного навигационного комплекса, алгоритмы комплексной обработки навигационной информации, сравнительные оценки погрешностей определения координат при различной конфигурации интегрированной навигационной системы с использованием реальных геопространственных данных на выбранные участки маршрутов движения.

Показано, что использование данных цифровых карт дорог обеспечивает наблюдаемость погрешностей базовой системы навигации, при этом погрешности интегрированного навигационного комплекса не превышают 15 метров (СКО) и не зависят от протяженности маршрутов движения. При этом обеспечивается наблюдаемость погрешностей азимутального канала и путевой системы.

Представлены результаты оценки объема вычислительных затрат, требуемого объема памяти для долговременного хранения информации цифровых карт дорог.

А.И. Власов, С.Г. Семенцов
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

4.2.

СИСТЕМЫ АКТИВНОЙ КОМПЕНСАЦИИ АКУСТИЧЕСКИХ ШУМОВ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Подавление шума и вибрации авиационной техники активными методами в последнее десятилетие находит широкое применение наряду с традиционными методами борьбы. Основное отличие систем активного гашения (САГ), называемых также системами активной компенсации, от традиционных состоит в эффективном гашении шумов и вибраций в области низких частот при гораздо меньших габаритах и массе [1]. Это преимущество наиболее ярко проявляется при гашении шума в кабинах летного состава и в салонах самолетов гражданской авиации, где требования, предъявляемые к массогабаритным характеристикам систем, наиболее жесткие.

Создание эффективной системы активной компенсации требует решения двух задач: физической (акустической) и технической (в области звуковой схемотехники). В результате решения акустической задачи определяется число различных источников и других электроакустических преобразователей системы, а также места их наилучшего расположения (компоновки). Техническая задача заключается в разработке алгоритма управления электронной системой и ее элементов, исходя из спектральных характеристик сигналов источников, характеристик передаточной функции объекта управления и доступных технических средств [1-6].

Особенностью задачи компенсации вибраций и шума авиационной техники является изменение передаточной функции объекта управления под влиянием внешних условий среды (температура, давление и т.п.). В этом случае передаточная функция объекта управления в системе компенсации, представляющая собой совокупность передаточных функций компенсирующих излучателей, контрольных приемников и расположенной между ними среды или конструкции, является нестационарной. Исходя из особенностей характеристик сигналов первичных источников колебаний и передаточных функций объекта управления, для снижения шума используются классические, оптимальные или адаптивные системы активной компенсации [2].

ЛИТЕРАТУРА

1. Власов А.И. Современное состояние и тенденции развития теории и практики активного гашения влияния волновых полей// Приборы и Системы управления -1997, №12. - С.59-70.

2. Власов А.И. Особенности построения систем автоматизированного синтеза и моделирования средств защиты от влияния волновых полей// Информационные технологии -1997, №9. - С.31-38.
3. Alexey A. Adov, Anton V. Smolin, Andrey I.Vlasov Technique of Designing of Blocks of Active Noise and Vibration Control Systems of the Basis of IP Core // Proceedings of The Elevent International Congress on Sound and Vibration. St.Peterberg. Russia. 5-8 July 2004. PP.257-265.
4. Г.С.Любашевский, А.И.Орлов, Б.Д.Тартаковский. Адаптивная компенсация дискретных компонент шума и вибрации // Акуст. Журнал. - 1992, том 38, вып. 3.
5. Design of Active Noise Control Systems with the TMS320 Family. Application Report. Texas Instruments. 1996.
6. А.И.Власов, Е.А.Володин, С.Г.Семенцов, В.А.Шахнов Электронные системы активного управления волновыми полями: тенденции и перспективы развития// Успехи современной радиотехники. - 2002. - №4. - С.3-22.

В.В. Морозов, А.А. Александров

г. Санкт-Петербург, ОАО "Концерн "Гранит-Электрон"

4.3.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СТРУКТУРЫ И ПАРАМЕТРОВ ЗВЕНЬЕВ КОНТУРА СТАБИЛИЗАЦИИ БПЛА

Для решения задач обеспечения устойчивости БПЛА при построении контура стабилизации проводится анализ его амплитудных и фазо-частотных характеристик.

В работе приведено рассмотрение варианта построения частотной передаточной функции на примере анализа математической модели рулевого блока (РБ), представленной в виде системы дифференциальных уравнений.

Выбор значения коэффициента усиления рулевого тракта зависит от принятого состава элементной базы прибора-усилителя РТ и варьируется с некоторой дискретностью, шаг которой выбирается в процессе разработки прибора.

По результатам проведённых исследований определены общий вид и параметры передаточной функции, представляющей модель замкнутого РБ.

Выбор значений постоянных времени производился в соответствии с критерием минимального отклонения значений ЛАФЧХ от расчётных, полученных на математической модели (при подаче на вход модели периодического сигнала заданной амплитуды с частотой повторения max 10 Гц при обязательном нахождении в пределах допуска 10 – 15% на отклонение) и представляет собой зависимость от значения выбранного параметра усилителя.

*А.С. Кудинов, И.И. Юрченко, И.Н. Каракотин
г. Москва, ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»*

4.4.

УПРАВЛЕНИЕ СТРУКТУРОЙ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ МОДУЛЬНОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ С ПОМОЩЬЮ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ИГЛЫ ДЛЯ СНИЖЕНИЯ НАГРЕВА

В настоящее время в России создается новое поколение многоблочных ракет-носителей (РН) тяжелого класса, строящихся по модульному принципу из универсальных блоков. Компоновка таких ракет имеет сложную геометрию внешних обводов корпуса из-за наличия 4 боковых блоков с диаметром, равным диаметру центрального блока, применения головных обтекателей (ГО) увеличенного диаметра, установки различных местных обтекателей. Большая часть траектории полета такой РН до отделения боковых модулей проходит на сверх- и гиперзвуковых скоростях при не нулевых углах атаки.

Сверх- и гиперзвуковые скорости полета вызывают аэродинамический нагрев любых летательных аппаратов. Особенностью аэродинамического нагрева многоблочной модульной ракеты-носителя является эффект пикового усиления тепловых потоков к элементам конструкции. Пиковые тепловые потоки и пиковые давления характеризуются более чем 50...100 – кратным усилением по сравнению с невозмущенными значениями. К такому эффекту приводит формирование сверхзвуковых структур течения, связанных с интерференцией скачков уплотнения и пространственным отрывным течением при обтекании многоблочной РН.

Для снижения пиковых тепловых потоков к боковым и центральному модулям РН, особенно при неблагоприятном турбулентном режиме обтекания, экспериментально исследовано управление обтеканием путем установки аэродинамической иглы с дисковым наконечником на сферических затуплениях боковых блоков. Установка иглы приводит к изменению структуры взаимодействия ударных волн, благодаря чему вместо опасного IV типа их взаимодействия реализуется I тип, который не приводит к пиковому нагреву обтекателей боковых блоков и центрального блока в точках растекания. На рис. 1 показаны распределения теплового потока (а) и давления (б) на сферическом обтекателе боковых модулей РН, видно, что установки аэродинамической иглы существенно снижает тепловой поток и давление.

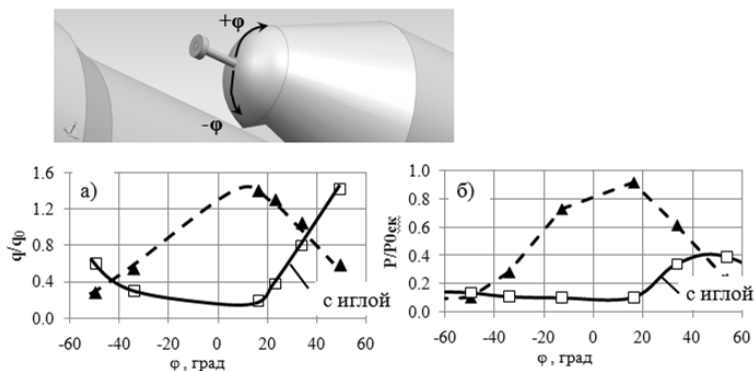


Рис. 1 – Снижение теплового потока (а) и давления (б) на сверхзвуковых скоростях при установке аэродинамической иглы

Г.Г. Плавник, М.В. Зенченко

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

4.5.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ВЕКТОРА СОСТОЯНИЯ И ХАРАКТЕРИСТИК ЛА НА ПРИМЕРЕ БОКОВОГО ДВИЖЕНИЯ

Приводятся математическая модель бокового движения с учетом возмущений и модель измерений с учетом погрешностей.

Задаются возмущения на некоторые координаты вектора состояния ЛА, которые не могут быть измерены, неточности знания характеристик ЛА, а также погрешности измерений.

По результатам математического моделирования возмущенного движения получают значения координат вектора состояния и характеристик ЛА.

Восстанавливаются (идентифицируются) координаты вектора состояния и характеристики ЛА при применении методов фильтрации [1], [2]. Полученные результаты сопоставляются с соответствующими координатами вектора состояния и характеристиками ЛА возмущенного движения [3].

На основании сравнения полученных результатов делается вывод об эффективности методов идентификации координат вектора состояния и характеристик ЛА.

ЛИТЕРАТУРА

1. Колос М.В., Колос И.В. Методы линейной оптимальной фильтрации / Под ред. В.А. Морозова. – М.: Изд-во МГУ, 2000.
2. Браммер К., Зиффлинг Г. Фильтр Калмана-Бьюси. Детерминированное наблюдение и стохастическая фильтрация. М., Наука, 1982.
3. А. Я. Андриенко, Е. И. Тропова, А. И. Чадаев, “Методы анализа результатов летных испытаний бортовых систем управления”, Автомат. и телемех., 2010, № 5, 155–165.

Ю.А. Прохорчук

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

4.6.

ОПТИМАЛЬНЫЕ АЭРОБАЛЛИСТИЧЕСКИЕ ТРАЕКТОРИИ

Аэробаллистический полет характеризуется маневрами летательного аппарата, интенсивность которых зависит от скорости движения и располагаемых перегрузок. В свою очередь маневры приводят к дополнительному сопротивлению, уменьшающему скорость. Невозможность поддержания заданных стационарных параметров траектории лишает задачу их проектирования ясности и простоты понимания взаимного влияния различных параметров движения. Формализованные процедуры оптимизации помогают решать такого рода задачи, однако не всегда привычны в условиях реального проектирования, оставаясь по большей части инструментом академических работ.

В докладе приводится постановка набора оптимальных задач для траекторий аэробаллистических ЛА, сформулированных в терминах принципа максимума Понтрягина. Решаются задачи минимизации времени полета в заданную точку, достижения максимальной конечной скорости, максимальной прямой и боковой дальности с всевозможными ограничениями и связями, накладываемыми на параметры движения и управления: ограничение максимальной высоты, поперечной перегрузки, угла атаки, скоростного напора, угла наклона траектории, прохождение траектории или трассы полета через заданную точку и т.п.

Краевая задача для системы дифференциальных уравнений, к которой сводится оптимальная задача решается численно. Итерационный процесс поиска начальных значений сопряженных параметров, однозначно определяющих решение, основан на методе Ньютона и требует достаточно близкого начального приближения. В работе показано, что решение задачи может быть гарантированно получено с помощью цепочки оптимальных задач, решение которых является

начальным приближением для следующей. Приводятся простые формулы, дающие почти точное решение для начального звена цепочки, гарантирующие инициализацию многоуровневого итерационного процесса.

Приведены примеры параметрической оптимизации траекторий одноступенчатой и двухступенчатой ракет с аэробаллистическим ЛА, дающие общее решение для всего диапазона достижимых дальностей полета с ограничениями любой природы, которые можно выразить в виде неравенств, содержащих фазовые переменные и управление, а также их связи в заданных точках или на заданных интервалах.

ЛИТЕРАТУРА

1. Л.С. Понтрягин, В.Г. Болтянский, Р.В. Гамкрелидзе, Е.Ф. Мищенко. Математическая теория оптимальных процессов, Физматгиз, 1961.
2. Н.Н. Моисеев. Численные методы в теории оптимальных систем. «Наука», 1971.
3. И.В. Остославский, И.В. Стражева. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. М. «Машиностроение», 1969.

*В.Н. Дудченко, И.А. Иванов, С.Г. Милоченко,
А.Н. Нестеренко, А.С. Сгонников*
г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

4.7.

ОСНОВНЫЕ АЛГОРИТМЫ КОМПЛЕКСА ПОДГОТОВКИ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ РЛ-СИСТЕМ МАРШРУТНОЙ КОРРЕКЦИИ

Основной задачей комплекса подготовки исходных данных для РЛ-систем маршрутной коррекции является подготовка эталонных изображений для работы алгоритма селекции по РЛИ.

При этом должны быть подготовлены эталонные изображения опорных участков местности для маршрутной коррекции.

Решение задачи подготовки эталонов обеспечивается следующей совокупностью алгоритмов:

Алгоритм выбора направления подхода к точке назначения. Основная задача алгоритма – определить допустимые направления подхода к точке назначения, выбрав из них наиболее предпочтительные с точки зрения работы РЛ системы.

Алгоритм синтеза прогнозной траектории БПЛА представляет собой моделирование управляемого полета БПЛА по траектории. Про-

гнозная траектория представляет собой массив параметров вектора состояния БПЛА.

Алгоритмы выбора опорных участков местности (ОУМ) для коррекции решают задачу определения координат участков местности, которые будут наблюдаться РЛ-системой для реализации маршрутной коррекции.

В.Н. Дудченко, А.Н. Нестеренко, Н.Ю. Пашина, А.С. Сгонников
г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

4.8.

МОДЕЛЬ ПОГРЕШНОСТЕЙ АЛГОРИТМА МАРШРУТНОЙ КОРРЕКЦИИ

Доклад посвящен вопросам маршрутной коррекции траектории беспилотного летательного аппарата по данным радиолокационной системы с синтезом апертуры. Под маршрутной коррекцией в рамках настоящего доклада следует понимать процесс оценивания погрешностей по положению и скорости изделия с последующей их компенсацией средствами системы навигации и наведения БЛА. Ошибки вектора состояния, в свою очередь обусловлены уходами ИНС БЛА за время полета.

В рамках доклада рассматривается задача оценивания ошибок вектора состояния. Сам процесс оценивания осуществляется в следующем порядке:

1. С помощью радиолокационной системы переднебокового обора с синтезом апертуры осуществляется визирование участка земной поверхности с заблаговременно заданными координатами - зоны коррекции.

2. На полученных радиолокационных изображениях определяется положение опорного участка местности (далее «ОУМ») – информативного объекта с заблаговременно определенными координатами, являющегося центром зоны коррекции. Результат селекции – координаты ОУМ на радиолокационном изображении (смещение центра ОУМ по дальности и по частоте Доплера относительно фактического центра изображения).

Смещение по дальности и частоте Доплера определяется:

- ошибками определения вектора состояния БЛА с помощью бортовой ИНС;

- погрешностью алгоритма селекции, вызванной искажением эталона, нестабильностью контуров и другими факторами;

– погрешностью картографических материалов, по которым определялся центр ОУМ;

– погрешностью синтеза РЛИ, вызванной преломлением луча радиопрозрачным обтекателем и другими факторами.

Ошибки вектора состояния - предмет оценивания, остальные ошибки и погрешности входят в модель погрешностей алгоритма маршрутной коррекции.

3. По результатам смещения центра ОУМ производится оценка ошибок вектора состояния изделия. При оценке учитываются погрешности алгоритма оценивания.

Погрешности делятся на две основные части – систематическую и переменную. Систематическая определяется ошибками картографии и погрешностью визирования. Переменная определяется погрешностью алгоритма селекции.

Учет погрешностей алгоритма оценивания необходим для оценки точности вывода летательного аппарата на участке конечного наведения.

Изложенный в докладе метод оценки ошибок ИНС был апробирован при выполнении ряда научно-исследовательских работ и позволил обеспечить точность выхода на конечный участок траектории - 30 м.

Р.П. Симоньянц

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

4.9.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ КАЧЕСТВА УПРАВЛЕНИЯ В РЕЛЕЙНОЙ СИСТЕМЕ БЕЗ ДАТЧИКА СКОРОСТИ

Рассматривается релейная система управления движением, в которой отсутствуют датчики скорости. Типичный пример – реактивная система угловой стабилизации космического аппарата (КА).

Для обеспечения требуемой точности и экономичности переходных и установившихся процессов, в традиционных системах управления используют и позиционные датчики, и датчики угловой скорости (ДУС). Но стремление отказаться от ДУС, обеспечив при этом приемлемые для практики качественные характеристики динамических процессов, по ряду причин устойчиво сохраняется десятилетиями.

В настоящее время релейные системы управления без ДУС (системы с неполной информацией), удовлетворяющие указанным требованиям, отсутствуют. Наилучших результатов позволяют получить си-

стемы с внутренней обратной связью (ВОС). Например, релейная система с апериодической обратной связью (АОС), охватывающая релейный регулятор, широко применялась на многих КА, в том числе и на КА, созданных под руководством В.Н. Челомея.

Основная проблема синтеза АОС заключается в том, что требования по экономичности в автоколебаниях и требования по качеству переходных процессов находятся в противоречии. Обеспечив высокоэкономичные автоколебания, получаем неудовлетворительные переходные процессы, как правило, в скользящем режиме.

Разработанный автором метод синтеза контура ВОС («Диаграмма совмещений») позволяет проблему решить в полной мере. В работе сопоставляются три решения задачи синтеза управления для одного и того же объекта. Первое реализует традиционную релейную систему координатного управления с линейным формированием управляющего сигнала, использующим датчики угла и ДУС.

Второе решение получено для системы без ДУС. В контуре релейного регулятора применена АОС, синтезированная традиционно. АОС обеспечивает длительность импульса управляющего воздействия, близкую к минимально допустимой. Получен предельный цикл, практически совпадающий с тем, который даёт система с ДУС.

Однако качество переходного процесса, начинающегося из того же начального состояния, что и в случае системы с ДУС, принципиально иное. Реализуется скользящий режим с множеством коротких импульсов одного и того же знака, чередующихся с паузами. В паузах объект по инерции значительно удаляется от заданного направления. Точность в переходном процессе значительно хуже.

Экономичность переходного процесса также упала. Число импульсов управления значительно увеличилось. В случае реактивной системы управления, экономичность каждого импульса тяги двигателя из-за уменьшения его длительности, уменьшается. Ограниченный ресурс двигателя по количеству включений быстро расходуется.

Третье решение выполнено с использованием Диаграммы совмещений. Форма и параметры ВОС выбраны таким образом, что и переходный процесс, и установившийся режим автоколебаний по качеству практически не уступают решению с ДУС. При этом практически нет ограничений на выбор формы ВОС. Последнее открывает широкие возможности синтеза цифрового управления на основе применения БЦВМ.

Один из вариантов синтеза ВОС с помощью ЭВМ был реализован автором совместно с инженером А.В. Аверьяновым.

Р.П. Симоньянц¹, Д.И. Галкин²

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана¹

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»²

4.10.

ПОСТОЯННЫЙ МАГНИТ НА БОРТУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА КАК СРЕДСТВО РАЗГРУЗКИ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ

Для управления ориентацией космического аппарата (КА) широко применяются двигатели-маховики (ДМ). Один из недостатков этих двигателей связан с необходимостью сброса кинетического момента. Для сброса кинетического момента наиболее часто применяются жидкостные реактивные двигатели и (или) электромагнитные исполнительные органы, жестко закрепленные на корпусе. Существуют и другие способы. Например, в конце XX века в РКК «Энергия» запатентован «Способ магнитной разгрузки инерционных исполнительных органов космического аппарата и устройство для его осуществления».

В настоящей работе рассматривается возможность разгрузки системы ДМ, расположенных вдоль связанных осей изделия, с помощью постоянного магнита на борту КА. Номинально магнит находится в свободном состоянии и ориентируется по магнитным силовым линиям МПЗ, как стрелка компаса. При этом его влияние на корпус КА минимально. Если он жестко связан с корпусом, действует механический момент, определяемый векторным произведением магнитного момента на магнитную индукцию поля Земли.

Арретируя магнит по определённому алгоритму, можно сбросить кинетический момент ДМ. При этом объект переориентируется так, что ось магнита стабилизируется относительно магнитных силовых линий. Поэтому после разгрузки маховика необходимо восстановить исходную ориентацию.

Моделирование динамики углового движения спутника для тестовых примеров, подтверждает работоспособность метода.

В. А. Казаков

г. Москва, ФГБОУ ВПО «НИУ «МЭИ»

4.11.

ЧЕТЫРЕХКАНАЛЬНЫЙ ИК-МОДУЛЬ С ПОВЫШЕННЫМИ ПРОСТРАНСТВЕННЫМ РАЗРЕШЕНИЕМ И УГЛАМИ ОБЗОРА

В ряде случаев при осуществлении наблюдения за окружающим пространством в диапазоне длин волн 8-14 мкм ставится задача пре-

дельно возможного увеличения поля зрения с сохранением неизменно-го пространственного разрешения, а также отслеживания объектов и определения их угловых координат. Использование камер с большим разрешением затрудняет работу оптико-электронной системы (ОЭС) в режиме реального времени, так как это требует одновременной обработки больших потоков данных.

Использование 4-камерной оптико-электронной системы (ОЭС) позволяет получить изображение с увеличенным полем зрения (рис. 1). ОЭС состоит из 4 ИК-модулей типа *XTM-640* [1] с объективами типа *CN-4020* фирмы «*Xenics*».

Основу каждого модуля составляет матричный фотоприемник типа *UL 04 32 2* фирмы «*Ulis*». Формат матрицы 640x480 пикселей. Размер пикселя $17 \times 17 \text{ мкм}^2$ [2, 3]. Фоточувствительные элементы приемника состоят из аморфного кремния и подвешены на микромостах. Каждый элемент включен в схему компенсации темнового тока. Матричный приемник имеет эквивалентную шуму разность температур – 55 мК, при окружающей температуре 27°C , относительным отверстием объектива, равным 1 и частоте кадров 30 Гц. Приемник не требует термостабилизации.

Функциональная схема блока управления 4 модулями состоит из 3 плат двух типов: две платы типа *A* и одна плата типа *B*. Каждая из плат типа *A* управляет двумя ИК-модулями и «сшивает» два изображения, идущие от них. Переключением между платами типа *A* занимается плата типа *B*.

Основой каждой платы является программируемая логическая интегральная схема (ПЛИС) типа *Cyclone III* фирмы «*Altera*» [4]. На ПЛИС возложены все основные функции по передаче и приеме информации от ИК-камеры.

Разрабатываемый блок управления позволяет выводить изображение от 4 модулей в реальном масштабе времени. Так же блок управления позволяет проводить исправление дисторсии и производить сшивание смежных изображений.

ЛИТЕРАТУРА.

1. Бодров В. Н., Казаков В. А., Бесчастный М. А. Встраиваемый микроболометрический ИК-модуль. Современное телевидение и радиоэлектроника. Труды 21-й Международной научно-технической конференции. М.: ФГУП МКБ «Электрон», 2013 г. – с. 167-169.
2. *J.L Tissot, A. Durand, Th. Garret, C. Minassian, P. Robert, S. Tinnes, M. Vilain. High performance Uncooled amorphous silicon VGA IRFPA with 17 μm pixel-pitch. SPIE vol. 7660, 2010 – Infrared Technology and Applications XXXVI.*

3. A. Durand, J.L Tissot, P. Robert, S. Cortial, C. Roman, M. Vilain, O. Legras. *VGA 17 μ m development for compact, low power systems. SPIE Vol. 8012, 2011 – Infrared Technology and Application XXXVII, Proceeding.*
4. *Device Data Sheet. Cyclone III. Altera Corporation, 2010*
5. *Technical datasheet. 1Mx8 bit high speed CMOS SRAM AS7C38096A. Alliance Memory, 2012*

В.П. Казаковцев, В.В. Корянов, П.В. Просунцов, А.Г. Топорков
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

4.12.

**АНАЛИЗ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПРЕБЫВАНИЯ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ЗОНЕ ТЕНИ ОТ ЗЕМЛИ В
ПРОЦЕССЕ ЕГО ВЫВОДА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ**
(стендовый доклад)

Одной из наиболее сложных задач возникающих при создании телекоммуникационных спутниковых систем связи является сохранение формы рефлектора зеркальной антенны в процессе полета космического аппарата (КА). Известно, что максимально допустимый уровень деформаций рефлектора антенны не должен превышать одной шестнадцатой доли рабочей длины волны. В связи с тем, что основным источником искажения формы служат термические деформации, возникающие из-за неравномерности освещенности рефлектора на различных участках траектории, необходимо провести анализ влияния параметров орбиты на уровень ожидаемых потоков солнечного излучения. Настоящая работа посвящена вопросу определения максимального времени нахождения КА в тени и полутени от Земли при различных траекториях его перехода с орбиты ожидания на геостационарную орбиту (ГСО).

В работе представлена математическая модель движения КА в проекциях на оси инерциальной системы координат, даны формулы для преобразования координат КА в эклиптическую систему координат и сформулированы условия попадания КА в тень и полутень от Земли. Расчеты параметров движения КА при переходе от орбиты ожидания на ГСО получены для двух вариантов: переход по эллиптической орбите с использованием двигателей большой тяги, переход по спирали с использованием непрерывно работающего двигателя малой тяги.

Анализ результатов расчетов показал, что время нахождения КА в тени и полутени в основном определяется величиной нормальной составляющей (перпендикулярной радиусу траектории КА) скорости.

При движении КА по вытянутой эллиптической орбите при подходе КА к ГСО величина нормальной составляющей скорости значительно уменьшается по сравнению с ее значением в начале перехода. Поэтому время нахождения КА в тени и полутени от Земли может достигнуть величин порядка двух часов и более. Количество попаданий КА в тень небольшое.

При движении КА с двигателем малой тяги по спирали количество попаданий КА в тень значительно больше, чем при переходе по эллиптической орбите. С другой стороны время однократного нахождения КА в тени и полутени меньше. Это обусловлено тем, что скорость КА практически все время перпендикулярна радиусу траектории, а величина скорости больше нормальной составляющей скорости движения КА по эллиптической орбите. В наших расчетах максимальное время нахождения КА в тени и полутени составляло величину порядка одного часа.

С.Ю. Останин, Е.Н. Павкин
г. Москва, ФГБОУ ВПО «НИУ «МЭИ»

4.13.

**ИССЛЕДОВАНИЕ НА БАЗЕ ЭКВИВАЛЕНТНЫХ
ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СХЕМ ЗАМЕЩЕНИЯ ГИСТЕРЕЗИСНЫХ
ЭЛЕКТРОПРИВОДОВ ДЛЯ СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ
АППАРАТОВ**
(стендовый доклад)

Исследования, результаты которых приведены в настоящей работе, выполнены при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (РФФИ) по грантам 12-08-91167-ГФЕН-а и 13-08-01457-а.

Электроприводы на базе гистерезисных электродвигателей широко применяются в приборах и системах ориентации, стабилизации, навигации и управления движением летательных, в том числе космических, аппаратов. Указанные приборы и системы базируются на гироскопах с механическим носителем кинетического момента и электрическим приводом, в первую очередь, гироскопы с поплавковым подвесом ротора, динамически настраиваемые и др. В связи с этим обеспечение оптимального проектирования указанных гироскопов и их электроприводов является актуальным и перспективным. Для реализации соответствующих проектных задач необходимо совершенствование методов и средств проектирования гистерезисного электропривода с обеспечением снижения трудоёмкости и повышения точности элек-

ромагнитных, тепловых и прочностных расчётов приводного гистерезисного электродвигателя.

Проведенные исследования и моделирование позволили реализовать расчет и исследование базовых вариантов гистерезисного электропривода на основе эквивалентных электрических схем замещения. При этом обеспечены возможности учёта режимов управления электроприводом посредством регулирования возбуждения приводных электродвигателей. Получена более высокая точность по сравнению с существующими расчётными аналогами и снижение трудоёмкости проектирования. В рамках проведённых исследований реализован автоматизированный учёт влияния высших гармоник магнитного поля на параметры схемы замещения и физические процессы в гистерезисном электроприводе. Также с помощью предлагаемых средств исследованы физические процессы в гистерезисном электроприводе в режимах регулирования возбуждения электродвигателя в составе электропривода и их влияние на параметры элементов эквивалентной схемы замещения.

Полученные результаты апробированы на базе разработанных в НИУ «МЭИ» прецизионных гироскопических приборных устройств с гистерезисным электроприводом и аэродинамическими опорами. Оценивались показатели и характеристики, как электродвигателя, так и электропривода. При исследовании указанных устройств предлагаемые средства автоматизированного моделирования и исследования эквивалентных схем замещения гироскопических электродвигателей и электроприводов показали свою эффективность по сравнению с аналогами.

* * *

ДИНАМИКА И ПРОЧНОСТЬ КОНСТРУКЦИЙ

Секция 5.1.

О.Н. Тушев, А.В. Беляев

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

5.1.1.

ОПТИМИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ АМОРТИЗАЦИИ УПРУГОЙ КОНСТРУКЦИИ НА ОСНОВЕ МИНИМАКСНОГО ФУНКЦИОНАЛА

Оптимальный выбор характеристик амортизации упругих конструкций, эксплуатирующихся в условиях ударного нагружения, является важной инженерной задачей. Для защиты конструкций ракетно-космической техники широкое распространение получили пневмогидравлические амортизаторы [1], в которых упругая (позиционная) характеристика реализуется сжатым газом (азотом), а демпфирующая (скоростная) - дросселированием жидкости. Данные амортизаторы имеют малые габариты при высоких развиваемых усилиях, большой ресурс работы, возможность регулировки рабочих характеристик. Однако при проектировании системы амортизации весьма сложно выбрать конструктивные параметры амортизаторов таким образом, чтобы обеспечить высокую надежность функционирования защищаемого объекта. Методика решения этой многопараметрической задачи представлена в настоящей работе.

Анализ динамики конструкции проводится на основе решения системы обыкновенных дифференциальных уравнений в форме Коши

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{F}(\mathbf{X}, t, \mathbf{A}), \quad (1)$$

где \mathbf{X} - вектор фазовых координат, \mathbf{F} - нелинейная вектор-функция, t - время, $\mathbf{A} = (a_1, a_2, \dots, a_m)^T$ - вектор варьируемых параметров амортизации. Состояние системы оценивалось вектором параметров качества системы $\mathbf{Y} = (y_1, \dots, y_k, y_{k+1}, \dots, y_l)^T$, значение которого зависит от вектора фазовых координат уравнения (1). Как правило, это – относительные перемещения и/или абсолютные ускорения сосредоточенных масс. Обычно часть $|y_i| (i = 1, 2, \dots, k)$ необходимо минимизировать, на остальные $|y_i| (i = k + 1, \dots, l)$ - наложить ограничения. Пусть $\mathbf{Y}^* = (y_{k+1}^*, \dots, y_l^*)^T$ - вектор предельно допустимых значений, а T - за-

данный интервал времени. Если значение $k > 1$, задача является многокритериальной. Обычно анализ динамических процессов в изучаемой системе и технические требования к ней позволяют задать иерархию критериев и провести их свертку. В этом случае задача сводится к поиску экстремума

$$\min_A G \left[\max_i |y_i(\mathbf{A}, t); i = 1, \dots, k; t \in T \right]$$
, при $L_i \leq 0; i = k + 1, \dots, l$, где G - оператор свертки.

Для учета ограничений использовался метод штрафных функций. Решение задачи безусловной минимизации находилось методом «деформируемого» многогранника [2]. Предложенная методика позволяет существенно (на порядки) сократить трудоемкость поиска оптимального решения в пространстве трех и более параметров

В качестве примера представлено решение задачи оптимальной амортизации составной балочной конструкции, закрепленной на жестком основании посредством двух амортизирующих опор. Динамическая нагрузка задана функцией перемещения основания на ограниченном интервале времени.

ЛИТЕРАТУРА

1. Тушев О. Н., Беляев А. В. Оптимизация технических характеристик пневмогидравлических амортизаторов из условия максимума надёжности механической системы. // Инженерный вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2013. № 6. Режим доступа: <http://engbul.bmstu.ru/doc/597480.html>
2. Химмельблау Д. Прикладное нелинейное программирование, изд-во «Мир», М., 1976.

Г.М. Тушева, Н.В. Борохова, Г.М. Максимов
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

5.1.2.

ВЛИЯНИЕ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ХАРАКТЕРИСТИК АМОРТИЗАЦИИ НА ДИНАМИКУ АМОРТИЗИРУЕМОГО ОБЪЕКТА

Движение конструкции «амортизируемый объект – система амортизации» описывается с помощью метода конечного элемента нелинейным векторным дифференциальным уравнением в форме Коши. Для уменьшения размерности задачи используется извест-

ный прием разложения решения по ортогональному базису собственных векторов.

Значения параметров, определяющих позиционные и скоростные характеристики системы амортизации, могут быть любыми в заданных диапазонах изменения.

Оценка эффективности системы амортизации в этом случае осуществляется на основе принципа гарантированного результата. Поэтому требуется найти экстремальные значения параметров качества конструкции в пространстве всех возможных значений неопределенных параметров системы амортизации. Предлагается использовать поисковый алгоритм нелинейного программирования, а именно, «деформированного многогранника».

Координатные ограничения снимаются с помощью специальных преобразований пространства поиска.

Для ускорения процесса вычислений зависимости элементов векторов параметров качества от неопределенных параметров аппроксимируются квадратическими формами на основе интерполяции. При этом применяются интерполяционные формулы с ортогональными полиномами, что обеспечивает минимальную среднюю квадратическую ошибку аппроксимации

Результаты иллюстрируются примером.

ЛИТЕРАТУРА

1. Д. Химмельблау. Прикладное нелинейное программирование. М.: Мир, 1975 - 534 с.
2. В.А. Светлицкий. Статистическая механика и теория надежности. М.: Изд. МГТУ, 2002 - 503 с.

А.Ю. Карпачев

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

5.1.3.

СФЕРИЧЕСКОЕ ДВИЖЕНИЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНО НАПРЯЖЕННЫХ ТОНКИХ ДИСКОВ

Круглые пластины в виде дисков - неотъемлемый элемент многих ответственных конструкций в авиационной и ракетно космической технике, что приводит к необходимости более детального изучения динамического поведения и напряженно деформированного состояния (НДС) круглых дисков, совершающих сложные пространственные движения. В частности это касается сферического вращения, представленного наложением собственного вращения диска относительно

осевой оси симметрии и переносного вращения вокруг оси, лежащей в его плоскости.

Предложенная к рассмотрению лабораторная установка, позволяет получить качественную картину характера деформаций тонкого упругого диска в сферическом движении [1], где каждая частица диска смещается в направлении, противоположном ускорению $\bar{a} = \bar{a}_r + \bar{a}_e + \bar{a}_k$ (\bar{a}_r – относительное ускорение, \bar{a}_e – переносное ускорение и \bar{a}_k – ускорение Кориолиса). Это приводит к растяжению и изгибу диска.

Расчет НДС рассмотренного тела с позиций двумерной геометрически нелинейной теории круглых пластин слишком трудоемок, т.к. осложняется нелинейным характером зависимостей ускорений, а, следовательно, и вызывающих эти ускорения сил. Принятые допущения позволили исследовать деформацию диска на основе решения одномерной краевой задачи с использованием линеаризованных уравнений. Они получены в предположении, что напряженное состояние диска состоит из основного и дополнительного. Первое вызвано растяжением диска в его плоскости и обусловлено относительным ускорением, второе от изгиба из его плоскости, как следствие проявления ускорений Кориолиса и переносного ускорения. На указанное основное напряженное состояние существенное значение может оказать предварительно создаваемое в диске внутреннее напряжение, что в свою очередь отразится на осевых прогибах диска.

Проведены расчеты по оценке влияния формы профиля диска и предварительного НДС на поперечные прогибы при заданных частотах вращения.

Результаты теоретического анализа подтверждены данными серии проведенных экспериментов [2].

Выводы и рекомендации, сделанные на основе изложенных исследований, могут быть полезны при определении допустимых кинематических режимов использования разрабатываемых конструкций.

Работа выполнена при поддержке гранта Президента РФ для ведущих научных школ № НШ-4058.2014.8.

ЛИТЕРАТУРА

1. Карпачев А.Ю., Небесный М.В., Овчинников В.А. К исследованию динамического поведения систем с распределенными параметрами на ЭВМ// Известия вузов. Машиностроение. - 2007. - №-5.- С.3-12.
2. Карпачев А.Ю. О деформации упругого тонкого диска при сферическом движении //Инженерный журнал: наука и инновации. 2012. №7(7). С.22.

Дмитриев С.Н.¹, Никитенко В.И.¹, Хамидуллин Р.К.²
г. Москва, ¹МГТУ им. Н.Э. Баумана
г. Реутов, ²ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

5.1.4.

ПРИМЕНЕНИЕ ПЕРЕДАТОЧНЫХ ФУНКЦИЙ ДЛЯ ПЛАНИРОВАНИЯ И ОБРАБОТКИ РЕЗУЛЬТАТОВ ДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ

Испытания – важнейшая составная часть процесса проектирования, неразрывно с ним связанная, интегрированная в него. По мнению генерального конструктора академика В.Н. Челомея, более 50% времени, затрачиваемого на создание ЛА, тратится на доводку и испытания, причем 80% этого времени расходуется на борьбу с динамическими процессами.

Динамические испытания конструкции ЛА отличаются большим разнообразием: частотные испытания, испытания на различные виды эксплуатационных нагрузок, испытания на вибрационную прочность (вибропрочность) и удар, испытания на вибрационную устойчивость (виброустойчивость) и др.

Значительное место среди динамических испытаний занимают испытания на стационарное гармоническое и стационарное случайное воздействие. К ним относятся как частотные испытания, так и испытания имитирующие воздействие на изделие эксплуатационных нагрузок. При исследовании вынужденных стационарных случайных колебаний линейных систем с конечным числом степеней свободы широко используются функции, связывающие перемещение в некоторой точке системы с воздействием в какой-либо другой точке при установившихся гармонических колебаниях. Эти функции называют передаточными функциями, динамическими податливостями, гармоническими коэффициентами влияния. Применение передаточных функций может быть полезно при планировании испытаний, а также при обработке их результатов.

Ю.Н. Барышников

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

5.1.5.

ПРИМЕНЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ В РАСЧЕТАХ НА ПРОЧНОСТЬ ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ

В настоящее время при проектировании и доводке автомобилей широкое распространение получили расчетные методы исследования.

Среди них наибольшую популярность приобрел метод конечных элементов (МКЭ). Однако МКЭ – всего лишь инструмент в руках исследователя. В то же время разработка конечно-элементной модели (КЭМ), степень ее дискретизации, определение реальных нагрузок и анализ полученных результатов – огромный научный труд.

Полученный опыт показал, что проблема кроется не только в выборе конечно-элементной модели несущей конструкции, но и в создании математических моделей самого автомобиля. С их помощью можно рассчитывать реальные нагрузки, действующие на отдельные узлы автомобиля в различных режимах эксплуатации. А затем полученные нагрузки использовать для расчетов на прочность и долговечность тех же узлов.

Отличительной особенностью предложенной методики является поэтапный подход к расчету несущей системы автомобиля на прочность. На первом этапе производился расчет нагрузок, действующих на автомобиль в реальных условиях эксплуатации, на втором этапе результаты расчетов нагрузок использованы для анализа прочности несущей системы. Разработаны математические модели автомобилей. Каждая модель имела семь степеней свободы и строилась как совокупность абсолютно твердых тел, связанных между собой направляющим устройством подвески и упругими элементами. Получены нелинейные уравнения равновесия. Вместе с кинематическими уравнениями подвески и нелинейными характеристиками упругих элементов подвески и шин они образуют замкнутую систему нелинейных алгебраических уравнений. Разработан алгоритм и программа численного решения упомянутой системы. Программа реализует итерационный метод Ньютона в сочетании с методом пошагового нагружения: сначала - внешней нагрузкой от собственной массы автомобиля и массы груза, а затем – кинематически, путем увеличения высоты преодолеваемой неровности. На каждом шаге итерационного процесса линеаризованные уравнения решались модифицированным методом Гаусса.

Для расчета нагрузок при подъеме грузовой платформы разработана математическая модель процесса разгрузки платформы самосвала. Рассмотрен случай движения груза как монолитной глыбы, симметричной относительно вертикальной плоскости. Изучены нагрузки, действующие на раму автомобиля от направляющего аппарата подвески и от платформы при разгрузке. Предложены пути снижения указанных нагрузок.

При разработке КЭМ рамы особое внимание уделено исследованию возможности применения балочных и пластинчатых конечных

элементов. Даны рекомендации по выбору различных по степени дискретизации КЭМ рамы. Приведены сравнительные результаты численных и натуральных экспериментов.

Предложенная методика позволяет уже на ранней стадии проектирования проводить многовариантные расчеты несущей системы автомобиля с целью выбора оптимального конструктивного решения.

В.А. Каверин

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

5.1.6.

МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВИНТОВЫХ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ПРУЖИН СЖАТИЯ

В книге выдающегося ученого и конструктора, академика В.Н. Челомея «Избранные труды», одна из его работ называется – теория пружин. В ней подробно рассматриваются вопросы статики и динамики винтовых пружин сжатия.

Доклад также посвящен пружинам сжатия. В нем представлена методика проектирования винтовых цилиндрических пружин сжатия, позволяющая проводить целенаправленный поиск оптимальных решений.

Предлагаемая методика, как и все существующие методики, базируется на традиционной математической модели для инженерных расчетов винтовых цилиндрических пружин сжатия с витками круглого сечения, т.е. на следующих формулах:

$$c = (D-d)/d = D_0/d;$$

$$k = (4 \cdot c - 1) / (4 \cdot c - 4) + 0,615/c;$$

$$\tau_3 = k \cdot 8 \cdot P_3 \cdot D_0 / (\pi \cdot d^3);$$

$$Z = (P_2 - P_1) / h = P_3 / F_3 = P_2 / F_2 = P_1 / F_1 = d^4 \cdot G / (8 \cdot D_0^3 \cdot n);$$

$$H_0 = H_1 + F_1 = H_2 + F_2 = H_3 + F_3; \quad H_3 = d \cdot (n + 1,5);$$

$$t = (H_0 - 1,5 \cdot d) / n.$$

В технической литературе проектировочный расчет обычно записывается в виде такой последовательности шагов:

1. Предварительно задаются индексом пружины «с» и вычисляют коэффициент формы k ;
2. Предварительно задаются D_0 ;

3. Вычисляют $d = \sqrt[3]{\frac{k \cdot 8 \cdot P_3 \cdot D_0}{\pi \cdot [\tau_3]}} = \sqrt[3]{\frac{k \cdot 8 \cdot P_3 \cdot c}{\pi \cdot [\tau_3]}}$, а затем округляют

его до ближайшего табличного значения;

4. Проверяют правильность предварительной оценки индекса пружины, при необходимости вводят уточнения;
5. Вычисляют число рабочих витков пружины $n = (d^4 \cdot G \cdot h) / (8 \cdot D_0^3 \cdot (P_2 - P_1))$.
6. Определяют $H_3 = d \cdot (n + 1,5)$ и т.д.

Такая методика, по мнению автора доклада далека от совершенства. В этом он не раз убеждался, занимаясь в свое время многочисленными расчетами пружин различного назначения. Например, в ходе расчетов по этой методике можно было получить отрицательные величины сил, перемещений и т.п.

Предлагаемая методика в ходе ее создания изначально ориентировалась на устранение таких недостатков, а также на минимизацию исходных данных для проектирования пружин. Это позволило выйти на вычислительный алгоритм и создать эффективную программу проектировочного и проверочного расчета пружин сжатия на компьютере. Программа успешно применяется в практической деятельности конструкторов.

В.Е. Дулин¹, В.А. Марков¹, А.Ф. Овчинников¹, В.И. Пусев¹, А.С. Юшкин²
г. Москва, ¹МГТУ им. Н.Э. Баумана
г. Реутов, ²ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

5.1.7.

О МЕХАНИЧЕСКИХ ЭКВИВАЛЕНТАХ КОНСТРУКЦИЙ ВНУТРЕННЕГО ОБОРУДОВАНИЯ НОСОВЫХ ОТСЕКОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Решение задач о высокоскоростном взаимодействии летательных аппаратов (ЛА) типа управляемых ракет (УР) с различными средами и преградами осложняется отсутствием или недостаточностью данных о механических свойствах конструкций внутреннего оборудования носовых отсеков ЛА. Кроме того, проведение экспериментальных исследований на конструкциях внутреннего оборудования носовых отсеков ЛА ограничено их высокой стоимостью, поэтому целесообразна разработка механических эквивалентов (МЭ) бортовой аппаратуры (БА) ЛА не только для уменьшенных моделей (полунатурных с коэффициентом уменьшения до 10 и упрощенных с коэффициентом уменьшения от 10 до 50), но и натуральных конструкций ЛА.

Одним из сдерживающих факторов по изучению механических свойств конструкций внутреннего оборудования носовых отсеков ЛА или БА являются ожидания быстрой миниатюризации БА. Однако, эти ожидания не подтверждаются результатами анализа развития БА УР. Масса БА у баллистических ракет (БР) США по мере их развития возрастала: у БР "Минитмен-3" по отношению к БР "Минитмен-2" в 1,3...1,55 раза, а у БР МХ по отношению к БР "Минитмен-2" в 1,73...2,08 раза или по отношению к БР "Минитмен-3" в 1,33 раза [1]. Аналогичное возрастание массы БА наблюдается и по мере совершенствования наиболее распространенных за рубежом противокорабельных ракет семейства "Гарпун" (США), где модификации С (предпоследняя) и Е (последняя) имеют массу БА соответственно в 1,31 и в 2,67 раза больше по сравнению с первой модификацией А [1].

Из анализа компоновочных схем УР следует, что блоки БА составляют примерно 70...80 % массы внутреннего оборудования ЛА и заполняют 90...95 % площади поперечного сечения отсека. Остальная часть массы внутреннего носового отсека приходится на рамы, узлы крепления, межблочные жгуты и кабели, системы наддува, охлаждения и т.д. Из этого следует, что механические свойства внутреннего оборудования носовых отсеков ЛА будут определяться, в основном, механическими свойствами БА. Блоки БА являются композиционной высокопористой средой, которая по своим компоновочным характеристикам, составу материалов и механическим свойствам весьма близка к высокопористым сплавам и сотовым конструкциям из алюминиевых сплавов [1]. Поэтому в качестве МЭ конструкций внутреннего оборудования носовых отсеков уменьшенных моделей ЛА могут использоваться высокопористые алюминиевые сплавы и сотовые конструкции из алюминиевых сплавов (МГТУ им. Н.Э.Баумана), а также высокопористые пластинчатые конструкции из алюминиевых сплавов в качестве МЭ натуральных конструкций (ОАО «ВПК «НПО машиностроения»).

ЛИТЕРАТУРА

1. Марков В.А., Овчинников А.Ф., Пусев В.И. Модельная среда для внутреннего оборудования носовых отсеков летательных аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э.Баумана. Сер. Машиностроение. 2010. Специальный выпуск. С. 196-206.

И.Е. Солныков

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

5.1.8.

ОСОБЕННОСТИ ИЗМЕРЕНИЙ И КОНТРОЛЯ ПАРАМЕТРОВ ВИБРАЦИОННОГО НАГРУЖЕНИЯ ПРИ ДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЯХ КОСМИЧЕСКИХ ГОЛОВНЫХ ЧАСТЕЙ

Головные части космических летательных аппаратов (например, «Кондор - Э») имеют значительные геометрические размеры по основной оси. При вибрационном нагружении головной части на одноосевом вибростенде по одной оси наблюдается вибрационное воздействие на конструкцию обтекателя и на полезную нагрузку по другим осям, связанное с особенностями оснастки и испытательного оборудования. К последним относятся неравномерное распределение вибрационного ускорения по площади рабочего стола и поперечные составляющие вибрационного ускорения, данные явления наблюдаются и на вибростендах, прошедших первичную аттестацию российского и импортного производства.

В современных многоканальных системах управления вибрационными испытаниями для контроля уровней поперечных вибраций применяются трехосевые датчики. Уровни поперечных составляющих необходимо учитывать при выборе стратегии управления вибростендом, так как при контроле уровня ускорения по основной оси уровни по другим осям могут превысить допустимые. Особенности распределения вибрационного ускорения по площади рабочего стола вибростенда с закрепленной на нем оснасткой могут проявляться в некоторой неудачно выбранной «узловой» точке, что вызывает некорректную работу системы управления вибростендом (и даже отказ или разрушение оборудования) и превышение допустимых уровней вибрации.

При испытаниях объектов с низким запасом прочности изделия ракетно-космической техники, превышение допустимых уровней вибрации приводит к снижению ресурса изделия или к необратимым разрушениям конструкции.

Понимание этих процессов поможет повысить точность верификации моделей летательных аппаратов.

Однако в некоторых случаях эти явления могут сыграть и положительную роль, если они рассматриваются как пространственное воздействие на объект, когда возбуждение по поперечным осям можно зачесть в счет проведенных по ним испытаний, что учитывается при составлении программ и методик вибрационных испытаний.

ЛИТЕРАТУРА

1. Цифровая обработка сигналов. Сергиенко А. Б. 2007
2. Цифровые анализаторы спектра, сигналов и логики. Афонский А. А. 2009
3. Côté, A., Sedaghati, R., Soucy, Y. "Force-Limited Vibration Complex Two-Degree-of-Freedom System Method". AIAA Journal, Vol. 42, No. 6, 2004
4. Scharton, T.D. Force Limited Vibration Testing. NASA Technical Handbook, NASA-HDBK-7004B, Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, CA, January 2003.

А. С. Курносков, И. И. Лопухов

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

5.1.9.

МЕТОД УПРАВЛЕНИЯ НАГРЕВОМ СКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПРИ ТЕПЛОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ

Рост скоростей и интенсивности аэродинамического нагрева летательных аппаратов за последние десятилетия, а также применение новейших композитных материалов сильно повышает требования к качеству и точности наземных испытаний элементов конструкций летательных аппаратов. Повысились требования к точности воспроизведения расчетных температурных полей, статических и динамических нагрузок.

Существующие поверхностные контактные датчики температуры являются инерционными и дают большую погрешность при темпах нагрева больше $10^{\circ}\text{C}/\text{сек}$. При темпах нагрева порядка $100^{\circ}\text{C}/\text{сек}$ вести управление по датчикам температуры невозможно, поэтому необходимо пересчитать требуемые тепловые потоки и температуры на объекте в мощность, подводимую к нагревателям. Это в условиях значительной зависимости теплофизических характеристик материалов от температуры и режима нагрева является сложной задачей. Для стендов с радиационным нагревом ещё необходимо знание зависимости степени черноты поверхности от температуры и времени воздействия.

В результате калориметрических испытаний получают зависимости подводимой мощности от времени. Используя это, строится программа управления нагревом по заданной мощности с одновременным контролем температуры поверхности. При этом постоянная времени системы управления в целом уменьшается в несколько раз и в основном определяется инерционностью нагревателей. При темпе нагрева $100^{\circ}\text{C}/\text{с}$ это имеет решающее значение, так как перегрев изделия на 50°C катастрофичен. Внедрение вышеуказанной системы позволило исключить перегрев на поверхности изделий на участках нагрева с большим темпом.

Д.И. Кирьянова¹, А.С. Федюшкин¹, А.В. Онуфриев², М.Л. Баранов¹
г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»¹
г. Москва, МГТУ им. Н. Э. Баумана²

5.1.10.

РЕДУЦИРОВАННАЯ ДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ МНОГОРАЗОВОГО ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА ДЛЯ АНАЛИЗА СВЯЗАННЫХ НАГРУЗОК В СОСТАВЕ РАКЕТЫ- НОСИТЕЛЯ

В процессе адаптации многоразового возвращаемого аппарата (МВА) РКК “Алмаз” к другим средствам выведения на орбиту одной из главных задач является задача определения нагрузок на элементы конструкции МВА на всех этапах совместной эксплуатации МВА с ракетой-носителем (РН). Данная задача решается в рамках так называемого Анализа связанных нагрузок (АСН), проводимого разработчиком РН. Особенно актуальной эта задача становится для МВА в пилотируемом варианте, когда в состав аппарата входит система аварийного спасения, существенно влияющая на нагрузки и величины фундаментальных частот МВА в поперечном и продольном направлениях.

В основе АСН лежат расчеты упругих динамических характеристик (УДХ), квазистатических нагрузок и низкочастотных виброударных процессов, проводимые с помощью интегрированной динамической модели изделия в составе “РН – переходной отсек – МВА”, для всех расчетных случаев нагружения при совместной эксплуатации.

В среде пакета программ численного моделирования MSC/Patran/Nastran [1, 2] разработаны и оптимизированы упрощенные и детализированные конечно-элементные модели отсеков МВА, проведены расчеты УДХ. Далее, в соответствии с требованиями к редуцированным динамическим моделям, методом Крейга-Бемптона [3] построена конденсированная модель МВА (матрицы жесткости и инерции, матрицы трансформации) для последующей интеграции ее в глобальную модель сборки для проведения АСН.

Проведены верификационные расчеты в подтверждение достоверности полной и редуцированной динамических моделей МВА.

На основании результатов расчетов АСН для случаев совместной эксплуатации МВА с РН “Союз ФГ” проанализированы УДХ и нагрузки, приходящие на элементы конструкции МВА.

ЛИТЕРАТУРА

1. MSC/NASTRAN Basic Dynamic Analysis. 2008 г. 321 с.
2. MSC/NASTRAN Dynamic Analysis”. Seminar notes. 2010 г. 148 с.
3. Жидяев К.А. Использование метода динамического синтеза в MSC.NASTRAN. 1999 г. 23 с.

С.В. Токарев

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

5.1.11.

МНОГОСЛОЙНЫЕ ТОНКОПЛЕНОЧНЫЕ ЭЛЕКТРОХРОМНЫЕ КОМПОНЕНТЫ АВИОНИКИ

(стендовый доклад)

Создание объектов авиационной и космической промышленности требует применения высококачественных материалов, обладающих уникальными характеристиками. Совершенствование и улучшение эксплуатационных характеристик аэрокосмических объектов требует, помимо совершенствования технологических процессов изготовления, также разработку и использования новых элементов и структур, в основе которых лежат новые физические свойства и явления. В последнее время большое внимание уделяется развитию и использованию энергоэффективных технологий, которые позволят снизить потребление энергии. Одним из таких явлений, позволяющих проводить модуляцию электромагнитного излучения с минимальными энергозатратами является явление электрохромизма.

Электрохромизм является одним из проявлений хромизма и заключается в обратимом изменении оптических свойств материалов при приложении внешнего электрического потенциала. Явление электрохромизма может быть использовано для создания энергоэффективных систем модуляции электромагнитного излучения.

Термин «хромизм» означает способность вещества обратимо изменять свою окраску при различном внешнем воздействии. В зависимости от типа внешнего воздействия, различают следующие виды хромизма:

- *электрохромизм* – способность обратимого изменения окраски под воздействием внешнего электрического потенциала;
- *термохромизм* – обратимое изменение окраски при изменении температуры;
- *фотохромизм* – изменение интенсивности внешнего излучения;
- *сольватохромизм* – изменение окраски в результате изменения полярности растворителя;
- *пьезохромизм* – изменение окраски под внешним механическим воздействием;
- *галохромизм* – изменение pH кислотности раствора;
- *ионохромизм* – изменение окраски в результате изменения количества ионов в веществе.

Электрохромизм – явление обратимого изменения оптических свойств тонких пленок в процессе протекания электрохимической окислительно-восстановительной реакции. Феномен электрохромизма может проявляться не только в видимом цветовом диапазоне, но и в ближней инфракрасной, инфракрасной и микроволновой областях.

Стоит отметить, что тонкопленочные электрохромные покрытия могут изменять свой коэффициент пропускания не только в видимой области спектра электромагнитного излучения, но также и в ближнем инфракрасном и ультрафиолетовом диапазоне. Это позволяет их использовать для создания адаптивных систем защиты от инфракрасного и солнечного ультрафиолетового излучения.

Секция 5.2.

О.Н. Тушев, А.М. Донских

г. Москва, МГТУ имени Н.Э. Баумана

5.2.1.

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПЛОТНОСТЕЙ ВЕРОЯТНОСТИ
КООРДИНАТ НЕЛИНЕЙНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ
ПРИ СТАЦИОНАРНЫХ СЛУЧАЙНЫХ НАГРУЗКАХ**

Рассматривается задача вычисления одномерных плотностей вероятности динамических характеристик нелинейной дискретной модели конструкции. При этом плотности вероятности ряда переменных могут существенно отличаться от нормальных.

Решение проводится в два этапа. Вначале к статистически линеаризованной системе уравнений движения применяется метод моментов. Для определенных динамических характеристик, например, ускорений некоторых элементов системы, которые являются выходными переменными нелинейностей, корреляционной теории недостаточно вследствие сильных искажений законов распределения. Дальнейшее решение строится для каждого элемента изолированно от всей системы, поскольку его входная переменная имеет полностью определенный (на первом этапе) нормальный закон распределения. Нелинейная характеристика заменяется кусочно-постоянной (ступенчатой) с достаточно малым шагом дискретизации. В заключение предлагается использовать опубликованный ранее алгоритм, позволяющий построить границы области разброса динамических характеристик по заданной вероятности попадания в нее для произвольных законов распределения и аналогичный, например, правилу «3 сигма» для нормальных законов.

Результаты иллюстрируются примером.

О.В. Кузнецов

г. Москва, ОАО «Корпорация «Московский институт теплотехники»

5.2.2.

**ОСОБЕННОСТИ ОРГАНИЗАЦИИ ОТРАБОТКИ
ВИБРОПРОЧНОСТИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ**

В докладе рассмотрены вопросы, связанные с организацией виброиспытаний крупногабаритных конструкций. Обоснована невозможность воссоздания в наземных условиях натурного распределения вибраций по элементам испытываемого изделия при проведении испытаний на вибрационных и ударных стендах. Показана необходи-

мость введения достаточно больших по сравнению со случаем статического нагружения коэффициентов безопасности для обеспечения необходимого уровня отработки вибропрочности. Предложен в качестве основного метода виброиспытаний испытания на эквивалентную синусоиду. Этот метод гарантирует не превышение предельного уровня нагружения. Рассмотрены вопросы проведения испытаний на удар и выбора представительного объекта испытаний.

А.В. Плюснин, В.А. Меркулов, Ю.А. Прохорчук
г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

5.2.3.

РАСЧЕТ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ВЫХОДА ВРЕДНЫХ ПРИМЕСЕЙ ИЗ ПОЛНОСТЬЮ ПОГРУЖЕННОГО В ВОДУ КОНТЕЙНЕРА ПРИ ЕГО ВНЕЗАПНОМ РАСКРЫТИИ

Газодинамический выброс тел из закрытой с одной стороны трубы или контейнера находит широкое применение в технике. Высокая эффективность достигается при минометной схеме газодинамического выброса, при которой выталкивающей («поршневую») силу создает избыточное давление продуктов сгорания твердотопливного энергоустройства (ЭУ), а на корме тела устанавливается уплотнительное кольцо (обтюратор), препятствующее прохождению продуктов сгорания ЭУ. Продукты сгорания могут образовываться как при работе газогенератора, устанавливаемого на дне контейнера, так и при работе двигателя, которым снабжено выталкиваемое тело, причем поршневая сила может на порядок превосходить вес выбрасываемого тела и тягу работающего двигателя.

Ввиду малых габаритов твердотопливных ЭУ, минометная схема может применяться для выброса подводных аппаратов (ПА). При выходе ПА из контейнера продукты сгорания твердого топлива попадают в водную среду. При применении систем улавливания загрязнений окружающей среды необходимо учитывать состав продуктов сгорания и особенности явлений, сопровождающих раскрытие контейнера, находящегося в подводном положении и заполненного в момент раскрытия горячими газами. Целью работы является оценка продолжительности выхода газов из контейнера и содержания в них вредных примесей, входящих в состав продуктов сгорания ЭУ.

Для определения состава смеси продуктов сгорания ЭУ и начальной среды контейнера использовался метод термохимических расчетов, позволяющий, в частности, учитывать явление «вторичного» догорания продуктов сгорания ЭУ в кислороде и явление сажеобразо-

вания при охлаждении пороховых газов стенками контейнера и при смешении с начальной средой.

Анализ экспериментальных данных позволил сформулировать качественную картину образования и разрушения газовой полости над контейнером при его раскрытии в результате выхода ПА. Это позволило оценить, какая часть продуктов сгорания осталась в окрестности контейнера, а какая была унесена в следе за ПА.

В процессе заполнения контейнера водой выход продуктов сгорания из контейнера оценивался по параметрам динамических колебаний столба воды, а после завершения колебаний – на основании расчетов всплытия одиночных газовых пузырьков с учетом охлаждения пузырьков и изменения их размеров.

В связи с наблюдаемым в эксперименте продолжительным выходом газовых включений из контейнера были проведены расчеты прогрева стенки контейнера в процессе работы ЭУ и последующего ее охлаждения водой в условиях пленочного режима парообразования. Это позволило обосновать, что продолжительный выход газовых включений есть выход пара, не сопровождающийся значительным переносом вредных примесей.

А.В. Плюснин, Л.А. Бондаренко, Ю.Р. Сабиров
г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

5.2.4.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЯВЛЕНИЙ, СОПРОВОЖДАЮЩИХ ПОДВОДНЫЙ ВЫБРОС ЛА ИЗ КОНТЕЙНЕРА ПО МИНОМЕТНОЙ СХЕМЕ

Рассматриваются явления, сопровождающие подводный выброс ЛА из контейнера по минометной схеме. Такая схема выброса реализуется за счет работы пороховых газов твердотопливного энергоустройства (ЭУ), установленного на дне контейнера. Эффективность создания избыточного давления в задонном объеме (ЗО) контейнера обеспечивается наличием пояса уплотнения (обтюратора) на корме ЛА.

Применительно к участку движения ЛА в контейнере, рассматриваются закономерности процессов, происходящих в ЗО и в кольцевом зазоре (КЗ) – свободном пространстве между корпусом ЛА и внутренней стенкой контейнера. Для защиты боковой поверхности ЛА от разрушения давлением воды при разгерметизации КЗ используется предварительный наддув КЗ азотом до величины внешнего гидростатического давления (наддув воздухом привел бы к слишком большому

повышению давления в ЗО, ввиду эффекта «вторичного» догорания продуктов сгорания ЭУ в кислороде).

Выход ЛА из контейнера сопровождается комплексом явлений, называемых «раскупоркой». Рассматриваются закономерности образования надшахтного газового пузыря (ГП) при умеренных значениях избыточного давления раскупорки. При этом анализируются показания датчиков давления, установленных в различных сечениях контейнера, на корме ЛА, на крышке контейнера, а также датчиков температуры среды, установленных в контейнере. При схлопывании ГП наблюдаются кумулятивные струи, направленные в сторону кормы ЛА и в сторону контейнера. Рассмотрены закономерности силового воздействия от раскупорки на крышку контейнера и метод расчета такого воздействия.

Процессу заполнения контейнера водой предшествует сравнительно длительный период динамического равновесия столба воды, расположенного над объемом горячего газа, хотя такое состояние, в принципе, механически и термодинамически неустойчиво и к тому же дестабилизируется возмущениями, вызванными разрушением ГП, и вбросом кумулятивной струйки воды в контейнер. Это явление можно, по-видимому, объяснить образованием парового слоя на границе вода – газ и интенсивного восходящего потока парогазовых включений.

В момент внезапного нарушения динамического равновесия формируется мощная струя воды, быстро охлаждающая газ, что вызывает подсос основной массы воды, заполнение контейнера и разрушение газового объема на отдельные части и включения. Ввиду инерции воды, реализуется несколько колебаний давления постепенно уменьшающейся амплитуды. Амплитуда колебаний давления у дна контейнера – наибольшая, у его верхнего среза – наименьшая, причем на крышку контейнера эти возмущения почти не передаются. После затухания колебаний процесс выхода наружу газовых включений и пара, образующегося вследствие испарения воды на стенках и конструкциях контейнера, продолжается еще не менее минуты.

А.Ф. Георгиев

г. Москва, ООО «Сименс Индастри Софтвер»

5.2.5.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ РАСЧЕТНЫХ МОДЕЛЕЙ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ. ГИБРИДНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

Процесс создания расчетных динамических конечно-элементных моделей (КЭМ) является достаточно сложным, даже не смотря на использование современных средств моделирования. Одной из сложных проблем в процессе разработки точных математических моделей является ее идентификация по результатам испытаний. Даже не смотря на выполнение всех требований и правил по разработке КЭМ результаты моделирования зачастую не отражают действительное поведение конструкции. Причин для этого много: неточность или неполнота исходных данных, принятые допущения при моделировании (например, при моделировании сварных, клепочных и др. соединений), разброс характеристик материалов (особенно актуально при моделировании композитных конструкций) и т.д.

Идентификацию расчетных динамических моделей по результатам испытаний, как правило, проводят вручную – путем изменения параметров расчетной модели и сравнения получаемого результата с результатом эксперимента. Однако даже на этапе сравнения расчетных моделей с экспериментальными данными возникает ряд проблем – сравнение в едином формате форм, частот, демпфирования расчетной модели с результатами эксперимента.

Для сравнения в автоматическом режиме динамических характеристик расчетных моделей с экспериментальными данными существует инструмент LMS Virtual.Lab Correlation, который позволяет не только оценить качество КЭМ, но и автоматизировать процесс настройки расчетных моделей по результатам эксперимента.

LMS Virtual.Lab Correlation позволяет: оценить степень совпадения собственных форм, частот, значений демпфирования, полученных в расчете и эксперименте; произвести проверку ортогональности собственных векторов; оценить степень различия АЧХ, полученных в расчете и эксперименте; оценить наилучшее расположение точек возбуждения конструкции и расположения датчиков.

Для настройки самой расчетной модели рекомендуется использовать оптимизацию и анализ чувствительности в Nastran (SOL 200).

Гибридное моделирование – моделирование, основу которого составляют не только расчетные модели, но и данные эксперимента.

Существуют случаи, когда моделированием в адекватные сроки невозможно воспроизвести часть конструкции (оснастку и т.д.) в силу ее сложности или недостаточности данных (разработку этой части конструкции вел подрядчик, который не передает модель), а проанализировать частотные характеристики изделия не представляется возможным без учета динамических характеристик этой части конструкции. В этом случае проводятся испытания части конструкции, модель которой не создается, и экспериментальным путем получить передаточную функцию для этой части конструкции. Полученные данные можно использовать наряду с расчетными и проводить динамические расчеты (анализ частотного отклика, собственных значений и т.д.) на полученной таким образом гибридной модели.

В.И. Алашеев, А.А. Давтян, А.В. Плюснин, Ю.Р. Сабиров
г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

5.2.6.

АНАЛИЗ УСЛОВИЙ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДОПУСТИМЫХ НАГРУЗОК И БЕЗУДАРНОГО ВЫХОДА ИЗДЕЛИЯ ИЗ ПУСКОВОЙ УСТАНОВКИ.

Для определения допустимых условий применения изделия проведены расчеты вероятностей непревышения нагрузок на элементы конструкции изделия и безударного выхода из пусковой установки (ПУ).

Нагрузки на изделие определяются из решения задачи расчета динамики упругих балочных систем, основанной на методе распределенных параметров. При использовании этого метода изделие моделируется расчетной схемой в виде набора балок, массы и упругие свойства которых, имитирующие инерционно-массовые и жесткостные характеристики изделия, ТПС и ПУ, распределены по длине участков соответствующих балок. Балки связаны между собой и с внешним основанием линейными и нелинейными упругими связями. Балки, имитирующие изделие, смещаются в продольном направлении относительно балки, имитирующей ТПС. Связи, имитирующие стартовые опоры изделия, сбрасываются по мере их выхода с направляющей поверхности ТПС.

Для выходящего из ПУ изделия рассчитаны распределения по поверхности изделия гидроаэродинамических характеристик. Для требуемого диапазона глубин с учетом разбросов расходных характеристик газогенераторов определены газодинамические характеристики, а также скорости и ускорения изделия относительно ПУ.

Представлена методика нахождения расчетного варианта с требуемой вероятностной гарантией по величине квазистатической реакции твердого тела и приведены результаты подтверждения правомерности указанного подхода.

Получены величины ограничений на условия применения в части скорости хода носителя.

По полученным результатам исследования сформулированы рекомендации для выбора ограничительных констант алгоритмов корабельной системы управления формирующих команду разрешения выхода.

М.Ю. Сотский, В.А. Велданов, В.А. Марков,

В.И. Пусев, В.В. Селиванов

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

5.2.7.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ЗОНДИРОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТНОГО СЛОЯ ПЛАНЕТ С ПРИМЕНЕНИЕМ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ МОДЕЛЕЙ И СРЕД-АНАЛОГОВ

Представлено одно из направлений решения фундаментальной проблемы по изучению динамических механических свойств реологических сред, составляющих материалы поверхностного слоя планет и малых тел Солнечной системы. Решение проблемы связано с проведением расчетных и экспериментальных исследований по высокоскоростному удару недеформируемых и малодеформируемых измерительных зондов при проникании в поверхность исследуемого тела Солнечной системы или модельную среду – аналог материала его поверхностного слоя.

Произведены оценки состояния расчетно-экспериментальных исследований динамических механических свойств реологических сред, которые в мировой науке развиваются по двум направлениям: получение характеристик сопротивления образца исследуемого материала динамическому приложению калиброванных нагрузок в лабораторных установках и регистрация истории изменения кинематических параметров измерительных зондов в процессе их движения в исследуемой среде от начала удара и до окончания движения в среде.

Изложены примеры имеющейся лабораторной технологии получения зависимостей замедления от времени недеформируемого измерительного зонда при движении в упругопластической среде после высокоскоростного удара со скоростью до 800 м/с на основе непре-

рывной регистрации замедления от времени с использованием частных вариантов технологии пьезометрии. Непрерывная регистрация отрицательного ускорения (замедления) измерительного зонда в упругопластической среде-аналоге позволяет получить данные о динамических механических свойствах поверхности исследуемого тела Солнечной системы, произвести идентификацию свойств составляющих поверхностный слой материалов путем согласования данных об изменении во времени процесса расчетных и регистрируемых параметров. Получаемые механические характеристики среды используются при расчетах задач моделирования. Реализованные технологии базируются более, чем на 15 патентах РФ в областях создания способов и средств непрерывной электрической регистрации параметров удара и движения измерительной модели в среде, создания малогабаритных ударостойких конструкций пьезоэлектрических акселерометров, создания устройств для доставки полезного груза в массив небесного тела. Показано, что в условиях реализации специальных прикладных исследований, результаты работы могут быть использованы при исследовании планет с помощью посадочных модулей и при разработке методов противостероидной защиты Земли. Данные направления исследований находятся в прямой связи с основной направленностью деятельности академика В.Н. Челомея – обеспечением национальной безопасности.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проекты 13-08-00274-а и 13-08-00383-а) частичной финансовой поддержке Российского научного фонда (номера проектов 14-19-01292 и 14-19-01490).

В.Т. Маркин, В.А. Марков, А.Ф. Овчинников, В.И. Пусев
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

5.2.8.

О ФРАГМЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ВНУТРЕННЕМ НЕКОНТАКТНОМ ВЗРЫВЕ

Технология аварийного подрыва объекта (АПО) использовалась для беспилотных космических аппаратов (КА), а также для ракет при аварийных ситуациях и летно-конструкторских испытаниях со середины 1950-х годов. Основным элементом АПО являлся заряд-ликвидатор (З-Л), содержащий разрывной заряд в корпусе фугасного типа и взрыватель. Снаряжались З-Л тротилом или другими взрывчатыми веществами (ВВ). Первоначально при разработке З-Л применялся простейший подход, связанный с заполнением всего свободного объема КА или ракеты конструкцией З-Л, что случайным образом и определяло

степень разрушения конструкции КА или ракеты после срабатывания З-Л.

В конце 1960-х годов по инициативе конструкторского отдела 29 ЦКБМ (ныне ОАО «ВПК «НПО машиностроения») на кафедре М-4 МВТУ им. Н.Э. Баумана (ныне кафедра СМ-4 МГТУ им. Н.Э. Баумана) был проведен комплекс экспериментально-теоретических исследований по минимизации массы З-Л для получения заданного числа фрагментов КА или ракеты. Для экспериментальных исследований на производственной базе ЦКБМ были изготовлены геометрически подобные тонкостенные оболочки из АМг-6 и Ст3 сферической, цилиндрической и конической форм, характерных для КА и ракет. Экспериментальные исследования по пластическому деформированию и разрушению тонкостенных сферических оболочек, нагружаемых внутренним неконтактным взрывом сферических зарядов ВВ, показали, что процесс разрушения тонкостенных оболочек взрывом хорошо воспроизводим и носит отчетливый неслучайный характер. Степень разрушения определяется в основном энергией заряда ВВ.

Как показали эксперименты, при разрушении тонкостенных оболочек реализуются две стадии протекания процесса деформирования материала оболочек. Первая характеризуется равномерным деформированием всего объема материала до деформаций «нестабильности». Ее величина зависит от вида напряженно-деформированного состояния материала оболочки и определяется моментом достижения максимума интенсивности напряжения.

Вторая стадия процесса разрушения связана с появлением зон локализованного течения материала оболочки по потенциальным линиям разрушений (линии «шейкообразования»). Весь остальной объем материала сохраняет деформации, полученные к концу первой стадии. Место появления зоны локализованного течения для симметрично нагружаемой сферической оболочки случайно. Частота появления двух соседних трещин (зон) связывается со скоростью оболочки в момент неустойчивости.

Отсутствие проявлений масштабного фактора в опытах при взрывном разрушении геометрически подобных систем «тонкостенная оболочка - заряд ВВ» позволило предложить графоаналитический метод расчета степени фрагментации тонкостенных оболочек. При этом возможно решение как прямой (определение массы ВВ для разрушения оболочки на заданное число фрагментов), так и обратной задачи (определение числа фрагментов оболочки при подрыве заряда ВВ заданной массы).

Полученные результаты могут применяться не только в области зарядов-ликвидаторов ракетно-космической техники, но и в области борьбы с так называемым «космическим мусором» и в области утилизации авиаракетной техники.

В.Н. Бакулин¹, С.В. Борзых², В.В.Воронин², Щиблев Ю.Н.²
г. Москва, ¹Институт прикладной механики РАН
г. Королев, ²ОАО «РКК "Энергия" им. С.П. Королева»

5.2.9.

МОДЕЛЬ ДЛЯ РАСЧЕТА ПРОЦЕССА ПОСАДКИ С УЧЕТОМ ВНЕШНИХ СИЛОВЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА ВОЗВРАЩАЕМЫЙ АППАРАТ

Рассматривается модель для расчета посадки возвращаемого космического аппарата в заключительной фазе процесса – на участке его контакта с посадочной поверхностью.

Поскольку в момент первого контакта с поверхностью аппарат имеет некоторые угловые и линейные скорости, для гашения его остаточной кинетической энергии используются посадочные устройства различных типов. В данной работе рассмотрено один из наиболее часто применяемых типов посадочных устройств – механическое посадочное устройство пружинно-рычажного типа [1].



Рис. 1. Космический аппарат с пружинно-рычажным посадочным устройством.

Подход к такого рода задачам, апробированный авторами в ряде работ [2-4], сводится к рассмотрению процесса (в данном случае – процесса мягкой посадки) как движения структурно-сложной механической системы с внутренними связями. Каждое тело системы рассматривается автономно, для него записываются уравнения пространственного движения: $m_i \vec{a}_i = \vec{F}_i$,

$$[J_i] \vec{\varepsilon}_i + \vec{\omega}_i \times ([J_i] \vec{\omega}_i) = \vec{L}_{oi},$$

где i – номер тела, m_i – масса, \vec{a}_i – вектор ускорения центра масс, F_i – главный вектор сил, действующих на тело, включая внешние силы и силы реакции связей, $[J_i]$ – тензор инерции тела, $\vec{\varepsilon}_i$ – вектор углового ускорения, $\vec{\omega}_i$ – вектор угловой скорости, \vec{L}_{oi} – главный вектор моментов относительно центра масс тела, включая моменты внешних сил, сил реакций связей и моменты связей.

Достоверность модели в значительной мере определяется полнотой и адекватностью представления внешних сил, действующих на тела системы, а также сил и моментов реакций связей в точках контакта тел. В рамках данной задачи внешними силами будут (помимо сил веса): для корпуса аппарата – силы реакции опор посадочного устройства, силы демпферов, при обжатии которых и происходит поглощение кинетической энергии, а также силы и моменты тормозных и прижимных двигателей (при их наличии); для элементов посадочного устройства – силы реакций связей в точках контакта; для тарели – сила взаимодействия с грунтом посадочной поверхности.

В указанных выше работах авторов [2-4] предложена методология определения реакций связей между отдельными телами системы (корпусом космического аппарата и элементами его посадочного устройства – стойками, штоками, подкосами, тарелями), основанная на записи специальных уравнений связей, отражающих ограничения, накладываемые на относительное движение, в соответствии с конкретной конструкцией опор посадочного устройства.

При наличии тормозного либо прижимного двигателя в расчете динамики посадки в уравнения движения учитывается сила двигателя $\vec{F}(t)$, и ее момент \vec{L}_1 относительно центра масс:

$$\vec{L} = \sum_{j=1}^J (\vec{r}_j \times \vec{F}_j(t)),$$

где \vec{r}_j – радиус-вектор, определяющий положение j – го тормозного двигателя, J – число двигателей.

Знак момента прижимного двигателя определяется логикой работы системы управления таким образом, чтобы парировать опрокидывающий момент инерционных сил.

Энергопоглощающие элементы отличаются большим разнообразием [1]. Нелинейные характеристики фрикционных энергопоглотителей, основанных на сухом трении, чувствительны к технологическим отклонениям. Энергопоглотители среза, работающие по принципу протяжки, конструктивно просты, обладают малой массой и габаритами при большой энергоемкости. Энергопоглотители с деформируемым стальным стержнем успешно применялись на автоматических аппаратах серии «Луна».

Выбор того или иного энергопоглотителя определяется целым рядом факторов: характеристиками возвращаемого аппарата, целями миссии, конкретными ограничениями по перегрузке, клиренсу, устойчивости, конструктивными особенностями посадочного устройства, компоновочными и весовыми ограничениями. В работах авторов анализировалась динамика посадки при использовании технологичных и выгодных в весовом отношении сотовых демпфирующих элементов.

Сила взаимодействия тарели опоры посадочного устройства сводится, в общем случае, к задаче движения объемного тела в сплошной среде. Задачи такого рода, описываемые дифференциальными уравнениями в частных производных, решаются, как правило, численными методами. В настоящее время существует целый ряд специализированных программных средств, позволяющих моделировать такие процессы. Однако, даже при наличии мощных современных вычислительных возможностей, для решения задач посадки, требующих проведения большого числа оптимизационных расчетов, более целесообразным представляется использовать простые качественные модели, например, упруго-вязкие модели Фойгта [2,5,6].

В рамках этой модели определяется нормальная реакция как функция геометрических параметров сегмента тарелки, глубины и скорости его внедрения в грунт и деформационных характеристик поверхности приземления.

Путем интегрирования эпюр напряжений по всей площади контакта получены выражения для вертикальной реакции грунтовой поверхности на тарель

$$R_y = C \cdot \Delta + \eta \cdot \Delta'$$

где C , η – соответственно коэффициенты жесткости и вязкости грунта, Δ – интегральная функция деформации грунта, Δ' – ее производная по времени.

Вид интегральной функции деформации зависит только от формы опорной тарели и для этапа внедрения тарели в грунт определяется из выражения для тарели сферической формы

$$\Delta = \frac{\pi}{3} \cdot y^2 \cdot (3 \cdot r - y)$$

где y – глубина погружения тарели, r – радиус сферы тарели;

Боковая реакция (по касательной к поверхности) рассматривается как сила трения. В качестве коэффициента трения принят обобщенный коэффициент сопротивления горизонтальному перемещению опорного устройства по грунту, учитывающий силы трения пары "тарель-грунт" и смещение грунта вдоль поверхности.

Значения деформационных характеристик принятой реологической модели и коэффициента сопротивления горизонтальному перемещению определяются, как правило, экспериментально.

Для подтверждения выполнения всех требований, предъявляемых к процессу посадки, спроектированные посадочные устройства проходят детальную отработку на наземных экспериментальных установках, предусматривающих возможность имитации начальных угловых и линейных скоростей, углов подхода к поверхности, грунтов с различными механическими свойствами и рядом других возможностей.

ЛИТЕРАТУРА

1. Баженов В.И., Осин М.И. Посадка космических аппаратов на планеты. М.:Машиностроение. 1978. 159 С.
2. Кокушкин В.В., Борзых С.В., Воронин В.В., Петров Н.К., Щиблев Ю.Н. Динамика посадки многоразового космического аппарата с механическим посадочным устройством на жесткий мерзлый грунт//Вестник МГТУ им. Н.Э.Баумана. Серия Машиностроение. Специальный выпуск «Фундаментальные и прикладные проблемы механики». № 612. 2013. С.63-74.
3. Бакулин В.Н., Кокушкин В.В., Борзых С.В., Воронин В.В., Щиблев Ю.Н. Подход к формированию универсальной модели процесса посадки космического аппарата как структурно сложной механической системы с внутренними связями//Машиностроение и техносфера 21-го века.Сборник трудов 20-й Международной конференции. Севастополь.2013. в 3-х томах. Донецк: изд-во ДонТУ. 2013. т.1. С.57-60.
4. Бакулин В.Н., Борзых С.В., Воронин В.В. Математическое моделирование процесса посадки космического аппарата на участке его контакта с поверхностью//Вестник Московского авиационного института. 2011. т.18. №4. С.38-46.
5. Замышляев Б.В., Евтерев Л.С. Модели динамического деформирования и разрушения грунтовых сред. М.: Наука. 1990. 215 С.
6. Буслаев С.П., Стулов В.А., Григорьев Е.И. Математическое моделирование и экспериментальное исследование посадки межпланетных станций «Венера 9-14» на деформируемые грунты.//Космические исследования. 1983. вып.3. С.540-544.
7. Работа выполняется при финансовой поддержке Российского Фонда фундаментальных исследований (грант № [13-01-00853-а](#)).

Секция 5.3.

А.М. Думанский^{1,2}, М.А. Алимов¹, Л.П. Тацрова², Я.М. Портнова³

¹Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт машиноведения им. А.А. Благонравова РАН, (Москва)

²МГТУ им. Н.Э. Баумана, (Москва)

³ОАО «ОНПП Технология», (Обнинск, Калужская обл.)

5.3.1.

**ЗАКОНОМЕРНОСТИ ДЕФОРМИРОВАНИЯ
СЛОИСТЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

Деформирование и разрушение слоистых композиционных материалов представляет собой сложный многоступенчатый процесс понимание которого способствует созданию надежных методов оценки несущей способности силовых элементов конструкций летательных аппаратов (ЛА). Отработка элементов конструкций включает процесс анализа свойств слоистого материала свойства которого определяются совместной работой отдельных слоев в связи с конструктивно технологической схемой его изготовления. Рассмотрены этапы идентификации упругих, нелинейно-упругих и временных свойств слоистых композиционных материалов. Первым этапом расчетной модели является оценка упругих свойств однонаправленного слоя, которая может быть корректно выполнена с помощью метода наименьших квадратов путем решения системы линейных алгебраических уравнений, полученных из определяющих соотношений.

Осуществлена постановка и решение обобщенной задачи, позволяющей проводить расчет и прогнозирование анизотропии нелинейных и временных свойств однонаправленных и слоистых композиционных материалов по ограниченному набору параметров, определенных из опытных данных.

Полученные соотношения позволяют описывать основные закономерности деформирования слоистых композиционных материалов, включая анизотропию нелинейного деформирования и наследственно-упругих свойств. Полученные определяющие соотношения позволяют получить аналитические выражения материальных функций материала, которые могут быть использованы не только для определения характеристик жесткости и податливости, но и оценки энергопоглощения, трещиностойкости в зависимости от структурно-технологических факторов, в частности, наномодификации связующего для повышения эксплуатационных характеристик элементов конструкций из слоистых композиционных материалов.

С.В. Резник, В.П. Тимошенко, П.В. Просунцов, Л.В. Миаль
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

5.3.2.

РАЗРАБОТКА МЕТОДА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОДОЛЬНОЙ ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ ТОНКОСТЕННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ

В ракетно-космической технике все большее применение находят композиционные материалы (КМ), которые обладают уникальным сочетанием механических, теплофизических и электрофизических свойств. В тонкостенных элементах крупногабаритных космических конструкций (панелях, оболочках, стержнях, тросах) поперечные перепады температуры как правило невелики и практически не зависят от их теплопроводности в направлении, перпендикулярном плоскости армирования. Однако при неравномерном нагреве таких элементов существенную роль в формировании их температурных полей играет так называемая продольная теплопроводность, т. е. теплопроводность в плоскости армирования композиционного материала. К сожалению, теплопроводность композиционных материалов в направлении их армирования изучена пока явно недостаточно.

В настоящей работе предложена методика определения продольной теплопроводности тонкостенных элементов конструкций из композиционных материалов. Основная идея проведения эксперимента состоит в создании одномерного распределения температуры в исследуемом образце при двухстороннем торцевом нагреве. Данная схема обеспечивает увеличение притока тепла в центральную зону образца, что способствует повышению точности определения коэффициента теплопроводности.

На основе математического моделирования обоснован выбор температуры нагревателей и исследовано влияние теплопроводности образца на распространение тепла в нем. Подробно изучен вопрос использования теплоизоляционного материала для обеспечения одномерности поля температуры в образце. Показано, что погрешность определения теплопроводности образца незначительно зависит от его температуры и не превышает 8%. Большое внимание уделено метрологическим вопросам организации теплофизического эксперимента. Выполненные оценки влияния основных видов методических погрешностей показывают возможность определения продольной теплопроводности типичных КМ с точностью 5-15% (рис. 1).

Коэффициент теплопроводности КМ определяется с использованием алгоритмов решения обратных задач теплопроводности путем сравнения измеренных и расчётных значений температуры в центре

тонкого образца. Полученные результаты используются при создании новой экспериментальной установки для определения продольной теплопроводности тонкостенных элементов космических конструкций

Отдельные результаты настоящей работы получены при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант № 12-08-00305-а).

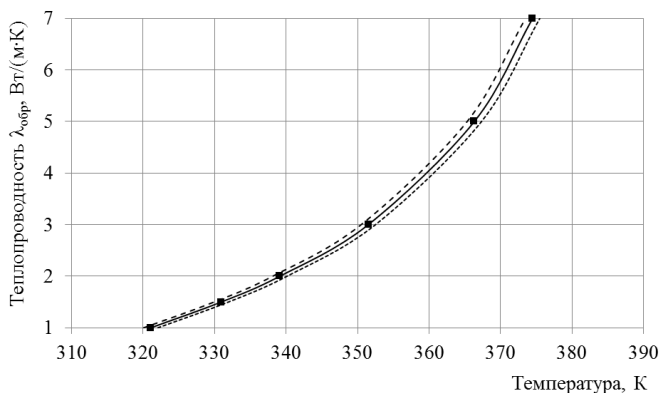


Рис. 1. Влияние погрешности измерения температуры в центре образца на теплопроводность для момента времени 500 с

— номинальная температура; - - - - - погрешность $(T+1)$ К; - · - · - $(T-1)$ К

Я.М. Портнова¹, В.В.Мазур¹, А.М. Думанский²

¹ОАО «ОНПП Технология», (Обнинск, Калужская обл.)¹

²Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт машиноведения им. А.А. Благонравова РАН, (Москва)

5.3.3.

АНАЛИЗ НАНОМОДИФИЦИРОВАНИЯ ПОЛИМЕРНОЙ МАТРИЦЫ НА ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ СВОЙСТВА УГЛЕПЛАСТИКА

Активное внедрение в различные области техники полимерных композиционных материалов (ПКМ) на основе углеродных армирующих наполнителей и полимерной матрицы требует расширения температурной области эксплуатации. Особенный интерес вызывают ПКМ способные длительно и стабильно работать не только в обычных условиях, но и при температурах выше 250- 300⁰ С. При этом в первую очередь речь идет о повышении теплостойкости полимерной матрицы, так как теплостойкость армирующих наполнителей, особенно угле-

родных во много раз превышает теплостойкость традиционных полимерных матриц.

Целью данной работы являлось исследование влияния фуллеренов на вязкоупругие характеристики полимерной матрицы и изменение физико-механических характеристик углепластиков, полученных на ее основе.

Эксплуатационные свойства ПКМ регулируют как изменением природы армирующих волокон и типов их укладки, так и введением в матрицу различных модификаторов, в том числе и мелкодисперсных наполнителей. Среди последних все более широкое применение находят углеродные нанотрубки, фуллерены, графен. Эти материалы обладают уникальными упругопрочностными свойствами и используются в качестве модификаторов для изменения физико-механических характеристик ПКМ.

В данной работе в качестве объекта исследования были изготовлены образцы из ПКМ со схемой армирования соответствующей реальной обшивке обтекателя ракеты носителя «Протон». Целью являлось повышение теплостойкости элементов конструкции ракетносителя при одновременном снижении толщины теплозащитного слоя позволяющей уменьшить полетную массу, обеспечивая возможность увеличения массы грузов доставляемых в космос.

В данной работе проведен анализ высокотемпературного связующего БМИ-3, который является модификацией состава бисмалемидного связующего Comprimide, которая позволила получить связующее с пониженной вязкостью расплава, что в свою очередь способствует повышению технологичности при переработке.

Исследование свойств проводили с помощью динамического механического анализа (ДМА) с использованием динамического трехточечного изгиба в диапазоне частот 1-10 Гц для исследования зависимости модуля и тангенса угла механических потерь углепластика БМИ-3/3692 от температуры.

Представлены зависимости модуля и тангенса механических потерь модифицированного фуллеренами и немодифицированного углепластика.

В работе также была проведена оценка влияния наномодификации на предел прочности армированного углепластика при растяжении и сжатии. Показано, что введение фуллеренов приводит к увеличению прочностных характеристик модифицированных углепластиков особенно при сжатии в нулевом направлении, что косвенно свидетельствует об образовании сетчатой структуры связующего с большим количеством межмолекулярных связей.

*С.В. Резник¹, Д.С. Минаков¹, К.В. Михайловский¹,
С.А. Румянцев¹, Г.Н. Середя², В.П. Тимошенко¹*
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана¹

г. Обнинск Калужской обл., ОАО «ОНПП «Технология»²

5.3.4.

ОСОБЕННОСТИ КОНТАКТНОЙ ТЕРМОМЕТРИИ В ЭЛЕМЕНТАХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАТЕРИАЛОВ

Измерения температуры – неотъемлемая часть процесса опытного производства и испытания элементов конструкций из перспективных материалов. Среди контактных средств измерения температуры термопары по-прежнему наиболее востребованы в силу невысокой стоимости, стабильности характеристик и простоты применения. Однако при планировании технологических экспериментов и тепловых испытаний возникает потребность в оценке систематических и случайных погрешностей, вызванных нестабильностью работы регистрирующей аппаратуры, различием физических характеристик материалов датчика и объекта экспериментальных исследований, теплообменом термоэлектродов с внешними источниками тепла или холода, взаимным тепловым влиянием близко расположенных датчиков. С начала 1960-х годов благодаря работам Дж. Бека, Н.А. Ярышева и др. [1-4] сформировалось научное направление, связанное с определением методической составляющей погрешности измерения температуры (МПИТ) путем численного или аналитического решения задач о теплообмене в системе «датчик(и) температуры – экспериментальный образец». Эти задачи по-прежнему актуальны в связи с появлением новых материалов, освоением новых технологических приемов и усложнением режимов работы объектов новой техники.

В настоящей работе рассмотрены особенности контактной термометрии и изложены подходы к определению МПИТ при тепловых испытаниях сетчатых рефлекторов зеркальных космических антенн, элементов тепловой защиты многоразовых космических аппаратов из высокопористых материалов, керамических элементов конструкций и при отверждении связующего в заготовках деталей из полимерных композиционных материалов под действием СВЧ излучения. Для численного моделирования процессов нелинейной теплопроводности и радиационно-кондуктивного теплообмена в системе «датчик(и) температуры – экспериментальный образец» использовался метод конечных элементов. Приведено описание экспериментов, поставленных для отработки методов термометрии. Представлены рекомендации по выбо-

ру характеристик термопар и способам их размещения в тех или иных объектах экспериментальных исследований.

Отдельные результаты настоящей работы получены при финансовой поддержке по гранту РФФИ № 12-08-00305-а.

ЛИТЕРАТУРА

1. Beck J. V., Hurwicz H. Effect of thermocouple cavity on heat sink temperature // Trans. ASME C. 1960. Vol. 82, No. 1. P. 27-36.
2. Бек Искажающее влияние термопары на температурное поле в материалах с низкой теплопроводностью // Теплопередача. 1962. Т. 84, № 2. С. 33-42.
3. Ярышев Н.А. Теоретические основы измерения нестационарных температур. Л.: Энергия, 1967. 299 с.
4. Температурные измерения: Справочник / О.А. Герашенко, А.Н. Гордов, А.Н. Еремина и др. Киев: Наук. думка, 1989. 704 с.

M. Gergesova^{1,3}, I. Saprunov², I. Emri³

¹Laboratory of Integrated Biochemical Nanosensors, Scientific and manufacturing complex "Technological Center" (Zelenograd, Moscow)

²Laboratory of Olefins Catalytic Transformation, LLC "United Research and Development Center" (Moscow)

³Center for Experimental Mechanics, Faculty of Mechanical Engineering, University of Ljubljana (Ljubljana)

5.3.5.

CHARACTERIZATION OF TIME-DEPENDENT MATERIAL PROPERTIES FROM CONSTANT STRESS- AND STRAIN-RATE EXPERIMENTS

The complete description of the time-dependent (TD) mechanical properties of polymeric materials commonly requires that they should be traced through several decades of time [1]. It is well known that determination of TD properties from non-standard experimental data is an inverse problem, which can be ill-posed due to presence of experimental errors in the input data. To find a stable solution of such problems using standard integration schemes is practically impossible.

In this work we propose a methodology [2], which bypasses the solution of ill-posed integral equation and allows finding long-term TD properties of polymers, such as relaxation modulus and creep compliance, from simple constant strain-rate or constant stress-rate experiments performed at different temperatures. The proposed methodology consists of three steps: (i) the stress or strain data are obtained from constant strain- or stress rate experiments performed at different temperatures; (ii) the segments of mate-

rial functions are obtained from stress-strain data using an optimization approach, which fits the stress or strain response of a material with the Prony series; (iii) based on time-temperature superposition principle the obtained segments are shifted with recently developed Closed Form Shifting (CFS) algorithm [3] into a smooth master curve, which represents long-term TD properties of the material.

The proposed methodology was evaluated on synthetically generated creep and relaxation data as well as on real creep measurements of thermoplastic polyurethane (TPU) performed on MARS II rotational rheometer (Thermo Scientific, Germany). The obtained creep master curve was later compared with creep function measured in conventional way, i.e., using the step function loading. It has been shown that the proposed procedure accurately works both on synthetic data, providing master curves which differ from the true ones within 2%, and on measured data, resulting in the creep curve which superimposes well with the one measured by conventional procedures.

The proposed method is beneficial in the sense that it allows extraction of time-dependent material properties from short constant rate loading tests, which include standardized tensile experiments and non-standard test in shear. Moreover, the proposed procedure is applicable not only for determination of the long-term response of viscoelastic materials in solid state but also for characterization of TD properties of polymers in molten state, as long as time-temperature superposition applies.

LITERATURE

1. Emri, I., Gergesova, M.: Time-dependent behavior of solid polymers. In: Gallegos, C. (ed.) *Encyclopedia of Life Support Systems: Rheology*, pp. 247–330. EOLSS Publisher/UNESCO (2010)
2. Saprunov, I., Gergesova, M., Emri, I.: Prediction of viscoelastic material functions from constant stress- or strain-rate experiments. *Mech Time-Depend Mater*, published online (Dec 2013)
3. Gergesova, M., Zupančič, B., Saprunov, I., Emri, I.: The closed form t-T-P shifting (CFS) algorithm. *J Rheol* 55(1), 1–16 (2011)

*М.Ю. Сотский, В.А. Велданов, Д.В. Гелин, В.Е. Дулин,
В.А. Марков, А.Ф. Овчинников, В.И. Пусев,
В.В. Селиванов, А.Н. Сообщииков
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана*

5.3.6.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ НЕПРЕРЫВНОЙ РЕГИСТРАЦИИ КИНЕМАТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ УДАРНИКОВ В ПРОЦЕССЕ ИХ ДВИЖЕНИЯ В ПРОЧНЫХ СРЕДАХ

Проанализирован продолжительный опыт кафедры СМ-4 «Высокоточные летательные аппараты» МГТУ им. Н.Э. Баумана в проведении фундаментальных и прикладных исследований в области определения динамических механических свойств реологических материалов и использовании полученных данных для решения прикладных задач. Диапазон исследований охватывает как классические задачи терминальной (конечной) баллистики, так и возникающие варианты задач исследования свойств поверхности космических объектов или предотвращения астероидной опасности. Кафедра обладает также приоритетом в разработке технологий акселерометрии терминальной баллистики (ТБА-технологий), основанных на адаптации технологии пьезометрии к процессам высокоскоростного соударения и к процессам движения тел в прочных средах. Развиваемые нами ТБА-технологии базируются на использовании различных вариантов систем обеспечения непрерывной электрической связи (НЭС-систем) стационарной регистрирующей аппаратуры с малогабаритным пьезоакселерометром, размещаемым в ударнике.

Представлено оснащение модернизированного технологического комплекса для непрерывной регистрации кинематических параметров измерительных ударников в процессе их движения в прочных средах. Комплекс включает ряд модулей, входящих в состав нестандартизированного научно-экспериментального комплекса кафедры для фундаментальных и прикладных исследований физики быстропротекающих процессов. Основу технологического комплекса составляет уникальная лабораторная установка, представляющая собой подвешенный на тросах к опорам лафет с закрепленными на нем пневматическими баллистическими устройствами 4-х калибров: 32 мм, 50 мм, 80 мм и 100 мм. Стволы устройств вакуумируются. В состав технологического комплекса входят также модуль видеорегистрации баллистических испытаний, модуль регистрации скорости и модуль регистрации параметров ударных процессов.

Показана актуальность применения представленного технологического комплекса при решении задач познания фундаментальных свойств реологических сред, пород и композитных материалов в области выявления влияния динамичности приложения нагрузки к этим средам на проявляемые ими при этом механические свойства. Большое разнообразие материалов, объектов и вариантов динамического воздействия определяет и нарастающую заинтересованность в экспериментальном определении необходимых зависимостей и коэффициентов в инженерных и численных моделях описания и расчета процессов динамического деформирования и разрушения рассматриваемых материалов. Для адекватного и неискаженного описания рассматриваемого частного процесса, разработанные для него расчетные модели неизбежно требуют тщательного тестирования и верифицирования.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проекты 13-08-00274-а и 13-08-00383-а) частичной финансовой поддержке Российского научного фонда (номера проектов 14-19-01292 и 14-19-01490).

А.Н. Русланцев¹, А.М. Думанский²
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана¹

г. Москва, Институт машиноведения им. А.А. Благонравова РАН²

5.3.7.

АНАЛИЗ ДЕГРАДАЦИИ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ УГЛЕПЛАСТИКА ПРИ СТАТИЧЕСКОМ РАСТЯЖЕНИИ

Аннотация. Композиционные материалы широко применяются в авиационной и ракетно-космической технике, поэтому разработка методов оценки влияния факторов внешней среды на сопротивление композитов деформированию и разрушению является актуальной задачей. В работе представлен метод анализа деградации механических свойств углепластика, основанный на соотношениях теории слоистых пластин и аналитической аппроксимации кривой деформирования в плоскости слоя при сдвиге. Получены явные выражения для матриц жесткости и податливости пакета.

А.М. Думанский^{1,2}, М.А. Алимов¹, А.А. Радченко¹

г. Москва ФГБУ науки Институт машиноведения им. А.А. Благонравова РАН¹
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана²

5.3.8.

ОБ ИЗМЕНЕНИИ ОРИЕНТАЦИИ ВОЛОКОН ПРИ ДЕФОРМИРОВАНИИ КОСОУГОЛЬНО-АРМИРОВАННЫХ УГЛЕПЛАСТИКОВ

В процессе деформирования косоугольно-армированных углепластиков происходит изменение ориентации волокон и, соответственно, углов армирования. В случае плоского напряженно-деформированного состояния угол укладки волокон после деформации θ определяется соотношением:

$$\operatorname{tg} \theta = \operatorname{tg} \theta^* \left(\frac{1 + \varepsilon_y}{1 + \varepsilon_x} \right),$$

где θ^* - угол укладки волокон в недеформированном состоянии, ε_x и ε_y - деформации в главных осях пластины.

В данной работе предлагается подход, позволяющий учесть изменение угла укладки волокон через соотношения, справедливые как в линейной, так и в нелинейной области деформирования. Эти соотношения позволяют определить напряжения и деформации в осях однонаправленного слоя на основе экспериментально-определенных полных диаграмм деформирования, т.е. по деформациям вдоль оси нагружения $\varepsilon_x(\sigma_x)$ и перпендикулярно к ней $\varepsilon_y(\sigma_x)$. При этом используется единственное предположение, что деформация в направлении вдоль волокна является линейно-упругой на протяжении всего процесса деформирования.

Рассматривая пластину из композитного материала с симметричной структурой $[\pm\theta]_S$ под действием растягивающего напряжения σ_x , получаем соотношения между напряжениями и деформациями в главных осях однонаправленного слоя (1, 2) и в осях пластины (x, y):

$$\begin{aligned} \varepsilon_1 &= \varepsilon_x \cos^2 \theta + \varepsilon_y \sin^2 \theta & \sigma_1 &= \frac{\varepsilon_x \cos^2 \theta + \varepsilon_y \sin^2 \theta - S_{12} \sigma_x}{S_{11} - S_{12}} \\ \varepsilon_2 &= \varepsilon_x \sin^2 \theta + \varepsilon_y \cos^2 \theta & \sigma_2 &= \sigma_x - \sigma_1 \\ \gamma_{12} &= 2(\varepsilon_y - \varepsilon_x) \cos \theta \sin \theta & \tau_{12} &= - \frac{\sigma_x \cos^2 \theta + \sigma_1 (\sin^2 \theta - \cos^2 \theta)}{2 \sin \theta \cos \theta} \end{aligned}$$

где компоненты матрицы податливости S_{11} и S_{12} считаются постоянными на протяжении всего процесса деформирования, включая и нелинейную область.

Для композитного материала T700SC/2500 со структурой $\pm 45^\circ$ построены диаграммы для компонент напряженно-деформированного состояния слоя, подсчитанные с учетом изменения угла укладки в процессе деформирования и без такого учета. Диаграммы показывают, что в нелинейной области деформирования недооценка факта изменения ориентации волокон может привести к существенной погрешности в определении компонент напряженно-деформированного состояния однонаправленного слоя. Особенно это касается напряжений и деформаций в направлении, перпендикулярном волокнам, которые вносят существенный вклад в разрушение связующего в процессе нагружения.

А.Ю. Шилов¹, Г.А. Щеглов², Е.В. Юнак¹
г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»¹
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана²

5.3.9.

АЛГОРИТМ РАСЧЕТА ГИДРОУПРУГОЙ ДИНАМИКИ СТАРТА ИЗДЕЛИЯ В УСЛОВИЯХ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ С ЗАВИХРЕННОЙ СРЕДОЙ

Разработка иерархии математических моделей для расчета динамики старта летательного аппарата (ЛА) является актуальной задачей при проектировании новых образцов аэрокосмической техники [1]. Для уточнения нестационарных нагрузок, действующих на ЛА и пусковую установку (ПУ) при старте необходимо рассматривать сопряженную задачу гидроупругости для динамической системы «ЛА-ПУ-поток».

В рамках совместной работы ОАО «ВПК «НПО машиностроения» и кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана разработан программный комплекс, в котором для исследования динамики старта с движущегося носителя используется подробная динамическая модель системы «ЛА-ПУ», а для определения нестационарных гидродинамических нагрузок применен метод вихревых элементов [2].

Особенностью разработанного комплекса является совместная работа локальной (работающей на одном вычислительном ядре) программы LEAVING для расчета динамики старта и параллельной (работающей на нескольких вычислительных ядрах) программы MDVDD для расчета нестационарного вихревого обтекания и вычисления гидродинамических нагрузок. Программа LEAVING является ведущей

программой. Она запускается на выполнение и запускает затем программу MDVDD в параллельном режиме на заданном количестве вычислительных ядер. Использование технологии MPI позволяет задействовать для проведения вычислений многопроцессорный персональный компьютер или несколько персональных компьютеров, объединенных в локальную сеть. Интегрирование уравнений динамики упруго-массовой модели и уравнений эволюции параметров вихревых элементов производится с одинаковым шагом по времени. Взаимодействие между программами на шаге осуществляется в асинхронном режиме при помощи механизма событий (Events) операционной системы Windows. Организация интерфейса между программами LEAVING и MDVDD02 построена при помощи технологии FileMapping операционной системы Windows, позволяющей отображать и считывать заданную структуру данных на фиксированную область памяти.

Представлены результаты тестовых расчетов. Показано, что эффективность распараллеливания вычислений зависит, в соответствии с законом Амдала, от количества распараллеленных операций метода вихревых элементов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Александров А.А., Драгун Д.К., Забегаев А.И., Ломакин В.В. Механика контейнерного старта ракеты при действии поперечных нагрузок. // Инженерный журнал: наука и инновации, 2013, вып. 3. [Электронный ресурс]. - URL: <http://engjournal.ru/catalog/machine/rocket/631.html> (дата обращения 18.04.2014)
2. Щеглов Г.А. Алгоритм расчета гидроупругой динамики процесса выдвижения тела в пространственный поток // Оборонная техника. – 2009. №1-2. – С.9-14

А.В. Ермаков, Г.А. Щеглов
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

5.3.10.

МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОУПРУГОЙ ДИНАМИКИ ДВУХ СВЯЗАННЫХ УПРУГИХ ОБОЛОЧЕК, УСТАНОВЛЕННЫХ НА ЭКРАНЕ

В настоящее время, при определении ветровых нагрузок, действующих на ракету-носитель космического назначения, установленную на стартовом комплексе актуальной задачей является уточнение

математических моделей нестационарных нагрузок [1]. Современные математические модели нагрузок основаны, как правило, на результатах экспериментального исследования абсолютно жестких моделей конструкций. Однако у современных ракет-носителей, имеющих в своем составе податливые оболочечные элементы, обтекаемые потоком, низшие собственные частоты колебаний близки к частоте схода вихрей [2]. В этом случае неучет податливости обтекаемой поверхности при расчете ветровых нагрузок может привести к принципиально неверным результатам. В случае, когда необходимо учитывать упругость конструкции оказывается недостаточно определения абсолютной величины нагрузок. Важнейшей задачей является расчет частотных характеристик нестационарной вынуждающей нагрузки для предотвращения резонансов и автоколебаний. Местная податливость обтекаемой поверхности может приводить к увеличению амплитуды пульсаций и появлению дополнительных гармоник даже в случае, когда низшая частота колебаний оболочки существенно больше частоты схода вихрей Кармана [3].

Целью настоящей работы является разработка и тестирование на модельной задаче алгоритма расчета аэроупругой динамики ракеты-носителя и мобильной башни обслуживания при ветровом воздействии с учетом интенсивного вихреобразования.

Рассматриваются две тонкостенные консольно закрепленные оболочки вращения, связанные системой упругих связей установленные рядом на непроницаемом экране так, что оси вращения перпендикулярны экрану. Численно, с использованием метода вихревых элементов исследуется динамика упругой системы при пространственном отрывном обтекании потоком несжимаемой среды. Особенностью алгоритма является использование при подготовке данных для расчета динамики оболочки распространенного коммерческого комплекса MSC Patran/Nastran, что позволяет рассматривать весьма сложные динамические схемы.

Полученные результаты численного моделирования показывают устойчивость работы алгоритма и позволяют перейти к рассмотрению прототипов стартовых комплексов. Авторы благодарят за поддержку центр компетенции компании MSC.Software при МГТУ им. Н.Э. Баумана.

ЛИТЕРАТУРА

1. Петров К.П. Аэродинамика транспортных космических систем. – М.: Эдиториал УРСС, 2000. – 366 с.

2. Забегаев А.И. Динамическая модель составной оболочковой конструкции для расчетов нагрузок в условиях интенсивных поперечных воздействий // Первые Уткинские чтения: Материалы Общероссийской научно-технической конференции. – СПб., 2002. – Т. 2. – С. 138-140.
3. Ермаков А.В., Щеглов Г.А. Моделирование методом вихревых элементов динамики цилиндрической оболочки в пространственном потоке жидкости// Изв. вузов. Машиностроение. – 2014. - № 3. – С. 35-41.

С.А. Дергачев

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

5.3.11.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТА ОБТЕКАНИЯ ТЕЛА ВРАЩЕНИЯ МЕТОДОМ ВИХРЕВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Метод вихревых элементов позволяет моделировать нестационарные гидродинамические процессы в несжимаемой среде с учетом эволюции вихревой пелены, в том числе с учетом деформаций или перемещений конструкции или ее звеньев [1].

Для расчета гидродинамических характеристик, на базе метода вихревых элементов был разработан программный комплекс MVE3D. В программе в качестве вихревого элемента (ВЭ) используется симметричный вортон-отрезок. Для удовлетворения граничных условий на поверхности используются замкнутые вортонные рамки [2].

С помощью данного программного комплекса моделировалось обтекание потоком несжимаемой среды цилиндрического тела удлинением $L/D=13$ со сферическим затуплением в передней части при угле атаки в 10° . Анализировалось распределение коэффициента давления по поверхности тела на верхней и нижней образующих. Результаты расчета сравнивались с результатами эксперимента, проведенного в опытовом бассейне ЦНИИ имени академика А.Н. Крылова в 2004 году совместно с ОАО "ВПК "НПО Машиностроения".

Были рассмотрены расчетные схемы с различным количеством вортонных рамок. Также варьировался радиус ВЭ. Проведенные вычисления позволили установить степень дискретизации поверхности, необходимую для получения результатов близких к полученным в эксперименте. Показано, что для адекватного воспроизведения распределения давления в области перехода сферической поверхности в

цилиндрическую, на наветренной стороне требуется высокая степень дискретизации.

На основе полученных результатов можно сделать вывод о необходимости совершенствования расчетной схемы на поверхности тела, позволяющей точнее описывать поток завихренности в областях с резким изменением геометрии обтекаемого тела.

ЛИТЕРАТУРА

1. Cottet G.-H., Koumoutsakos P. *Vortex Methods: Theory and Practice*. – Cambridge: Cambridge University Press, 2000. – 320 p.
2. Щеглов Г.А. О применении вихревых рамок в методе вихревых частиц // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Естественные науки. – 2008. – № 2. – С. 104-113.

ВОПРОСЫ ЭКОНОМИКИ И МЕНЕДЖМЕНТА

Секция 6.

В.А. Бунак

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

6.1.

ОСОБЕННОСТИ КОРПОРАТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ НА ПРИМЕРЕ ОАО «ВПК «НПО МАШИНОСТРОЕНИЯ»

В целях повышения конкурентоспособности стратегических отраслей отечественной промышленности ВПК в рамках реализации политики по укрупнению и консолидации военно - промышленного потенциала в 2013 году в соответствии с Указом Президента Российской Федерации от 27.10.12 №1443 «О развитии открытого акционерного общества «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение», распоряжения Правительства Российской Федерации от 23.11.2012 №2168-р ОАО «ВПК «НПО машиностроения» вошло в состав корпорации «Тактическое ракетное вооружение».

Создание многофункциональных межотраслевых холдингов способствует оптимизации отраслевой диверсификации, трансляции и обмену опытом, обеспечению высокой загрузки производственных мощностей. Синергия консолидации ресурсов формирует условия для наращивания научно-производственного потенциала предприятий.

Эффект масштаба от слияния обеспечивает возможность реализации конкурентных преимуществ, способствует повышению устойчивости деятельности предприятий, снижает внешние угрозы и внутренние факторы риска.

В рамках реализации указанных задач, а также в целях формирования единой корпоративной бюджетной политики в Обществе завершается внедрение автоматизированной системы финансово-экономического управления (АСФЭУ), нацеленной на унификацию и оптимизацию методов управления ресурсами Обществ, в том числе входящих в состав ОАО «ВПК «НПО машиностроения».

Успешное применение действующих методов управления в сфере бюджетного планирования и их комбинация с новыми, основанными на международном опыте методами, позволяет максимально эффективно использовать ресурсный потенциал предприятий.

В настоящее время в целях реализации и приведения в соответствие общекорпоративных принципов планирования, учета и бюджетирования, а также организации и мониторинга процессов в ОАО «ВПК «НПО машиностроения» и в дочерних и зависимых обществах проведен ряд организационно - технических мероприятий направленных на решение задач корпоративного управления; организационных и

структурных изменений; создание механизмов по реализации корпоративной бюджетной политики, в том числе создание Балансовой комиссии, Планово-бюджетного комитета.

Применение единых управленческих принципов позволяет мобилизовать и рационально использовать совокупный научный, конструкторский и производственный потенциал в решении задач по обеспечению национальной безопасности России в области вооружений, военной техники и космических систем.

А.В. Пилюгина

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

6.2.

МОДЕЛИ ФИНАНСИРОВАНИЯ ЧАСТНЫХ КОМПАНИЙ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Традиционная система организации и управления отечественным ракетно-космическим сектором экономики претерпевает серьезные изменения. Обозначенные руководством страны направления приоритетного развития и реформирования космического сектора связаны среди прочего с необходимостью формирования конкурентной среды, обеспечивающей развитие новых технологических решений, позволяющей оптимально распределять денежные потоки между проектами и предприятиями отрасли, а также формировать ценностно-ориентированный подход к управлению компаниями.

Особое значение в стратегии развития космической отрасли отводится частным компаниям, формированию и развитию государственно-частного партнерства. Это зафиксировано в стратегии развития отрасли. Низкий уровень участия частных компаний в отрасли объясняется традиционными особенностями построения внутриотраслевого взаимодействия, высокими требованиями надежности и безопасности.

В работе рассматривается отечественный и зарубежный опыт функционирования частного космического сектора экономики. Обозначены критерии отнесения частных компаний к компаниям «новой космической экономики», соответствующие тенденциям формирующегося рынка. Проанализированы существующие и перспективные рыночные сегменты, на которых присутствуют компании «частного космоса».

Представлен обзор особенностей механизмов финансирования частных компаний космической отрасли, в том числе посредством разнообразных моделей венчурного инвестирования. Выявлены их различия, а также преимущества и недостатки с учетом специфики отечественных и зарубежных финансовых площадок.

Сформированы предложения по совершенствованию механизмов взаимодействия частного и государственного капиталов с учетом

моделей финансирования, проанализированы направления взаимного сотрудничества, а также возникающие при этом проблемы и перспективы.

ЛИТЕРАТУРА

1. The space report 2013: the authoritative guide to global space activity. – space foundation. – 2013. – 160 pp.
2. Алямова А.С., Шатохин К.С. Частно-государственное партнерство как система взаимодействия всех уровней власти и бизнеса. – М.: ООО «Формула печати». – 2009. – с. 21-35.
3. Пайсон Д.Б. Космическая деятельность: эволюция, организация, институты. – М.: Книжный дом «Либроком». – 2010. – 312 с.

М.Г. Красногорский, В.М. Малюков
г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

6.3.

ОСОБЕННОСТИ СОЗДАНИЯ ЦЕНТРА ДЛЯ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ ПРОДУКТОВ С РАЗРАБАТЫВАЕМЫХ КС ДЗЗ ДВОЙНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

КС ДЗЗ двойного назначения предназначены для получения снимков в интересах решения задач МО РФ и задач социально-экономического развития, в том числе для коммерческого распространения получаемых информационных продуктов.

В России опыта коммерческого распространения информации с КС ДЗЗ двойного назначения нет. Основой для коммерциализации информации с КС ДЗЗ двойного назначения является «Положение о порядке финансирования, разработки и использования КС двойного назначения» одобренное правительством РФ от 03.03.2001 г. №293-Р.

На основе этого Положения ОАО «ВПК «НПО машиностроения», как разработчик этой системы обладает правом на получение и использование соответствующей доли ресурса КС.

Одной из важных задач при получении ресурса является задача по техническому оснащению средствами, обеспечивающими получение информационного ресурса, его обработку и распространения информационных продуктов потребителям.

Первый опыт в вопросах создания Центра, обеспечивающего получение, архивирование, информации с КС ДЗЗ и реализацию информационных продуктов потребителям был приобретен в 90-х годах после запуска КА «Алмаз 1». Образованный, в эти годы, НИЦ «Алмаз» на тот период организационно и технически обеспечивал решение практически всех вопросов по получению, обработке и распространению радиолокационной информации с КА «Алмаз 1».

Несмотря на накопленный положительный опыт, его использование при решении аналогичных вопросов для КС типа «Кондор-Э» остается проблематичным.

Проведенные в этом направлении работы позволили:

Разработать и интегрировать в наземную инфраструктуру наземного комплекса обработки рабочие места, обеспечивающие планирование съемок, получение информации и передачу ее в ОАО «ВПК «НПО машиностроения» в рамках выделяемого ресурса.

Разработать и провести предварительные испытания Центра при получении ресурса с КС типа «Кондор-Э»

Провести опытную проверку тракта прохождения информации в звеньях (заказ-съемка-информационный продукт- потребитель).

Использовать программно-технические средства Центра для получения информации на этапе ЛИ КС с целью отработки доработки штатных программных средств.

Направления дальнейших работ связаны с определением порядка распространения информационных продуктов потребителям.

Н.Ю. Юрченко

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

6.4.

ПРОБЛЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ФИНАНСОВЫМ РЕЗУЛЬТАТОМ ПРЕДПРИЯТИЙ В РАКЕТНО- КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Космический потенциал России, созданный в советские годы, сегодня удерживает одно из лидирующих мест в мире. Космическая программа способна оказать существенное влияние на развитии науки и техники, положительно повлиять на международный престиж страны. Однако, для сохранения лидирующих позиций России космонавтика должна являться государственным приоритетом.

На сегодняшний день финансирование космических исследований происходит преимущественно за счет средств федерального бюджета, что объяснимо, учитывая высокие риски и длительные сроки возврата инвестиций. Крупнейшим заказчиком в ракетно-космической отрасли является Федеральное космическое агентство.

Косвенное же регулирование космической деятельности включает механизмы, обеспечивающие благоприятный инновационный климат в стране, развитие науки. К таким методам можно отнести налоговое стимулирование организаций космической сферы. В настоящее время эта система является важнейшим объектом научно-практических дискуссий и предметом пристального внимания правительства.

Для решения проблем организаций космической отрасли в современных российских условиях необходимо определить список без-

отлагательных мер, рассмотреть способы и пути улучшения сложившейся ситуации, обозначить дальнейшие приоритеты государственной политики, потому что реализация крупномасштабных космических проектов может проходить только при государственной поддержке, как в форме прямого, так и косвенного финансирования, а затем уже могут подключиться и частные капиталы.

В работе рассматриваются особенности налогообложения компаний отрасли, особое внимание уделено вопросам формирования налоговой нагрузки при управлении прибылью.

Л.С. Шолох

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

6.5.

БЮДЖЕТИРОВАНИЕ КАК ЭФФЕКТИВНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ КОРПОРАТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ ФИНАНСАМИ НА ПРЕДПРИЯТИЯХ ОБОРОННО-ПРОМЫШЛЕННОГО КОМПЛЕКСА (ОПК)

Сегодня развернут процесс масштабной реструктуризации оборонной промышленности. Чтобы выстоять в конкурентной борьбе, предприятия оборонно-промышленного комплекса (ОПК) должны включиться в процесс интенсивного развития, который заключается в широком использовании инновационного потенциала, активизации инновационной деятельности и усилении доминанты конкурентных преимуществ. Именно эти предприятия обладают способностью создавать и воспринимать новшества.

Создание интегрированных структур является основным направлением организационно-институционального реформирования ОПК и направлено на повышение эффективности и обеспечение устойчивости деятельности предприятий комплекса.

Научно-производственный потенциал предприятий интегрируется в крупные объединения - интегрированные структуры (ИС).

Наиболее распространенная схема создания ИС в ОПК России заключается в объединении акционированных предприятий по холдинговой схеме, когда головная компания владеет контрольным (или большим) пакетом акций других входящих в ИС предприятий и в силу этого имеет возможность влиять на производственно-хозяйственную деятельность последних.

Выделяется три формы корпоративного управления:

- акционерный контроль (контроль над собственностью);
- производственно-хозяйственный контроль;
- финансовый контроль.

Управление в корпоративной системе включает в себя определение стратегии, координацию оперативной деятельности дочерних компаний, оптимизацию распределения ресурсов между ними. При этом все участники холдинга должны рассматриваться как система, а не набор изолированных компаний.

Большинство интегрированных структур в ОПК имеют холдинговую структуру организации, при этом центральные компании на 100% принадлежат государству.

Главной задачей головной компании корпорации на начальном этапе ее функционирования является корпоративное строительство, которое достигается путем разработки и принятия советом директоров корпорации и советами директоров субхолдингов соответствующих положений и формирование персонального состава полномочных и квалифицированных органов управления корпорации. В зоне ответственности правления корпорации находятся вопросы координации программ деятельности корпорации и корпоративных финансов. Развитие предприятий РКП предполагает рост относительной упорядоченности экономической системы, связанной, в том числе, с необходимостью совершенствования процессов корпоративного финансового управления инновационной деятельности.

Инновационная деятельность характеризуется повышенной неопределенностью и риском и требует значительного объема финансовых ресурсов, в связи с чем актуальность вопросов предварительного анализа возможностей ее реализации, сокращения необоснованных затрат, оценки эффективности и вероятности ее успешности многократно возрастает. Инструментом для проведения такого анализа и одной из наиболее эффективных технологий корпоративного управления финансами предприятия на основе его результатов с целью повышения эффективности и снижения рисков является бюджетирование.

С.В. Конарев

г. Оренбург, ОАО "Производственное объединение "Стрела"

6.6.

ОСНОВНЫЕ ЭТАПЫ ВНЕДРЕНИЯ И ПРИНЦИПЫ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ PDM СИСТЕМ НА РОССИЙСКИХ ПРЕДПРИЯТИЯХ

Одной из основных задач практически любой страны мира на сегодня является стремление занять лидирующие позиции в мировой экономике, стремление к повышению конкурентоспособности своей продукции, повышению инвестиционной привлекательности предприятий, обеспечению гарантированного уровня качества на всех стадиях

жизненного цикла изделий, достижению технологической независимости в наиболее важных областях промышленности, росту производства наукоемкой продукции. Выполнение и реализацию перечисленных целей возможно осуществить только благодаря глубокой модернизации промышленности на основе использования современных технологий и достижений науки и техники, новых информационных разработок. Для предприятий, осуществляющих крупномасштабные и наукоемкие проекты, характеризующиеся различной и трудоемкой номенклатурой изделий и длительным циклом разработки, производства и эксплуатации, применение PDM-системы (Product Data Management - управление данными об изделии) является стратегическим направлением, следуя которому можно обеспечить рост конкурентоспособности выпускаемой продукции и эффективность производства. Системы PDM обобщают такие широко известные технологии, как управление инженерными данными EDM, управление документами, управление информацией об изделии PIM, управление техническими данными TDM, управление технологической информацией TIM, управление изображениями и все другие системы, которые так или иначе позволяют манипулировать данными и изображениями.

PDM системы интегрируют информацию любых форматов и типов, поступающую от различных источников, предоставляя её пользователю уже в структурированном виде.

По оценкам экспертов, эффективность производства, реализованного на базе PDM, примерно на 50% - 60% выше эффективности традиционного производства.

Внедрение PDM-системы позволяет обеспечить сокращение:

- затрат на разработку и производство наукоемкой продукции на 30% - 40%;
- затрат, связанных с браком и устранением дефектов продукции на 15% - 20%;
- затрат в период эксплуатации продукции - на 20% - 25%;
- времени выхода новых образцов на рынок - на 60% - 70%.

Автоматизация проектно-конструкторских работ и всего производственного цикла стала, по сути, одним из способов выживания предприятий в условиях жесткой конкуренции и необходимости выпуска на рынок высококачественной и технически современной продукции.

Выполнение первостепенных задач по обеспечению конкурентной и высококачественной продукции относятся и к российским предприятиям, часть из которых на сегодня уже внедрили или находятся на определенных этапах внедрения PDM систем (ОКБ "Сухого", ЗАО "ГСС", ОАО "КнААЗ" и др.)

Среди этапов внедрения PDM систем можно отметить основные:

1-й этап:

- ввод в систему всей информации по выбранному изделию;
- наполнение данными информационного пространства (банк знаний);

- обеспечение корректности моделей, созданных в системах САПР;
- реализация структуры хранения данных и учет документов на бумажных носителях;
- реализация маршрутной технологии;
- настройка в системе бизнес-процессов первой очереди;
- разработка методик, обеспечивающей одновременный электронный и бумажный документооборот;
- разработка механизма внесения изменений и их отслеживание;
- разработка программы загрузки данных из системы АСУ.

2-й этап:

- реализация в электронном виде бизнес-процессов утверждения и согласования электронной документации и подключение к системе ряда цехов основного производства.

3-й этап:

- интеграция с системой ERP и системой организационного документооборота, а также расширение области применения PDM на все изделия основного производства.

4-й этап:

- внедрение электронной цифровой подписи в соответствии с действующими нормативно-техническими и организационными документами, создание единого информационного пространства между разработчиком (производством изготовителя) и потребителем.

Однако выполнение этих этапов внедрения требует значительных финансовых затрат, порою с привлечением сторонних инвесторов или государственной поддержки, так как зачастую вопрос об оптимизации производства с помощью современных информационных технологий подразумевает не только выбор и внедрение необходимого программного обеспечения, но и полную замену (или модернизацию) имеющихся аппаратных средств. В настоящее же время далеко не все российские предприятия могут позволить себе такие значительные финансовые расходы. Кроме того, на большинстве российских предприятий недостаточно оптимально ведутся производственные и бизнес-процессы. Тем не менее рано или поздно оптимизировать производственные и бизнес-процессы все равно необходимо, предприятия, не предпринимающие конкретных шагов по оптимизации своего производственного процесса с помощью современных информационных технологий, не только не смогут расширить круг своих клиентов и увеличить прибыль, но и рискуют потерять уже имеющийся объем выполняемых работ и услуг.

В этих условиях наиболее важным вопросом для предприятий остается правильный выбор PDM-системы. Существует прямая связь между правильностью выбора и PDM системы и финансовых последствий от некорректного решения. Одной из крупнейших ошибок, совершаемых предприятиями при выборе PDM-системы, является недооценка временных и финансовых затрат, требующихся для принятия окончательного решения. Поэтому необходимо выбирать PDM систе-

му, которая способна решить большинство проблем управления производственной информацией отдельно взятого предприятия и может быть внедрена в кратчайшие сроки.

Можно отметить основные принципы оценки эффекта от внедрения PDM систем.

Существуют три основных варианта (уровня) реализации системы информационной поддержки на предприятиях:

- электронный архив технической документации предприятия;
- система электронного технического документооборота предприятия;
- система информационной поддержки ЖЦИ (жизненного цикла изделий).

Методика оценки эффективности внедрения PDM-технологий должна иметь комплексный характер: помимо экономии традиционно выделяемых производственных ресурсов предприятия (сырье, энергия, труд и др.) необходимо оценивать влияние новой организации работы на такие показатели предприятия, как качество продукции, новые методы обслуживания клиентов, и, в конечном счете, конкурентоспособность и общая капитализация предприятия, что в комплексе достаточно трудно оценить единым количественным показателем. Комплексный характер методики должен проявляться и при выборе показателей для оценки изменений. Поэтому предлагается комбинированное использование качественных и количественных показателей. Необходимо отметить, что рассматривая эффект от внедрения PDM системы, определяется эффективность внедрения не только самой системы PDM, но и новых принципов работы предприятия. Первое предполагает автоматизацию, что приводит к экономии ресурсов, а второе - организационную инновацию.

Для оценки экономической эффективности инвестиций в работы по реализации ЖЦИ, используются следующие группы методов.

Затратные методы:

- оценка единовременных затрат на внедрение и закупку программно-аппаратных комплексов;
- оценка совокупной стоимости владения информационными системами (Total Cost of Ownership, TCO).

Стандартные экономические методы оценки эффекта:

- оценка возврата инвестиций (Return on Investment, ROI);
- NPV - чистая приведенная стоимость проекта;
- отдача активов;
- цена акционера.

В результате правильной экономической оценки и принятия оптимального решения, применение PDM систем способно привести к существенной экономии и получению дополнительной прибыли, достигаемых за счет сокращения:

- сроков вывода новой продукции на рынок (до 70 %);
- затрат на проектирование сложной продукции (до 55 %);
- доли брака и объема конструктивных изменений (до 70 %);

- расходов на подготовку эксплуатационной и технической документации (до 30% - 40 %).

Автоматизация части производственных процессов с помощью PDM системы, а в дальнейшем и переход на полностью автоматизированную систему проектирования позволит сократить сроки выхода рабочей документации, сэкономит денежные средства, и повысит конкурентоспособность предприятий.

ЛИТЕРАТУРА

1. Абрамова И.Г. Эффективность внедрения PDM-систем на машиностроительных предприятиях / И.Г. Абрамова, Д.А. Абрамов, Р.М. Богомолов. Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2009.
2. Братухина А.Г. Российская энциклопедия CALS. Авиационно-космическое машиностроение / А.Г. Братухина. - М.: ОАО НИЦ АСК. 2008.

В.В. Мухин

г. Москва, ФГУП "ЦЭНКИ"- "НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова"

б.7.

КОНТРОЛЛИНГ ОРГАНИЗАЦИИ ПРОИЗВОДСТВА В НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ ИНСТИТУТАХ

В связи с изменившимися экономическими условиями хозяйствования, широчайшее распространение в расчетах получила предоплата в связи с катастрофическим уровнем неплатежей и невыполнения обязательств среди субъектов экономики. В этих условиях расчет фактической себестоимости продукции потерял монопольное положение для определения цены (как и во всем экономически развитом мире, но по другим причинам). Недаром в нашей экономической жизни обычным явлением стала продажа ниже себестоимости.

Предприятиям наукоемких отраслей потребовалось определять цену на свою продукцию заранее, до того, как она будет изготовлена. Заказчик сначала договаривается о стоимости заказа, а потом заключает договор. Но, с другой стороны, предприятие сможет определить свои затраты только после завершения процесса производства. Немаловажным фактором в сложившейся ситуации является и необходимость учета инфляции, т.к. разработки и выполнение обязательств по контракту занимают зачастую не один год, поэтому необходимо учитывать инфляцию: комплектующих, необходимых для выполнения заказа, оплаты труда и работ, выполняемых контрагентами.

Получается замкнутый круг: цена должна быть определена до изготовления продукции, а затраты для её расчета могут быть получены только после изготовления. Особую важность решение этого вопроса имеет для предприятий типа «научно-исследовательский инсти-

тут» («НИИ»). Для решения данной проблемы предлагается организовать в НИИ современную службу контроллинга.

Для долговременного планирования необходимо углубленное исследование области сбыта предприятия и развития внутренних ресурсов основанное на методике экспертных оценок с применением методов статистического анализа.

Для оперативного планирования мы приступили к созданию статистических моделей, которые описывали бы процесс производственной деятельности структурных подразделений предприятия.

Подводя итоги, стоит отметить, что основным положительным моментом от создания службы контроллинга будет выполнение в срок заключаемых контрактов и, следовательно, повышение статуса и престижа предприятия, что позволит заключать новые контракты и развиваться в будущем. Современная служба контроллинга должна обеспечивать руководство предприятия информацией о научно-исследовательском потенциале и нагрузке персонала, что необходимо для принятия как стратегических, так и оперативных решений.

Ж.А. Барабаш, А.В. Молчанский

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

6.8.

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ВОЗМОЖНОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ НОВОГО ТИПА ИЗДЕЛИЯ НА ИМЕЮЩЕМСЯ ОБОРУДОВАНИИ

В статье исследуется как изменится состав и нагрузка оборудования при изготовлении нового типа изделия.

Исходными данными являются:

- деление оборудования на основное и вспомогательное; - общее количество; - виды; - точность; - уровень износа; - стоимость; - время простоя; - количество ремонтов; - габаритные размеры; - мощность оборудования; - ремонтпригодность; - размеры обрабатываемых деталей; - точность изготовления.

Ограничения:

- Отсутствие многостаночного обслуживания и вредных факторов при выполнении производственной задачи. Размер производственных участков не учитывается - перемещение деталей по пути следования техпроцесса мгновенное.

Оборудование рассматривается как человек-станок, т.е. все оборудование укомплектовано рабочими, при отсутствие рабочего – оборудование простаивает.

Диапазон условий: - техпроцесс (трудоемкость), - загрузка [0;100]%, - временем работы станка [0;трудоемкость].

Варьируемые параметры: - изменение процента загрузки Z ; - реальное время работы при производстве $T_{\text{раб}}$; - как точность изготовления детали, влияет на выбор оборудования R_a .

В методике проводятся следующие исследования:

Определение критериев оценки оборудования.

Алгоритм анализа.

Определение оборудования с маленьким коэффициентом загрузки.

Выявление морально и технически устаревшего оборудования.

Выявление оборудования, подлежащего модернизации.

Техническое перевооружение при организации новой производственной структуры.

Н.В. Савкин

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

6.9.

ПОСТРОЕНИЕ СИСТЕМЫ СБАЛАНСИРОВАННЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ КАК ИНСТРУМЕНТА ОБЕСПЕЧЕНИЯ РЕАЛИЗАЦИИ СТРАТЕГИЧЕСКИХ ПРОГРАММ КОМПАНИИ

В настоящее время стратегические задачи инновационного развития поставлены Президентом Российской Федерации и Правительством Российской Федерации перед всеми государственными компаниями (компаниями с государственным участием), деятельность которых оказывает существенное влияние на развитие ключевых отраслей народного хозяйства.

В соответствии с поручением Президента Российской Федерации Военно-промышленная корпорация «НПО машиностроения» (далее – Корпорация) с 2011 года реализует Программу инновационного развития на период до 2015 года и в соответствии с решением Совета директоров головной компании Корпорации – Стратегию развития на период до 2025 года.

Обобщенно, стратегическими целями указанных программ являются сохранение и развитие основных направлений деятельности, дальнейшая диверсификация продуктовых рядов, увеличение доли гражданской продукции и продукции двойного назначения в общем объеме работ Корпорации.

В стратегических программах Корпорации утверждены следующие показатели эффективности развития верхнего уровня - рост объема продаж, увеличение рентабельности продукции и превышение уровня заработной платы работников над средним уровнем заработной платы в регионе.

В качестве инструмента обеспечения реализации стратегических программ Корпорации была построена система сбалансированных показателей - это система стратегического управления и оценки его эффективности, которая трансформирует миссию и общую стратегию компании в систему четко поставленных целей и задач, а также показателей, определяющих степень достижения соответствующих установок.

Сбалансированная система показателей (далее – Система) в классическом виде содержит 4 взаимосвязанные составляющие, отражающие стратегически важные аспекты деятельности компании, - финансы, клиенты, бизнес-процессы, персонал. Работа компании при этом выстраивается как равновесие всех этих составляющих.

Для выявления, анализа и установления указанных взаимосвязей разрабатывается стратегическая карта развития компании и для каждой составляющей Системы определяется комплекс показателей эффективности развития (у Корпорации их 22), устанавливаются целевые значения показателей.

Практика использования Системы в Корпорации показывает, что выполнение задач, отраженных в плановых значениях показателей развития составляющих Системы (финансы, клиенты, бизнес-процессы, персонал), обеспечивает достижение целей верхнего уровня - рост объема продаж, повышение эффективности использования активов, увеличение общей рентабельности.

Таким образом, построение стратегической карты развития компании, определение комплекса показателей развития, выявление и установление эффективных связей между ними, т.е. построение Системы, может стать действенным инструментом обеспечения реализации стратегических программ компании.

Ю.А. Дегтярев

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

6.10.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СИСТЕМЫ СТИМУЛИРОВАНИЯ ПЕРСОНАЛА НА ПРИМЕРЕ ГОЛОВНОЙ КОМПАНИИ ВОЕННО- ПРОМЫШЛЕННОЙ КОРПОРАЦИИ

Глобальные интеграционные процессы, наблюдающиеся в мире последние десятилетия, с начала 2000-х годов затронули и оборонно-промышленный комплекс России. Необходимость проведения интеграционных процедур обусловлена необходимостью решения целого ряда новых задач, преследующих главным образом две основные цели: во-первых, оборонный комплекс обязан удовлетворять современным потребностям в обороноспособности и безопасности страны, которые находят свое отражение в государственном заказе и программах ВТС,

а во-вторых, высокотехнологичная промышленность должна быть способна к саморазвитию, то есть стать инвестиционно привлекательной.

Среди общего спектра задач, ставящихся новыми собственниками перед предприятиями корпораций, можно выделить задачу достижения максимальной экономии ресурсов и повышения рентабельности деятельности, в том числе за счет повышения производительности труда и оптимизации трудовых ресурсов. Одним из способов ее решения является совершенствование действующей системы стимулирования персонала, в первую очередь, материальная ее составляющая, выступающая элементом общей системы оплаты труда предприятия.

В рамках проводимых процедур по оптимизации производственных расходов и повышению рентабельности деятельности предприятий, входящих в состав ОАО «ВПК «НПО машиностроения», руководством корпорации была поставлена задача совершенствования действующей системы стимулирования персонала.

Реализация данной задачи возможна путем разработки с учетом стратегических задач Корпорации новых подходов оценки труда персонала, реализуемых через совершенствование действующей системы стимулирования, отвечающих как современным рыночным требованиям, так и требованиям, определяемым собственником Корпорации. Основными этапами реализации задачи являются:

1. В рамках действующей системы оплаты труда - рассмотрение системы материального стимулирования работников; проведение ее анализа; выявление сильных и слабых сторон;

2. На основании проведенного анализа, в рамках требований, предъявляемых собственником Корпорации - разработка новых расчетных механизмов оценки труда для следующих категорий работников:

- работников основного производства (непосредственных исполнителей);
- работников подразделений, обеспечивающих деятельность предприятия;
- работников руководящего состава (топ-менеджмента);

3. Проведение анализа соответствия новой системы стимулирования персонала Корпорации:

- современным рыночным требованиям;
- «Подходам к унификации системы оплаты труда в банках и компаниях с государственным участием» (т.е. требованиям собственника).

Предполагается, что совершенствование системы стимулирования работников головной компании ОАО «ВПК «НПО машиностроения» позволит обеспечить:

- стабильную, эффективную и конкурентоспособную деятельность предприятия с учетом конъюнктуры на рынке труда;

- усиление мотивации работников головной компании в достижении максимальных результатов труда, повышении качества выпускаемой продукции, росте производительности труда;
- повышение уровня социальной защищенности работников предприятия.

М.А. Гаврилова, О.Ю. Ерёмин
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

6.11.

**АНАЛИЗ СЕГМЕНТА РЫНКА ДИСТАНЦИОННОГО
ОБРАЗОВАНИЯ**
(стендовый доклад)

Передовые позиции нашей страны в области аэрокосмической техники в последнюю очередь обеспечиваются высоким уровнем подготовки инженерно-технических кадров. Быстрое развитие и происходящие изменения в столь наукоемкой отрасли требуют от предприятий и учебных заведений использования новых подходов для подготовки новых специалистов, для повышения квалификации и переквалификации уже работающих сотрудников. При этом обучение должно происходить в кратчайшие сроки, часто без отрыва от производства, и требует от обучающихся высокого качества усвоения больших объемов нового учебного материала. К сожалению, современные методы образования не в полной мере справляются с поставленными задачами, поэтому является актуальной задачей использование дополнительных образовательных технологий на основе электронного и дистанционного образования. Поскольку возможны множество вариантов реализации подобного типа обучения, то необходимо провести анализ подходов к построению образовательных систем.

Электронное и дистанционное обучение (ДО) – это один из самых быстрорастущих сегментов мирового рынка образовательных услуг. Эта тенденция наблюдается по всему миру, как в корпоративном обучении, так и в системах формального образования. Причины тому предельно ясны: электронное обучение позволяет избежать множества расходов и при этом охватить сколько угодно крупные и рассредоточенные географически аудитории. А, учитывая существование инструментов для ускоренной и групповой разработки электронных учебных курсов, возможности краудсорсинга и непосредственной работы над контентом предметных экспертов, e-learning может представлять еще и очень быстрым форматом обучения, который способен предоставлять людям нужную информацию предельно своевременно. Современные системы управления обучением (LMS), инструменты для разработки электронного учебного контента, и системы управления им (LCMS) позволяют наладить в организации e-learning, не обладая при этом глубокими IT-знаниями.

ИНЖЕНЕРНОЕ ОБРАЗОВАНИЕ

Секция 7

А.А. Дорофеев

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

7.1.

ОСОБЕННОСТИ РЕЦЕНЗИРОВАНИЯ ЛИТЕРАТУРЫ УЧЕБНОГО НАЗНАЧЕНИЯ НОВОГО ТИПА

Предложены методология, методика и матрицы показателей качества литературы учебного назначения нового типа, которая не только должна соответствовать современному представлению о целях образовательного процесса, достигаемых на основе применения современного компьютеризированного инструментария в интенсивных гуманизированных компетентностно ориентированных образовательных технологиях, но и отражать накопленный фундаментальный опыт «русской школы подготовки инженеров».

Методологическая база работы включает системную совокупность подходов к априорной оценке качества такой литературы: технологический, деятельностный, субъект-субъектный и личностный («педагогика сотрудничества», «педагогика сотворчества», «креативная педагогика», «когнитивная педагогика»).

Технологический подход состоит в том, что работа рассматривается в качестве инструмента образовательной технологии или группы технологий, охарактеризованных в самой работе. Если этой информации нет, то рецензент сам предположительно перечисляет существенные признаки таких технологий (очных, дистанционных, интенсивных, индивидуальных, групповых и др.). Технологическая конкретизация заключается в отнесении работы к конкретному виду учебной литературы (по ГОСТ ююююююю): учебник, учебное пособие, методические указания к лабораторным работам, курсовому проектированию и др.

Предложенная методология и технологическая схема апробированы автором как при разработке учебников, учебных пособий и методических указаний, так и при рецензировании литературы учебного назначения и предлагается в качестве методики и структурной основы заполняемых экспертами типовых таблиц показателей (компактная разновидность библиометрической матрицы), которым может быть присвоен статус «стандарта предприятия».

Н.Г. Багдасарьян

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

7.2.

ИНЖЕНЕРНОЕ ОБРАЗОВАНИЕ В ПРОСТРАНСТВЕ КУЛЬТУРЫ: ВЕКТОРЫ ПЕРЕМЕН

Нужно бежать со всех ног, чтобы только оставаться на месте, а чтобы куда-то попасть, надо бежать как минимум вдвое быстрее!

Льюис Кэрролл,

«Алиса в стране чудес»

Стремительные изменения техносферы предъявляют соответствующие требования ко всей ее инфраструктуре, и, в первую очередь, к специалистам, задействованным в различных сегментах жизни общества, которое называют обществом рисков, растущих экспоненциально. Так, в области разработок нанотехнологий и биотехнологий возрастают потенциальные возможности создания оружия, масштабы применения которого превосходят все, известные ныне. При этом существующие сегодня механизмы контроля, способного предотвратить овладение этим оружием людьми, для которых вопрос о разумном его применении не стоит, не обладают необходимой степенью надежности. Может стать опасным и техническое улучшение человека: биотехнологические манипуляции на наноуровне подводят нас к пограничной ситуации, где результаты воздействия становятся непредсказуемыми. Как повлияет на психику нанотехнологическая корректировка тонких нейронных структур или новые органы чувств, о чем уже пишут как о реальности ближайшего будущего? Нельзя исключить их необратимых негативных последствий.

Принципиальное изменение места техники и технологий в жизни общества, вторжение ее в антропологическую сущность человека требуют от специалистов иных ключевых компетенций, чем те, которыми инженер мог бы ограничиться еще недавно. *Инженерная этика* становится насущной необходимостью профессиональной деятельности, а узкоспециализированная научно-техническая и инженерная подготовка может лишь увеличивать риски.

Второй, парадигмальный аспект, также требует учета в стратегии совершенствования инженерного образования. В пространстве современной науки увеличивается доля междисциплинарных и мультидисциплинарных исследований, формируются новые принципы взаимодействия фундаментальных и прикладных разработок, нормой становится комплексный характер задач – и в традиционных, и в новых областях.

Эти изменения требуют особой когнитивной компетентности, освоения студентами современной методологии познания и творчества, практической деятельности, в которой *социогуманитарная составляющая* играет роль связующего звена.

Третий аспект связан с глобализацией и теми следствиями, в которые этот процесс втягивает все человечество. Специалист должен быть готов жить в условиях экономической, технологической, и иной связанности мира, высокой конкуренции, обладать способностью к работе в мультинациональных и трансгосударственных структурах, учитывая при этом фактор национальной безопасности, осознавать свою ответственность за судьбу цивилизации. Это означает, что в системе инженерного образования должен быть заложен *социокультурный вектор*, служащий основой понимания глубинных мировых процессов и своего места в них.

Таким образом, новый цивилизационный этап жизни человечества требует смены доминант в инженерном образовании, принципиально новых подходов. Будем при этом помнить методологически глубокую мысль А. Эйнштейна: бессмысленно пытаться решить проблемы, находясь на уровне того мышления, которое их породило.

Е.В. Талызина

г. Москва, МГУ им. М.В. Ломоносова

7.3.

ГУМАНИТАРНОЕ ИЗМЕРЕНИЕ ЕВРОПЕЙСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ

В статье затрагивается проблема формирования Гуманитарной Европы, как альтернативы классической концепции европейской безопасности, основанной на хорошо известной формуле «два мира – две системы», по которой Европа жила в послевоенный период. В данном контексте все большее значение приобретает человеческое измерение европейской безопасности, ставится вопрос о «Европе граждан» и «Европе человека».

Развивающиеся процессы демократизации, национального и религиозного возрождения протекают на фоне локальных гражданских войн, на европейском континенте, ксенофобии, этнических чисток, волн расизма и терроризма. Общесцивилизационный кризис охватывает: общество, экономику, мораль, нравственность, веру, среду обитания человека. Общеευропейскому процессу свойственны, как «синдром созидания», так и «синдром распада». В этих условиях требуется поиск ком-

промисса между экономическим ростом и социальной справедливостью, между геополитическими интересами и национальными стремлениями, согласия и терпимости в межрегиональных отношениях. В целостной географически и хозяйственно, но многоликкой разноцивилизационной Большой Европе, которую мы снова открываем, познаем и строим, в конечном итоге идет поиск путей человеческого примирения.

Гуманитарная Европа рассматривается не только через призму человеческого измерения: качество жизни, прав, свободы нравственного выбора, но и как некий стабилизирующий фактор объединения и сотрудничества континента, как духовно-нравственная основа общеевропейского процесса. Гуманитарная Европа – это не только некая институциональная структура, но и формирование нравственных межличностных отношений, коллективной ответственности и мудрости, условий терпимости и взаимопонимания различных этносов, больших и малых государств, региональных объединений, поиск условий общеевропейского согласия и сотрудничества.

Сочетание процесса размывания национальной идентичности с прагматической программой действия в гуманитарной сфере и демократизации могло бы дать концепции европейского единства решающий импульс для преодоления препятствий, сдерживающих политическое взаимопонимание в области политики безопасности. Этот процесс позволил бы выработать новую модель европейского бытия, основанную на общих идеалах: спасение природы, обеспечение разумного образа жизни, возрождение единых культурных ценностей, построение нового демократического порядка и, как следствие этого, системы обеспечения европейской безопасности. Все это сделало бы строительство будущей Европы задачей нынешнего поколения и пробудило бы в каждом гражданине сознание того, что судьба Европы – наша общая судьба, и создало бы идеалы, воздействие которых было бы сильнее нынешних. Представляется, что это возможно осуществить в процессе конструктивного диалога, коммуникации и в полноценном участии народов в исторических переменах.

Р.П. Симоньянц

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

7.4.

МИРОВЫЕ ТЕНДЕНЦИИ ПРАКТИКООРИЕНТИРОВАННОГО ИНЖЕНЕРНОГО ОБРАЗОВАНИЯ

На основе анализа современного состояния инженерного образования в мире и, прежде всего, в России, даются критические оценки негативных явлений и перспективных путей интенсификации его развития. Особое внимание обращается на образовательные процессы в университетах аэрокосмического профиля. Общие проблемы инженерного образования рассматриваются в контексте системного кризиса, который был отражен в Первом Всемирном докладе ЮНЕСКО по инженерным наукам. Доклад констатирует угрозу развитию общества, обусловленную нехваткой инженерных кадров во всём мире.

Передовые инженерные университеты мира приступили к реформированию системы обучения с конца 90-х годов минувшего века. Основные направления реформирования связаны с модернизацией образовательных программ и технологий учебного процесса. При построении современной системы инженерного образования отчётливо проявляется общая направленность на углубление и совершенствование всех форм практики.

Быстро развивающиеся инженерные школы идут путём расширения международной интеграции и углубления научно-исследовательской компоненты учебного процесса, обеспечивая эффективную подготовку инновационных инженеров. Цели реформирования достигаются за счёт внедрения передовых методов обучения и максимального сближения с промышленными предприятиями на всех этапах обучения.

Тесная интеграция с промышленными предприятиями является относительно новым элементом в мировом опыте инженерного образования. Но, в то же время, ещё с конца 19 века составляет концептуальную основу подготовки в лучших технических университетах России. В ней реализуется суть известного «Русского метода обучения», развиваемого в МГТУ им. Н.Э. Баумана и рождённого в его стенах.

Зарубежными специалистами в области инженерного образования историческая роль России в его становлении замалчивается. При этом зарождение инженерного образования как научной дисциплины относят к 80-ым годам 20-го века, оставляя без внимания успехи российской инженерной школы 60-ых.

Интегрированные с промышленными предприятиями университетские структуры в МГТУ им. Н.Э. Баумана, МФТИ, МАИ были созданы ещё в середине 20-го века и показали высокую эффективность. Эффективные причины побуждают промышленность к интеграции с инженерными школами. Это явление определяет главную тенденцию в мировой системе инженерного образования, в том числе и в России.

Одной из форм международной интеграции инженерных школ и промышленности можно считать сетевые технологии, такие как «**CDIO**: Conceive, Design, Implement, Operate». Сеть была создана в США по инициативе аэрокосмической корпорации General Electric Aviation (GEA). Она охватывает сотни инженерных университетов по всему миру. С её помощью осуществляется отбор наиболее талантливых студентов для стажировки на предприятии, дополнительной подготовки и последующей работы в США.

Интеграционные технологии инженерного образования с участием передовых предприятий промышленности, за разработку которых группа российских учёных и педагогов МГТУ им. Н.Э. Баумана и МАИ в 2002 году была удостоена Премии Президента Российской Федерации, и многолетний опыт успешного их применения на предприятиях ракетно-космической отрасли, не получили должной известности.

Л.С. Точилев

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

7.5.

МОДЕЛЬ ИГРОФИКАЦИИ В ПОДГОТОВКЕ КАДРОВ ПО АВИАЦИОННОМУ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОМУ НАПРАВЛЕНИЮ

Многие исследования, в том числе форсайт «Образование 2030» [1], говорят о том, что в образовании будущего будут широко использоваться компьютерные игры. Настоящая работа посвящена рассмотрению данной тенденции применительно к образованию по авиационному и ракетно-космическому направлению.

Помимо общих задач, связанных с внедрением компьютерных игр в образовательный процесс, для аэрокосмического образования существуют свои особенности. Наиболее значимой из них является система взаимодействия с профильными предприятиями.

На примере наиболее развитой системы такого взаимодействия [2], исследуется модель игрофикации [3], охватывающая вуз, предприятие, школу. Показана эффективность комплексного подхода.

Помимо традиционных «оценочных» показателей эффективности образования, рассматриваются новые перспективные показатели, такие, как уровень раскрытия индивидуальных талантов и областей интересов учащихся.

Рассматриваются «парадоксы» современного образования. Например: Зачем часами слушать преподавателя, если можно за минуту погуглить на iPad, а сэкономленное время использовать для игры, например, в Angry birds?

Даются рекомендации, как из отвлекающего, на текущий момент, фактора превращать игровой подход в полезный для работодателей и студентов инструмент овладения профессией.

Среди возможных рисков игрофикации особое внимание уделено такому риску, как снижение ответственности за результат. Ассоциация игра-учёба, работа-игра может формировать взгляд, что всё можно «переиграть». Для авиационно-космического направления работ этот риск представляется наиболее значимым [4]. С другой стороны, желание «переиграть» какие-то устоявшиеся догмы способно привнести новое качество в научном, техническом и организационном видах деятельности авиационно-космического предприятия.

При правильном подходе игрофикация может частично способствовать решению проблемы дефицита самостоятельности и ответственности выпускников вузов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Д. Песков. Образование 2030: Дорожные карты будущего. Результаты первого российского этапа исследования.
2. Минаев Ю.И., Хомяков М.А., Куранов Е.Г., Точилев Л.С. Своих специалистов предприятие совместно с МГТУ готовит у себя. //Аэрокосмические технологии, 2004-2007: Труды Всероссийских и Международной научно-технических конференций (Реутов – Москва, 2004 – 2007) / Под ред. Симоньянца Р.П. – М.: НПО машиностроения, Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана. 2008. с.13-15.
3. Л.С. Точилев Анализ возможностей геймеризации для подготовки и развития кадров и знаний в ракетно-космической отрасли. http://www.ispl.ru/Analiz_vozmozhnostey_geimerizaciii_1.html
4. Г.А. Герасимова В космической отрасли у молодого специалиста нет права на ошибку / Вестник Бауманского университета «Инженер», сентябрь-октябрь 2012. – с.14-17.

Л.С. Точилов

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

7.6.

ИНЖЕНЕРНОЕ ОБРАЗОВАНИЕ: ИНТЕРЕС, ЗНАНИЯ, САМОСТОЯТЕЛЬНОСТЬ, ТВОРЧЕСТВО И ОТВЕТСТВЕННОСТЬ

В настоящее время происходит постепенная смена приоритетов целей образования. Вместо цели подготовки студента к будущей работе на первое место начинает выходить вторая цель образования – раскрытие и развитие талантов, заложенных в каждом человеке [1]. В данной работе рассматривается влияние этой тенденции на инженерное образование и стажировку.

Для инженерного образования наиболее сложно представить, как практически обеспечить смену приоритетов целей. И надо ли? Ведь формально, если на входе человек, желающий учиться на инженера, то на выходе должен быть инженер, а не программист, финансист или менеджер. Хотя, пусть уж лучше на выходе будут хорошие самоучки: программисты, финансисты или менеджеры, чем плохо подготовленные инженеры.

В условиях университета одна из очевидных возможностей: разрешить студентам изучать те курсы, которые им хочется, что давно практикуется за рубежом. Чтобы свобода выбора не затруднила трудоустройство, важно доведение до студентов пожеланий будущих работодателей относительно требуемых знаний. Учитывая развитие e-learning, возможно не только пожеланий и прямых контактов, но и непосредственно e-learning курсов, а также геймификацию [2]. Таким образом, повышается интерес к обучению, вероятности востребованности получаемых знаний и трудоустройства по специальности.

Среди молодых специалистов наиболее ценятся те, кого отличает самостоятельность, творчество и ответственность [3]. Главной «тренировкой» самостоятельности, творчества и ответственности в вузе должна являться дипломная работа, но ряд причин превращает её в формальность. В тоже время, немало студентов, работая по совместительству, решают настоящие производственные задачи [4]. Представить их в качестве диплома зачастую не позволяют многочисленные форматы, стандарты и т.п. Искусственные задачи в качестве дипломной работы не только не способствуют развитию желаемых качеств, но и дают импульс в неверном направлении: бумага важнее дела.

Таким образом, улучшение ситуации в инженерном образовании видится в большей свободе выбора курсов для студентов, развитии сотрудничества вузов с предприятиями в части e-learning и геймификации, исключение необоснованных практикой формальностей.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кен Робинсон (Ken Robinson). Новый взгляд на систему образования.
<http://www.inosmi.ru/video/20120430/191247898.html>
2. Л.С.Точилев Анализ возможностей геймеризации для подготовки и развития кадров и знаний в ракетно-космической отрасли.
http://www.ispl.ru/Analiz_vozmozhnostey_geimerizacii_1.html
3. Г.А. Герасимова В космической отрасли у молодого специалиста нет права на ошибку / Вестник Бауманского университета «Инженер», сентябрь-октябрь 2012. – с.14-17
4. Ю.И. Минаев, М.А. Хомяков, Е.Г. Куранов, Л.С. Точилев Своих специалистов предприятие сов-местно с МГТУ готовит у себя//Аэрокосмические технологии, 2004-2007: Труды Всероссийских и Международной научно-технических конференций (Реутов – Москва, 2004 – 2007) / Под ред. Симоньянца Р.П. – М.: НПО машиностроения, Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана. 2008. с.13-15.

Л.Д. Смирчевский

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

7.7.

МУЗЕЙНО - ВЫСТАВОЧНАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ КАК РЕЗУЛЬТАТ ИССЛЕДОВАНИЙ ТВОРЧЕСКИХ ИДЕЙ И НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО НАСЛЕДИЯ ГЕНЕРАЛЬНОГО КОНСТРУКТОРА АКАДЕМИКА В.Н. ЧЕЛОМЕЯ

Экспозиция моделей и натуральных образцов изделий, систем и комплексов, разработанных коллективом во главе с В.Н. Челомеем, является наиболее актуальным средством демонстрации его научно-технического наследия. Это важно не только для подтверждения исторической справедливости и рекламы нашей продукции для получения новых заказов внутри страны и за рубежом, но также и для воспитания подрастающего поколения и роста молодых научных и инженерных кадров.

Подготовленные нами экспозиции приурочены к периоду, когда вся научно-техническая общественность нашей страны и всего мира отмечает 100-летие со дня рождения В.Н. Челомея. С одной стороны, это еще раз подтверждает особую значимость его гениального научно-технического творчества, а с другой - это дань уважения и признания заслуг гениального конструктора поколением наследников.

В последние годы нами были проведены исследования научно-технических и проектно-конструкторских материалов, публикаций, натуральных изделий и демонстрационных моделей периода с 1944 по 1984 год, а также биографических материалов В.Н. Челомея для освещения посредством музейно-выставочных средств истории и содержания разработок ракетно-космической техники, выполненных под его руководством.

Результаты научно-исследовательской работы использованы:

1. В разработке Концепции создания Музейного комплекса ОАО «ВПК «НПО машиностроения», в т. ч.:
 - музея истории и достижения предприятия;
 - мемориального кабинета-музея В.Н. Челомея.
2. В подготовке экспонатов и сопутствующих материалов для Музейного комплекса предприятия и музеев гг. Москвы (в музее МГТУ им. Н.Э. Баумана), Реутова (в музейно-выставочном центре - бывшем краеведческом музее), Сафонова, Оренбурга.
3. В подготовке экспонатов и сопутствующих материалов для временных выставок в музеях РФ и СНГ:
 - Мемориальном музее космонавтики и Музее авиации и космонавтики г. Москвы;
 - Музее истории космонавтики им. К.Э. Циолковского в г. Калуге;
 - Музее авиации и космонавтики и школе № 10 в г. Полтаве.
4. В выпуске информационного справочника Ассоциации музеев космонавтики России «Космонавтика в музеях России».
5. В проведении экскурсий в музее ОАО «ВПК «НПО машиностроения» представителей предприятий, студентов ВУЗов, учеников школ и лицеев гг. Москвы, Реутова, Балашихи, Железнодорожного и др.

Большой объём исторических фотографий разработок и испытанных изделий, которые легли в основу музейной деятельности, переведен в электронный формат.

В.А. Поляченко

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

7.8.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТВОРЧЕСКИХ ИДЕЙ И НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО НАСЛЕДИЯ ГЕНЕРАЛЬНОГО КОНСТРУКТОРА АКАДЕМИКА В.Н. ЧЕЛОМЕЯ

В связи с приближающимся 100-летием со дня рождения выдающегося ученого и конструктора Владимира Николаевича Челомея еще более актуальными становятся исследования его творческих идей и научно-технического наследия. Эти работы проводятся как дань уважения и признания его заслуг, а также в целях подтверждения исторической состоятельности и высокого научно-технического потенциала основанного им предприятия.

В последние годы нами были проведены исследования научно-технических и проектно-конструкторских материалов, архивных документов и публикаций, натуральных изделий и демонстрационных моделей для освещения истории и содержания разработок ракетной и ракетно-космической техники, выполненных под руководством В.Н. Челомея. Работа проводилась для решения следующих задач:

1. Подготовка материалов для издания серии книг о развитии отечественной ракетно-космической науки и техники, биографических книги и альбома, посвященных В.Н. Челомею;
2. Подготовка докладов на научных конференциях;
3. Публикация статей в сборниках трудов научно-исследовательских и образовательных организаций, в печатных и электронных СМИ;
4. Чтение лекций, проведение семинаров и экскурсий в образовательных процессах ВУЗов, школ и лицеев Москвы, г. Реутова, г. Балашихи;
5. Подготовка экспозиций для Музейного комплекса предприятия, а также для музеев и выставок в РФ.

В процессе работы подверглись изучению архивные документы Генерального конструктора и руководства завода № 51/ОКБ-52/ЦКБМ/НПО машиностроения за период 1945 – 1984 гг., архивные документы Минавиапрома, Госкомитета по авиатехнике и Минобщемаша СССР, касающиеся тематических работ предприятия.

Основной массив исторических фотографий переведен в электронный формат и образует электронный архив.

Этапы становления Владимира Николаевича Челомея как конструктора, ученого и общественного деятеля иллюстрируют подготов-

ленные стенды. В сжатой форме на них отражены его детство и юность, начало научной и инженерной деятельности, его огромный вклад в дело укрепления обороноспособности нашей страны, признание его заслуг политическим руководством, научным обществом, учениками и соратниками.

Результаты исследований лежат в основе отраслевых и корпоративных научно-технических изданий, используются в докладах на научных конференциях и в образовательных процессах, в экспозициях музеев Москвы, Реутова и др., в документальных фильмах, освещающих историю и достижения Владимира Николаевича Челомея и возглавляемого им коллектива сотрудников. Это способствует пополнению портфеля заказов, а также привлечению молодых научных и инженерных кадров для работы на предприятии.

Д.К. Аксаментов, Л.А. Бондаренко, А.В. Матросов
г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

7.9.

ТВОРЧЕСКАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ ГЕНЕРАЛЬНОГО КОНСТРУКТОРА В.Н. ЧЕЛОМЕЯ.

Процесс ознакомления с творчеством выдающихся ученых всегда не прост. А с творчеством ученых, работавших над обороноспособностью страны, вдвойне труден, так как многочисленные изобретения даже 50-х годов 20-го века до сих пор остаются засекреченными. В год 100-летия со дня рождения В.Н. Челомея руководством ОАО «ВПК «НПО машиностроения» была поставлена задача изучить творческое наследие В.Н. Челомея и попытаться сделать все возможное для того, чтобы творческий путь и великие мысли этого гениального изобретателя стали достоянием общественности.

В результате изучения архивов предприятия оказалось, что более ста заявок были поданы В.Н. Челомеем лично и в сотрудничестве с другими авторами. Количество соавторов (около 150) из различных предприятий и ведомств просто поражает. Из них на 68 заявок были выданы авторские свидетельства, и есть ощущение, что это не окончательная цифра.

В результате анализа заявок выяснилось удивительная разносторонность Владимира Николаевича. Между тремя основными направлениями фирмы заявки распределились практически поровну.

Изучение этих изобретений и даже заявок на изобретения станет данью уважения к творчеству великого ученого и одного из творцов

обороноспособности нашей страны в годы «Холодной войны». Ведь одно только изобретение «крылатой ракеты с раскрывающимся в полете крылом» и воплощение данного изобретения в жизнь всего за три с половиной года позволили к началу 1960-х годов разместить на ПЛ до 90 пусковых установок с КР с ядерным зарядом. Именно это изобретение ввиду недостаточной еще развитости баллистических ракет позволило создать асимметричный ответ силам НАТО.

С годами творческая активность В.Н. Челомея резко прибавляла в своем развитии. Пик подач заявок пришелся на 80-е годы, и остается только сожалеть, что нелепая кончина оборвала жизнь гениального конструктора, талантливого изобретателя и выдающегося ученого.

В отечественной, да и в мировой истории развития ракетостроения другого такого примера личности по разнообразию талантливых решений и конкретных предложений по созданию новых летательных аппаратов, на наш взгляд, найти невозможно.

В.А. Грибков

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

7.10.

**О НЕКОТОРЫХ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ РАБОТАХ
СТУДЕНТОВ КАФЕДРЫ «АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ»
МГТУ им. Н.Э. БАУМАНА**

Инженерная школа академика В.Н. Челомея известна выдающимися достижениями в ракетно-космической технике, созданием летательных аппаратов, опережающих свое время.

Студенты кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана, кафедры, основанной академиком В.Н. Челомеем, с огромным интересом знакомятся с этой техникой.

Кафедра «Аэрокосмические системы», оснащена уникальными натурными образцами и конструктивно подобными моделями летательных аппаратов, созданными в проектной организации, руководимой до 1984 г. В.Н. Челомеем, (ныне известной как «ВПК «НПО машиностроения»). Многие объекты, полученные кафедрой от «НПО машиностроения» активно используются в учебном процессе при подготовке специалистов по ракетно-космической технике на факультетах «Специальное машиностроение» и «Аэрокосмическом».

В презентации представлены образцы техники, используемой, главным образом, при освоении студентами разделов дисциплин «Проектирование аэрокосмических систем», «Гидроаэроупругость аэрокос-

мических систем», «Конструирование корпусов и агрегатов летательных аппаратов». Приведены некоторые экспериментальные результаты, полученные студентами кафедры при выполнении курсовых и дипломных проектов, курсовых научно-исследовательских работ студентов с использованием моделей аппаратов, созданных на «ВПК «НПО машиностроения».

Описана недавно созданная установка для частотных испытаний баковых конструкций с жидкостью. Для модели реального бака летательного аппарата расчетным и экспериментальным путем получены динамические характеристики жидкого топлива, частично заполняющего бак.

Проанализированы динамические свойства двубаковой оболочечной тонкостенной модели – сегмента ракеты на жидком топливе. Результаты расчетов, выполненные с использованием нескольких подходов, в том числе с применением пакетов MSC.NASTRAN и ANSYS, а также по кафедральной численной методике расчета тонкостенных баковых конструкций, получили экспериментальное подтверждение.

Представлены результаты экспериментальных исследований нескольких моделей на системе вибрационных испытаний «Data Physics» с управлением от ПК. В частности, проанализированы динамические свойства нескольких составных моделей элементов конструкций летательных аппаратов.

В докладе наряду с материалами экспериментальных исследований объектов ракетно-космической техники приведены некоторые результаты исследования динамики систем с парадоксальными свойствами из известной публикации академика В.Н. Челомея за 1983 г. В этих исследованиях в разные годы принимали участие студенты кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Е.Н. Иванова

г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

7.11.

СОЦИАЛЬНО-ПСИХОЛОГИЧЕСКИЕ ФАКТОРЫ АДАПТАЦИИ МОЛОДЫХ СПЕЦИАЛИСТОВ НА ПРЕДПРИЯТИИ

В статье приводятся результаты эмпирического исследования социально-психологических факторов адаптации молодых специалистов на предприятии. На основе анкетирования и других методов обнаружен

ряд компонентов профессиональной адаптации. Отражена доля влияния факторов на решение продолжить карьеру. Обозначена задача психологической помощи сотрудникам в решении вопросов, связанных с профессиональной адаптацией и личностным ростом.

И.А. Савин

Набережночелнинский филиал ФГБОУ ВПО «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ»
(г. Набережные Челны)

7.12.

МАШИНОСТРОИТЕЛЬНЫЙ ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫЙ КЛАСТЕР. ИННОВАЦИОННЫЙ ПОДХОД К ПОДГОТОВКЕ ИНЖЕНЕРОВ

Роль инженеров в современном мире становится все более и более значимой. При этом современный инженер в своей деятельности должен решать целую совокупность взаимосвязанных технических, социальных и экономических задач. Для этого современные инженеры должны быть в состоянии не только решать обычные технические задачи, но и быть способными к инновациям, разбираться в бизнес-процессах в рамках инженерной деятельности, обладать коммуникативными и лидерскими качествами, способностью адаптироваться к изменяющимся условиям.

В настоящее время сложилась такая ситуация, когда рынок труда и образовательные учреждения зачастую не в состоянии согласовывать возможности профессионального образования и потребности производства. Это несогласованность достаточно ярко проявляется в несоответствии объемов, структуры и содержания образовательного процесса подготовки инженеров и требований, предъявляемым работодателями в области высокотехнологичных производств.

Говоря в 2011 г. на III съезде Общероссийской общественной организации Союз машиностроителей России о стратегических задачах отрасли, в том числе и в сфере подготовки кадров, Владимир Путин особо отметил проект ОАО «КАМАЗ» и филиала КГТУ в Набережных Челнах, существовавший к тому времени уже около трех лет: «Например, на базе филиала Казанского государственного технического университета в Набережных Челнах создан образовательный кластер совместно с КАМАЗом. Учреждения начального, среднего и высшего профобразования объединены в единую систему. Студенты филиала одновременно с обучением в вузе трудятся на разных рабочих местах и

должностях на самом предприятии, которое выплачивает студентам дополнительную стипендию и заключает с ними договор о трудоустройстве по окончании обучения в высшем учебном заведении» [1].

ЛИТЕРАТУРА

1. Путин оценил образовательный проект КАМАЗа и КГТУ им. Туполева [Электронный ресурс] //TatCenter.ru: интернет-портал. URL:<http://info.tatcenter.ru/article/100582/> (Дата обращения: 20.04.2014).

О.М. Щербакова

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

7.13.

ГУМАНИТАРНАЯ СОСТАВЛЯЮЩАЯ ИНЖЕНЕРНОГО ОБРАЗОВАНИЯ

Проблема, вынесенная в заголовок, не сводится сегодня к преподаванию традиционных гуманитарных наук в вузе. Она – гораздо шире, так как речь идет о решении задачи приобщения студенчества к богатству науки и культуры, которое транслируется через высшее образование. В своем составе она имеет три части.

Во-первых, освоение студентами гуманитарных дисциплин, входящих в программу той или иной специальности или направления подготовки;

Во-вторых, гуманитаризация преподавания профильных дисциплин, без изучения которых не может состояться специалист и бакалавр.

В-третьих, совершенствование форм приобщения студента к различным видам самостоятельного творчества.

Общество вправе ожидать, что система высшего инженерного образования будет формировать специалистов, имеющих профессиональное мышление, в основе которого находится гуманитарное понимание того, что результаты инженерной деятельности могут быть небезопасны для окружающих. Большинство специалистов видит необходимость ухода от технократизма в инженерном образовании. Выход видится в создании гуманитарной среды в вузе.

Гуманитарная среда – это комплекс мер: профессиональных, организационных, педагогических, психологических, правовых. В совокупности они представляют собой объединение разнообразных средств, технологий, методик, факторов, и условий, способствующих формированию и развитию личности. Гуманитарная образовательная среда

необходима для духовного, интеллектуального развития студентов, формирования их творческого потенциала. Гуманитарная среда пробуждает личность к интеллектуальным поискам, порождает понимание своих собственных целей и задач, равно как и желание делиться информацией с другими, участвовать в обмене знаниями и достижениями на уровне мировой науки.

На современном этапе возрастает значимость интеграции технологического и гуманитарного подходов. Структура гуманитарной среды вполне определенная: гуманитарная среда учебного занятия, гуманитарная среда факультета, гуманитарная среда на уровне вуза. Те, кто на современном этапе стремится создать университет мирового уровня, понимает, что следует развивать свою образовательную среду как гуманитарную. Только так можно добиться успеха.

В данной работе проанализирована система профессиональной подготовки на Аэрокосмическом факультете МГТУ им. Н.Э. Баумана. Обучение и воспитание профессионалов на протяжении почти тридцати лет позволяет рассматривать имеющиеся результаты как серьезный образовательный опыт, который может быть рекомендован коллегам. Существующая здесь образовательная среда подлинно гуманитарная, именно это помогает большинству выпускников состояться в профессии.

А.Г. Корнеева

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

7.14.

ПАРАЛЛЕЛИ

Что могут дать нового Начертательная геометрия и Инженерная графика, предметы, которые преподаются в нашем университете с 1830 года, когда университет был еще ремесленным училищем. Старые науки сегодня имеют явный современный окрас. Интернациональные, не знающие языковых барьеров, лаконичные, имеющие четкую передачу информации о пространственных формах окружающего нас мира – это о наших дисциплинах. Ученому-геометру А.А. Рынину (1877-1942 гг.) принадлежат замечательные слова: *Начертательная геометрия по своему характеру и методам занимает особенное положение среди других наук. Она стоит на границе между областью точных наук и областью фантазии. Прилагая к ней законы математики и геометрии можно достичь великих открытий, польза которых для человечества будет велика. Она является наивысшим средством для развития той таинственной и

мало поддающейся изучению точными науками способности человеческого духа, которая зовется воображением и которая является ступенью к другой царственной способности – фантазии.*

В конце девятнадцатого века весь инженерный мир потряс так называемый *Русский метод обучения*. На всемирной выставке в Париже училищу была присвоена высшая награда за выдающуюся постановку машиностроительного проектирования. На выставке были представлены графические работы студентов по черчению и рисованию, некоторые из которых выполнялись на месте. Опыт тех лет используется в нашей работе до сих пор.

Целью преподавания дисциплин является задача развития пространственного представления и воображения, конструкторско – геометрического мышления, развитие способностей к анализу и синтезу пространственных форм и отношений на основе графических моделей пространства, реализуемых в виде чертежей конкретных пространственных объектов и зависимостей.

В 1987 году на базе НПО МАШИНОСТРОЕНИЯ был создан новый факультет МГТУ им. Н.Э. Баумана. С первых дней функционирования факультета здесь преподавались начертательная геометрия и инженерная графика. Идеи, которые были заложены при создании факультета, были осуществлены и на наших дисциплинах. Погружение студентов, буквально, с первого семестра в инженерную среду предприятия позволяет им решать, как учебные задачи, так и задачи будущей профессиональной деятельности, что позволяет значительно сократить время их адаптации, как специалистов. Наша кафедра ведет занятия на первом и втором курсах. Самые молодые студенты, которых надо не просто научить чему-то, а многих надо просто научить учиться, дать базовые теоретические и практические знания для дальнейшего обучения. Одной из особенностей преподавания наших дисциплин является практическая помощь НПО Машиностроения. Пятьдесят процентов наших заданий получены из цехов и отделов объединения. Нам предоставили отдельные детали и сборочные единицы, которые были сняты с различных стендов. Студенты факультета принимали активное участие в разборе, и даже очищении от грязи различных изделий, предоставленных специалистами НПО, которые работают с нами. Такая *грязная работа* очень помогла работе наших студентов, именно эти выпуски дали максимальный процент работников и руководителей проектных и конструкторских отделов в дальнейшем. Работа по эскизированию деталей и сборочных единиц имеет большое значение для подготовки будущих конструкторов, в дальнейшем они получают возможность изготовления опытных образцов различных изделий. Эскизирование реально используемых

деталей дает возможность установить их рабочее положение, геометрическую форму, то есть такая работа связана непосредственно с возможностью применения графических компьютерных программ для создания 3D моделей и выполнения чертежей деталей по современным стандартам. При создании чертежей таким способом студенты могут определить характер перемещения деталей в подвижных соединениях, способы фиксации деталей в крепежных и других соединениях, конструкции устройств для смазки и герметизации элементов изделия, что очень важно для их дальнейшего обучения на кафедре Деталей Машин. Премущественность обучения, то чем всегда отличался наш университет, на практике осуществляется сейчас на Аэрокосмическом факультете, и, в частности на нашей кафедре.

НПО Машиностроения всегда шло навстречу нашим нуждам, и нуждам наших студентов, предоставив, например, машинные залы и отличные компьютеры, которыми было обеспечено космическое объединение, для работы наших студентов. Это было проведено ранее остальных факультетов. Были задействованы специалисты предприятия, владеющие популярными, используемыми на практике графическими программами. На АКФ студентам первыми разрешили выполнять чертежи с использованием этих программ. Лабораторные работы по машинной графике проводились в Реутове с 1995 года, студенты вливались в коллектив объединения в конструкторские отделы без дополнительного обучения, их знания использовались и используются при разработке реальных проектов. Программы, которыми пользуются наши студенты (Компас, AUTOKAD, INVENTOR, Solid works – различных модификаций) для современного инженера – необходимость. Они значительно убыстряют работу по инженерной графике, готовят их к выполнению курсовых работ и проектов. В последнее время многие студенты имеют возможность приносить в аудиторию ноутбуки и работать на них. Я совершенно точно могу сказать, что работа в аудитории позволяет лучше контролировать самостоятельную работу таких студентов, они многое узнают при этом, как по инженерной графике, так и по конкретным графическим программам. Продуктивно используется время ожидания консультации преподавателя. Особенно это актуально при так называемой контролируемой самостоятельной работе (КСР). Введение КСР значительно улучшило работу, позволяя видеть, кто как может работать и работает. КСР особенно актуальна для одного из самых трудоемких процессов – черчения. Многие по своему опыту обучения в МГТУ им. Н.Э. Баумана это хорошо помнят.

Еще одна важная особенность работы на факультете – это то, что мы работаем с одним контингентом студентов на протяжении четырех

семестров. Это тоже немаловажное преимущество факультета. Можно спросить то, что спрашивала ранее, без отказа – а нам этого не говорили. Работа в таком ключе благотворно сказывается на процессе обучения наших дисциплин, именно так начинается преемственность обучения, к сожалению, из-за чисто технических проблем, это невозможно осуществить в самом университете, где каждый семестр студенты попадают к разным преподавателям со своим подходом к обучению, что не всегда имеет положительный результат.

Качество конструкторских и проектных работ в значительной мере зависит от базовых знаний и умений, полученных на первом и втором курсах нашей кафедры. Студенты *погружаются* в инженерную среду разработчиков наукоемких систем. И это начинается с первого семестра. Одной из особенностей нашей работы на факультете являются индивидуальные консультации студентов на семинарах. Такую работу вести, конечно, сложнее, но она дает свои результаты. Индивидуальные вопросы, которые конкретизируют тему, заинтересовывают многих студентов. Естественно, сначала отвечает один, если неправильно, то отвечает другой, подхватывая эстафету, и таким образом, приходим к истине. Задействуется почти вся группа.

При подготовке к занятиям, подготавливаются вопросы, интересно сформулированные, например, дается несколько примеров, где надо определить, какие ошибки имеются в чертежах, определениях, обозначениях. Студенты с удовольствием ищут ошибки, закрепляя полученные знания. Иногда приходится задавать вопросы с некоторой долей юмора, так как ребятам всего по 16, 17 лет, они устают. Необходимо дать возможность расслабиться, не теряя время обучения.

Взаимодействие различных кафедр и НПО Машиностроения помогает основной идее факультета – теория и практика вместе. Анализ опыта работы на АКФ ясно показывает, что предложенная академиком Челомеем В.Н. система образования, развитая впоследствии руководством факультета, сочетания непрерывной научной практики с учебой, дает положительные результаты в курсах преподавания начертательной геометрии и инженерной графики. Преемственность обучения всегда отличала наш университет, даже когда он был еще училищем. Идеи создания подобного факультета и его функционирования, работа нашей кафедры и нас, это и есть доказательство того, что подобные учебные образования очень нужны. Более тысячи трехсот наших выпускников работают в различных организациях, но особенно много работают на НПО Машиностроения, и особенно приятно то, что большинство работают и руководят конструкторскими и проектными отделами объедине-

ния, в этом есть и моя заслуга, и заслуга тех, кто работал и работает на Аэрокосмическом факультете.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ровесники училища. *Бауманец* №51 1980 г., Г. Бодрашова, А. Корнеева, Г. Шаумян
2. Аэрокосмический факультет, Симоньянц Р.П.
3. В поисках начала, С.А. Фролов, М.В. Покровская, 1985 г.
4. Московское высшее техническое училище, В.И. Прокофьев, 1955 г.

И.В. Ружавинская

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

7.15.

О ПРОБЛЕМАХ ГУМАНИТАРНОЙ ПОДГОТОВКИ СТУДЕНТОВ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ УНИВЕРСИТЕТОВ В ИНФОРМАЦИОННОМ ОБЩЕСТВЕ

Социогуманитарное образование является частью фундаментальной подготовки инженера, обеспечивающей формирование не только профессионализма и компетентности, но и личностного развития технической элиты, и в образовательном, и в воспитательном аспектах.

В рамках концепции гуманизации образования неоднократно подчеркивалась необходимость интегративного подхода, объединяющих, но не суммативных позиций при формировании целостной картины мира.

Необходимо учитывать то, что, во-первых, образование всегда отражает социально-культурные особенности современной эпохи, во-вторых, учащийся не просто выступает как объект и субъект обучения, но является носителем сложившейся культуры, определяющей не только его ценностные приоритеты, но также тип мышления и конфигурацию социального взаимодействия.

В условиях постиндустриального общества происходит глубокая трансформация культуры. Важнейшим культуробразующим фактором становится *информация*, которая играет роль поставы, под властью которого человек «может исследовать и разрабатывать только вещи, раскрытые по образу поставы, все измеряя его мерой» (М.Хайдеггер).

Формируется не соответствующая выше обозначенным требованиям целостности, эклектичная, неустойчивая, децентрированная, не-

определенная *ризомная модель мира* (терминология Ж. Делеза и Ф. Гваттари

Механизмы мышления человека информационного общества сводятся к партикуляристскому бесконечному освоению различных типов информации (в том числе научной), не дают учащемуся повода к углублению, к подлинной саморефлексии, не предполагают прихода человека к определенному мировоззренческому и аксиологическому результату. Мифологема о равенстве всех истин порождает феномен, получивший в культурологии название *«расщепленный субъект постмодернизма»*, детерминирующий постмодернистские установки на толерантность, индифферентность и конформизм. Человек легко становится объектом манипулирования, чему способствуют процессы варваризации и виртуализации культуры в условиях технической цивилизации.

В социогуманитарных науках постмодернистские тенденции приводят к отказу от единой концепции социокультурного развития.

Постмодернистская эстетика не только деформирует классическое понимание творчества, но и делает невозможным проникновение в его подлинные смыслы. Приходится констатировать разрыв в культурной преемственности, утрату подавляющей частью российской молодежи ядра культуры, носителем которого является Традиция. Обретение утраченного глубинного измерения культуры, без которого невозможно формирование этических регулятивов, требует большого труда и напряжения духовных сил.

Учитывая все вышеизложенное, необходимо пересмотреть подходы к гуманитарному образованию.

В.В. Воробьев

г. Москва, Городской методический центр
Департамента образования города Москвы

7.16.

ПЕРВЫЕ СТУПЕНИ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБРАЗОВАНИЯ

Особенностью данного материала является то, что это размышления – выпускника ещё МВТУ им. Н.Э. Баумана, проработавшего пять лет в промышленности и двадцать в средней и высшей школе, следовательно, человека, имеющего представление о технике, технологии, организации производства и организации учебного процесса ...

Образование начинается в детстве, с вопроса взрослых: «Кем ты хочешь быть?».

Со временем ответы на этот вопрос меняются. Мой окончательный ответ на этот вопрос, данный мной, в конце седьмого класса ока-

зался не связанным с какой-либо специальностью. Глядя на окружающих меня взрослых, живущих довольно активно (я бы даже сказал - динамично), ответил себе: «Я хочу пройти ШКОЛУ!». Сегодня выглядит довольно символично то, что между последним школьным экзаменом и днём получения аттестата о получении среднего образования я с родителями посетил дом-музей С.П. Королёва в Останкине...

Первый вопрос, с который мне был задан – с собой-ли у меня паспорт? Тогда ещё гражданина СССР. Если сегодня ВУЗ может относиться к вопросу гражданства мягко, то серьёзная промышленная корпорация, имеющая и свою внутреннюю культуру, и долгосрочные интересы, связанные с конкретным сотрудником, для решения государственных задач, не обратит внимание на данный вопрос не может...

Гражданство – это только владение соответствующим документом? А знание истории государственной символики [1], истории и культуры Отечества должны быть у гражданина? ...

Особую важность представляет знание родного русского языка, как для гражданина, так и для профессионала... [2].

Хотя наша задача, сегодня поговорить о том, как готовить инженеров. Мы должны понимать, что обучаем естественнонаучным и техническим дисциплинам человека. Человек многогранен. Перечислим поверхностно лишь некоторые стороны:

- биологический организм (анатомия и физиология),
- душевная (психологическая, элементы психиатрия),
- духовная (ценностные ориентиры, самообладание),
- культуры (знание отечественной культуры и традиций, и умение согласовывать свою жизнь, с этими традициями),
- социально-общественная (умение понимать, в том числе, государственные и корпоративные интересы, уметь их отстаивать).

Оставим первый пункт медицинским работникам.

Остальное – это области в, которых «работает» образование и педагогика. Не будем противопоставлять цели и задачи серьёзной корпорации и ВУЗа. Однако, я за основу задач, перед выпускниками школы выдвинул бы задачи предприятия. Обширность и концентрация требований жизни к предприятию мне видится значительно выше.

Инженер и особенно руководитель для решения задач должны обладать человеческой зрелостью (то, что описывает доктор медицинских наук, профессор, директор Института нервно-психических заболеваний имени П.Б. Ганнушкина Д.Е. Мелихов [3], он пишет о единстве душевного и духовного в человеке).

Новую сферу, связанную с безопасностью государства, предприятия, человека описывает в своей книге А.И. Хвыля-Олиентер, кандидат

юридических наук, полковник внутренней службы, несколько лет он занимал должность заместителя начальника Главного информационного центра МВД РФ. Андрей Игоревич показывает значимость новой проблемы для государства общества и предприятий [4]. Он даёт ответ для решения ряда проблем, появляющихся при отсутствии духовно-нравственного воспитания учащихся и сотрудников учреждений (предприятий, ВУЗов, школы и т.д.).

Многообразие и сложность мира показана в книге Владика Сумбатовича Нерсесянца, доктора юридических наук, профессора, академика РАН [5]. Культурно-религиозные корни – основа формирования и жизни государственных структур (а для нас важно: и для производственных корпораций) не только в далёком прошлом, но и в мире сегодняшнем. Предприятию, желающему работать на мировом рынке, необходимо учитывать культуру и традиции партнёров. Для сохранения стабильности в корпорации надо знать свою государствообразующую культуру.

Вопросы, которые я сейчас обозначаю, необходимо освещать не только в курсе высшей школы, с ними надо начинать знакомить школьников. Иначе в ВУЗе их будут ждать большие неожиданности, с которыми выпускники школ не будут справляться.

Несколько слов надо посвятить подготовке учителей. То, что их готовят преподавать конкретную науку – само по себе неплохо. В действительности выпускники школ (даже ВУЗов) чаще всего на рабочем месте занимаются приложениями, изученных дисциплин. Любой учитель, особенно учитель естественно-научных направлений, должен быть знаком с техническими достижениями своей страны. Иначе школа будет отставать на 50-70 лет.

Ответы на вопрос: «Каким должно быть образование?», во многом есть у наших предков. В мои годы учёбы в МВТУ нас – студентов первокурсников водили в музей училища. Здесь в музее звучали слова о Русской системе образования, о сплаве науки, производства и образования, звучали имена Н.Е. Жуковского, создавшего первый систематический курс физики, Д.И. Менделеева – члена Попечительского совета Императорского московского технического училища...

Многие университеты Европы и Соединённых штатов (примерно 25) взяли на вооружение учебные программы Императорского училища.

Обратиться к наследию Д.И. Менделеева [6]. В своих работах «Об образовании, преимущественно высшем», «О подготовке учителей и профессоров»...

Имея генетические корни с традиционной системой образования хотелось бы поделиться опытом работы в современных условиях... и высказать некоторые предложения, пожелания...

ЛИТЕРАТУРА

1. Г.В. Вилинбахов, Т.Б. Вилинбахова Святой Георгий Победоносец. (Образ Георгия Победоносца в России). – СПб.: Искусство-СПб, 1995 – 160 с.
2. А.С. Шишков Славянорусский корнеслов. (язык наш – древо жизни на земле и отец наречий иных), 4-е издание – СПб.: Фонд славянской письменности и культуры, 2009. – 416 с.
3. Психиатрия и актуальные проблемы духовной жизни. Сборник статей памяти Д.Е. Мелехова. – М.: Православно-христианский институт, 2011. – 168 с.
4. А.И. Хвыля-Олиентер Духовная безопасность и духовное здоровье человека. Семьи. Общества. – М.: Дар, 2008. – 640 с.
5. В.С. Нерсисянц История политических и правовых учений: учебник, В.С. Нерсисянц. – М.: Норма: ИНФРА-М, 4-е издание, 2012. - 704 с.
6. Д.И. Менделеев Заветные мысли. Полное издание (впервые после 1905 г.) – М.: Мысль, 1995. – 413 [2] с.

Т.И. Маслова

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

7.17.

ФОРМИРОВАНИЕ ПРОФЕССИОНАЛЬНОЙ МОБИЛЬНОСТИ БУДУЩИХ ИНЖЕНЕРОВ В СОВРЕМЕННОМ ТЕХНИЧЕСКОМ ВУЗЕ

Профессиональная мобильность представляет собой один из компонентов культуры будущего инженера.

Понятие «профессиональная мобильность» определяется как способность и готовность личности достаточно быстро и успешно овладеть новой техникой и технологией, приобретать недостающие знания и умения, обеспечивающие эффективность новой профессиональной деятельности. [1]. Профессиональная мобильность рассматривается учеными и как качество личности, и как процесс, т.е. имеет двусторонний характер. [2]. Человек может быть мобильным, если он обладает определенными личностными и профессиональными качествами, но его мобильность может проявляться только в деятельности.

Сегодня с развитием информационных технологий содержание инженерно-технической деятельности обогащается новыми функциями и приобретает новое значение. Специалисты больше не концентрируются на одной профессии, они стремятся овладеть наибольшим числом

разнообразных знаний, умений и навыков. Возрастает потребность в профессиональной мобильности инженеров, усиливаются требования к их профессиональной компетенции. [3]. Возникает необходимость профессиональной подготовки инженеров, ориентированных в смежных областях профессиональной деятельности, способных к эффективной работе на уровне мировых стандартов.

В современном техническом вузе студенты наряду с глубокими профессиональными знаниями получают фундаментальную подготовку в естественнонаучных, общинженерных, социально-экономических и гуманитарных областях знаний. Инженерное образование должно не только включать специальную подготовку, но и участвовать в формировании личности, прививая ей гражданские качества. Изучение гуманитарных дисциплин в технических вузах необходимо рассматривать одним из главных факторов формирования профессиональной мобильности будущих инженеров. В России созданы предпосылки для признания идеи «гуманитаризации» инженерного образования.

Владение иностранным языком способствует повышению уровня профессиональной компетенции специалиста. Студентам высших технических учебных заведений необходимо приобрести такой уровень иноязычной профессиональной компетентности, который позволил бы им пользоваться иностранным языком в качестве дополнительного средства повышения своей квалификации, формирования профессиональной мобильности инженера. [3].

Выпускник технического вуза должен уметь творчески использовать в своей профессиональной деятельности полученные в вузе знания, испытывать потребность в их совершенствовании, быть способным к инновационной деятельности, отличаться воспитанностью, высоким уровнем культуры, сформированностью мотивов деятельности. [8].

В настоящее время наполняется новым смыслом понятие «непрерывное образование». Стремление к постоянному повышению профессиональной квалификации становится актуальной задачей образования. Уровень профессиональной мобильности будет все более определяющим в развитии современного производства.

ЛИТЕРАТУРА

1. Большой толковый социологический словарь / сост. Д. Джерри, Дж. Джерри. - Т.2. - М., 1999. - 588 с.
2. Бородулина А. Профессиональная мобильность как фактор профессиональной успешности специалиста <http://nsportal.ru/ap/ap/drugoe/professionalnaya-mobilnost-kak-faktor-professionalnoy-uspeshnosti-spetsilista> (Дата обращения - 27.04.2014)

3. Каплина, С.Е. Концептуальные и технологические основы формирования профессиональной мобильности будущих инженеров в процессе изучения гуманитарных дисциплин: автореф. дис. д-ра пед. наук: 13.00.08 – Чебоксары, 2008.
4. Мерзлякова Н.С. Моделирование профессионально-ориентированных ситуаций в процессе формирования профессиональной мобильности. www.sworld.com.ua/konfer33/577 (Дата обращения - 25.04.2014)
5. Мерзлякова Н.С. Организационно-педагогические условия формирования профессиональной мобильности будущего инженера <http://e-koncept.ru/2013/53042.htm?doa> (Дата обращения - 29.04.2014)
6. Сорокин П. А. Человек. Цивилизация. Общество / пер с англ. -М.: Политиздат, 1992. - 543 с.
7. Фиговский О. Инженер - профессия будущего <http://opes.ru/1356129.html> (Дата обращения - 24.04.2014)
8. Фугелова Т. А. Профессиональная мобильность выпускника технического вуза и перспективные ориентиры ее развития. <http://cyberleninka.ru/article/n/professionalnaya-mobilnost-vypusknika-tehnicheskogo-vuza-i-perspektivnye-orientiry-ee-razvitiya> (Дата обращения - 28.04.2014)

Т.Ю. Цибизова

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

7.18.

НАУЧНЫЕ ПОДХОДЫ К ОРГАНИЗАЦИИ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ОБУЧАЮЩИХСЯ

В различные исторические периоды развития цивилизации имели место разные типы форм организации человеческой деятельности, называемые организационной культурой: традиционная, корпоративно-ремесленная, профессиональная (научная). На современном этапе, характеризуемом как постиндустриальный, формируется проектно-технологический тип организационной культуры. Отсюда возрастает роль исследовательской деятельности обучающихся в системе непрерывного образования как важнейшего фактора подготовки высококвалифицированных кадров.

Ведь именно умения исследовательской деятельности, владение способами, методами и технологиями ее осуществления обеспечивают подготовку специалистов нового поколения, способных и готовых к созданию и внедрению инноваций, направленных на опережающее развитие наукоемкого высокотехнологичного производства.

Из всего многообразия научных подходов наиболее значимыми для организации исследовательской деятельности в системе непрерывного образования являются следующие:

- *системный* – организация непрерывной исследовательской деятельности рассматривается нами как целостный комплекс взаимосвязанных элементов;
- *деятельностный* – предполагает формирование широкого спектра видов и форм исследовательской деятельности;
- *компетентностный* – служит формированию в процессе исследовательской деятельности необходимых компетенций, ориентированных на профессиональное поле деятельности;
- *индивидуально-личностный* – относится к развитию личностных качеств обучающихся, выявлению возможностей, стимулирующих самостановление, самоутверждение, самореализацию.

В.А. Грибков, А.О. Хохлов
г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

7.19.

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОДНОЙ ИЗ ДЕМОСТРАЦИОННЫХ
МОДЕЛЕЙ АКАДЕМИКА В.Н. ЧЕЛОМЕЯ В УЧЕБНОМ
ПРОЦЕССЕ НА КАФЕДРЕ «АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ»**
(стендовый доклад)

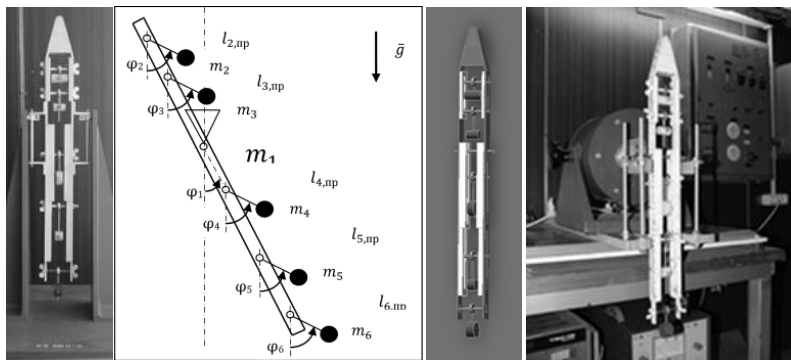
В докладе представлены результаты анализа маятниковой модели, использовавшейся в качестве демонстрационной, академиком В.Н. Челомеем при чтении лекций в МГТУ имени Н.Э. Баумана на основанной им кафедре «Аэрокосмические системы».

Малогобаритная металлическая модель двухступенчатой ракеты на жидком топливе, состоит из корпуса, подвешенного на шарнирной опоре (состоящей из двух горизонтальных цилиндрических полуосей), и системы маятников, моделирующих колебания жидкости в баках (см. рис.).

Четыре маятника моделируют колебания свободной поверхности жидкого топлива в отдельных баках ракеты, пятый (нижний) – формализует жидкостной ракетный двигатель.

Конструкция допускает изменение геометрических параметров модели. Возможно перемещение оси подвеса корпуса по вертикали. Оси подвеса маятников также могут перемещаться относительно корпуса. Массы маятников закреплены на стержневых элементах маятников вин-

тами, таким образом, и положение масс на стержневых элементах (длины маятников) может изменяться.



В рамках работы определены геометрические и физико-механические параметры системы. Выполнено моделирование объекта в среде трехмерного моделирования SolidWorks. С помощью SolidWorks и с использованием электронных весов найдены инерционные параметры элементов системы – корпуса и маятников. Уравнения движения модели получены с использованием системы компьютерной математики Mathematic. Рассчитаны собственные частоты и формы колебаний системы. Рассмотрены три варианта возбуждения колебаний и подвески модели, созданы три варианта экспериментальных установок для проведения частотных испытаний модели. Выбран вариант, обеспечивающий наиболее «чистое» возбуждение колебаний. Выполнен частотный эксперимент. Результаты эксперимента хорошо согласуются с расчетными данными.

* * *

СВЕДЕНИЯ О РУКОВОДИТЕЛЯХ СЕКЦИЙ

Секция 1.1.

Дергачёв Александр Анатольевич, д.т.н., профессор, первый зам. Ген. директора НПОМ;

Горяев Андрей Николаевич, зам. генерального конструктора НПОМ;

Аринчев Сергей Васильевич, д.т.н., профессор каф. СМ-2 МГУ;

Киселёв Виктор Михайлович, зам. Ген. директора НПОМ;

Секция 1.2.

Гришко Михаил Иванович, первый зам. Ген. директора НПОМ;

Зимин Владимир Николаевич, первый проректор-проректор по научной работе, д.т.н., профессор МГТУ;

Журавлёв Евгений Иванович, к.т.н., доцент каф. СМ-2 МГТУ;

Драгун Дмитрий Константинович, д.т.н., профессор;

Широков Павел Алексеевич, зам. ген. директора НПОМ;

Секция 1.3.

Куранов Евгений Геннадьевич, к.т.н., доцент, первый зам. нач. ЦКБМ НПОМ;

Реш Георгий Фридрихович, к.т.н., доцент, первый зам. нач. отделения НПОМ;

Маслов Александр Иванович, зам. руководителя службы качества по НИОКР, д.т.н., профессор НПОМ;

Эмри Игорь Осипович, академик Словении, профессор, зав. каф. Люблянского университета;

Резник Сергей Васильевич, зав. кафедрой СМ-13, д.т.н., проф. МГТУ

Секция 2.1.

Котенёв Владимир Пантелеевич, д.т.н., проф., нач. НИО НПОМ;

Димитриенко Юрий Иванович, д.ф.-м.н., профессор, зав. каф. ФН-11 МГТУ;

Горский Валерий Владимирович, д.т.н., проф., г.н.с. НПОМ;

Бушуев Александр Юрьевич, к.т.н., доцент каф. ФН-11 МГТУ

Секция 2.2.

Димитриенко Юрий Иванович, д.ф.-м.н., профессор, зав. каф. ФН-11 МГТУ;

Зарубин Владимир Степанович, д.т.н., профессор каф. ФН-2 МГТУ;

Апельцин Виктор Филиппович, к.ф.-м.н., доцент каф. ФН-11 МГТУ

Секция 2.3.

Калугин Владимир Тимофеевич, д.т.н., профессор, руководитель НУК
СМ МГТУ

Котенёв Владимир Пантелеевич, д.т.н., проф., нач. НИО НПОМ;

Бондаренко Леонид Александрович, к.ф.-м.н., доцент, в.н.с. НПОМ

Секция 3.

Мартынов Вячеслав Иванович, первый зам. Ген. директора НПОМ;

Скоробатюк Виктор Васильевич, зам. нач. ЦКБМ НПОМ.;

Сюзев Владимир Васильевич, д.т.н., проф., зав. каф. ИУ-6 МГТУ;

Тимофеев Валентин Викторович, к.т.н., доцент каф. ИУ-6 МГТУ

Секция 4.

Зимин Сергей Николаевич, зам. Ген. директора НПОМ;

Бурганский Аркадий Ильич, к.т.н., зам. Ген. конструктора НПОМ;

Прохорчук Юрий Алексеевич, к.ф.-м.н., доцент, зам. нач. ЦКБМ НПОМ;

Плавник Геннадий Гилярьевич, к.т.н., доцент, г.н.с. НПОМ;

Матвеев Валерий Александрович, д.т.н., профессор, руководитель
НУК ИУ МГТУ;

Микрин Евгений Анатольевич, академик РАН, д.т.н., профессор, зав.
каф. ИУ-1 МГТУ, первый зам. Ген. констр. РКК «Энергия» им.
С.П. Королева;

Пупков Константин Александрович, д.т.н., проф. каф. ИУ-1 МГТУ

Фомичев Алексей Викторович, к.т.н., доцент каф. ИУ-1 МГТУ;

Секция 5.1.

Хромушкин Анатолий Васильевич, к.т.н., доцент, первый зам. Ген.
директора НПОМ

Бобров Александр Викторович, нач. отделения НПОМ;

Тушев Олег Николаевич, д.т.н., проф., зам. зав. каф. СМ-2 МГТУ;

Демидов Владимир Иванович, к.т.н., доцент, нач. НИО НПОМ;

Секция 5.2.

Тушев Олег Николаевич, д.т.н., проф., зам. зав. каф. СМ-2 МГТУ;

Демидов Владимир Иванович, к.т.н., доцент, нач. НИО НПОМ;

Дмитриев Сергей Николаевич, к.т.н., доцент каф. СМ-2 МГТУ;

Кузнецов Олег Владимирович, д.т.н., профессор, нач. отдела «Корпо-
рация «Московский институт теплотехники»

Секция 5.3.

- Резник** Сергей Васильевич, зав. кафедрой СМ-13, д.т.н., проф. МГТУ
Эмри Игорь Осипович, академик Словении, профессор, зав. каф. Люблянского университета;
Думанский Александр Митрофанович, д.ф.-м.н., г.н.с. ИМ им. А.А. Благонравова РАН
Щеглов Георгий Александрович, д.т.н., доцент каф. СМ-2 МГТУ

Секция 6.

- Бунак** Валерий Александрович, к.э.н., доцент, зам. Ген. дир., нач. ФБК, НПОМ
Семаев Александр Наумович, первый зам. Ген. директора НПОМ;
Омельченко Ирина Николаевна, д.т.н., д.э.н., профессор, декан фак. ИБМ МГТУ;
Акопов Вячеслав Степанович, д.т.н., профессор, зав. каф. ИБМ-4 МГТУ

Секция 7.

- Падалкин** Борис Васильевич, к.т.н., первый проректор-проректор по учебной работе МГТУ;
Симоньянц Ростислав Петрович, к.т.н., доцент, декан фак. АК МГТУ
Багдасарьян Надежда Гегамовна, д. филос. наук, профессор МГТУ
Куранов Евгений Геннадьевич, к.т.н., доцент, первый зам. нач. ЦКБМ НПОМ;
Точилов Леонид Сергеевич, ученый к.т.н., секретарь НТС НПОМ;
Смирничевский Леонард Дмитриевич, к.т.н., нач. НИЦ истории НПОМ;
Щербакова Ольга Михайловна, к.ист.н., доцент каф. СГН-1 МГТУ

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ РАБОТ

*Московский государственный технический
университет имени Н.Э. Баумана*

<i>№ п/п</i>	<i>Ф.И.О.</i>		<i>Секция/№ доклада</i>
1.	Апельцин Виктор Филиппович	к.ф.-м.н., доцент каф. ФН-11	2.2.4
2.	Багдасарьян Надежда Гегамовна	д. филос. наук, профессор	7.2
3.	Барышников Юрий Николаевич	к.т.н., доцент каф. ФН-3	5.1.5
4.	Беленовская Юлия Владимировна	ассистент каф. ФН-11	2.2.5
5.	Беляев Александр Владимирович	к.т.н., доцент каф. СМ-2	5.1.1
6.	Блохина Анна Андреевна	Аэрокосмический факультет, студентка гр. АКЗ-121	2.3.12
7.	Богданов Илья Олегович	Аэрокосмический факультет, студент группы АКЗ-101	2.3.4
8.	Борохова Надежда Витальевна	к.т.н., доцент каф. ФН-3	5.1.2
9.	Бушуев Александр Юрьевич	к.т.н., доцент каф. ФН-11	2.1.10
10.	Ван Лицзе	аспирант	1.2.10
11.	Варенцов Вячеслав Витальевич	к.т.н., доцент каф. ФН-3	2.1.5

Сведения об авторах работ

12.	Велданов Владислав Антонович	к.т.н., доцент каф. СМ-4	5.2.7; 5.3.6
13.	Виноградов Юрий Иванович	д.т.н., профессор каф. СМ-2	2.3.7
14.	Власов Андрей Игоревич	к.т.н., доцент каф. ИУ-4	4.2
15.	Вязовых Максим Вячеславич	к.т.н., доцент каф. РЛ-2	1.2.12
16.	Гаврилова Мария Александровна	студентка гр. ИУ6-129	6.11
17.	Гелин Дмитрий Владиленич	зав. лабораторией каф. СМ-4	5.3.6
18.	Головков Александр Александрович	Аэрокосмический факультет, студент гр. АК5-101	3.14
19.	Грибков Владимир Арсеньевич	к.т.н. доцент каф. СМ-2	2.1.6; 7.10
20.	Димитриенко Юрий Иванович	зав. кафедрой, д.ф.-м.н., профессор каф. ФН-11	1.2.4; 2.2.1; 2.2.3; 2.2.5; 2.2.8; 2.2.9; 2.2.10; 2.3.2; 2.3.9
21.	Дмитриев Сергей Николаевич	к.т.н., доцент каф. СМ-2	5.1.4
22.	Донских Алексей Михайлович	аспирант	5.2.1
23.	Дорофеев Анатолий Александрович	к.т.н., д.п.н., профессор	7.1
24.	Дулин Владимир Евгеньевич	зав. лабораторией каф. СМ-4	5.1.7; 5.3.6

25.	Дьяченко Мария Ильинична	ассистент каф. ФН-3	1.1.11
26.	Ерёмин Олег Юрьевич	к.т.н., ассистент каф. ИУ-6	6.11
27.	Ермаков Андрей Васильевич	аспирант каф. СМ-2	5.3.10
28.	Журавлев Евгений Иванович	к.т.н., доцент, каф. СМ-2	1.2.14
29.	Заварзин Валерий Иванович	факультет ОЭ, декан, д.т.н., профессор	1.3.13
30.	Захаров Андрей Алексеевич	с.н.с., к.ф.-м.н., доцент каф. ФН-11	2.2.9; 2.3.2; 2.3.9
31.	Зимин Владимир Николаевич	Первый проректор - проректор по научной работе, с.н.с., д.т.н., профессор	1.2.2
32.	Иванова Галина Сергеевна	д.т.н., профессор каф. ИУ-6	3.13; 3.14
33.	Казаковцев Виктор Поликарпович	д.т.н., профессор каф. СМ-3	4.12
34.	Калугин Владимир Тимофеевич	руководитель НУК СМ, д.т.н., профессор каф. СМ-3	2.3.1
35.	Камышная Эмилия Николаевна	к.т.н., доцент каф. ИУ-4	3.15
36.	Карпачев Андрей Юрьевич	к.ф.-м.н., доцент каф. ФН-3	5.1.3
37.	Кирницкий Роман Владимирович	Аэрокосмический факультет, студент гр. АКЗ-121	2.3.5

Сведения об авторах работ

38.	Константинов Максим Валерьевич	аспирант	2.2.6
39.	Корнеева Анна Георгиевна	ст. препод. каф. РК-1	7.14
40.	Коряков Михаил Николаевич	ассистент каф. ФН-11	2.2.9; 2.3.2; 2.3.9
41.	Корянов Всеволод Владимирович	к.т.н., доцент каф. СМ-3	4.12
42.	Крылов Алексей Владимирович	инженер 1 категории НУК СМ	1.2.2
43.	Луковкин Роман Олегович	студент гр. СМ2-121	1.2.13
44.	Луценко Александр Юрьевич	к.т.н., доцент СМ-3	1.1.5
45.	Макаренков Вячеслав Михайлович	студент гр. ИУ4-81	2.2.7
46.	Максимов Григорий Максимович	старший преп. каф. ФН-3	5.1.2
47.	Маркелов Виктор Васильевич	к.т.н., доцент каф. ИУ-4	3.15
48.	Маркин Владимир Трофимович	к.т.н., с.н.с. каф. СМ-4	5.2.8
49.	Марков Владимир Александрович	зав. лабораторией каф. СМ-4	5.1.7; 5.2.7; 5.2.8; 5.3.6
50.	Маслова Татьяна Ивановна	ассистент каф. РК-1	7.17

51.	Матвеев Валерий Александрович	руководитель НУК ИУ, д.т.н., профессор	1.3.11
52.	Мешковский Виталий Евгеньевич	зав. отделом НУК СМ	1.2.2
53.	Миаль Люк Виктор	студент каф. СМ-13	5.3.2
54.	Михеев Герман Андреевич	каф. ИУ-4	3.15
55.	Назарова Динара Камилевна	студентка гр. СМ3-121	1.1.5
56.	Нижельский Николай Александрович	с.н.с., к.т.н. НИО РЛМ	1.3.11
57.	Никитенко Виталий Иванович	к.т.н., доцент каф. СМ-2	5.1.4
58.	Овчинников Анатолий Федорович	профессор, к.т.н., доцент каф. СМ-4	5.1.7; 5.2.8; 5.3.6
59.	Патин Григорий Александрович	факультет ОЭ, студент ОЭ2-122	1.3.13
60.	Петров Юрий Константинович	студент гр. ИУ6-82	3.13
61.	Пилюгина Анна Валерьевна	к.э.н., доцент каф. ИБМ-5	6.2
62.	Прозоровский Александр Александрович	ассистент каф. ФН-11	2.2.10
63.	Просунцов Павел Викторович	д.т.н., доцент каф. СМ-13	4.12; 5.3.2

Сведения об авторах работ

64.	Сборщиков Сергей Васильевич	аспирант каф. ФН-11	2.2.3
65.	Сдобников Анатолий Николаевич	к.т.н., доцент каф. СМ-1	1.2.2.
66.	Селиванов Виктор Валентинович	зав. каф., д. т. н., профессор каф. СМ-4	5.2.7; 5.3.6
67.	Семенов Станислав Григорьевич	д.т.н., профессор каф. ИУ-4	4.2
68.	Симоньянц Ростислав Петрович	к.т.н., доцент каф. СМ-2	4.9; 4.10; 7.4
69.	Соколов Александр Павлович	к.ф.-м.н., доцент каф. ФН-11	2.2.3; 2.2.7
70.	Соловьев Владимир Анатолевич	доцент, инженер каф. ИУ-4	3.15
71.	Сообщиков Александр Николаевич	м.н.с. каф. СМ-4	5.3.6
72.	Сотский Михаил Юрьевич	с.н.с., к.т.н., доцент каф. СМ-4	5.2.7; 5.3.6
73.	Стрижак Сергей Владимирович	к.т.н., доцент каф. СМ-3	2.3.1
74.	Строганов Александр Сергеевич	аспирант каф. ФН-11	2.2.9
75.	Сулимов Валерий Дмитриевич	ст. препод. каф. ФН-3	2.1.7
76.	Сысоев Михаил Алексеевич	зав. лаб., аспирант каф. ИУ-1	1.3.11

77.	Таирова Людмила Павловна	с.н.с., к.т.н., доцент каф. СМ-1	5.3.1
78.	Темнов Александр Николаевич	к.т.н., доцент каф. СМ-1	1.1.11
79.	Тимошенко Валерий Павлович	д.т.н., профессор каф. СМ-13	5.3.2; 5.3.4
80.	Токарев Сергей Владимирович	аспирант каф. ИУ-4	5.1.11
81.	Топорков Алексей Геннадьевич	студент гр. СМ3-122	4.12
82.	Тушев Олег Николаевич	зам. зав. кафедры, д.т.н., профессор каф. СМ-2	5.1.1; 5.2.1
83.	Тушева Галина Михайловна	к.т.н., доцент каф. ФН-3	5.1.2
84.	Тюрин Андрей Павлович	Аэрокосмический факультет, студент гр. АК1-101	1.2.14
85.	Файзуллин Фарис Рафаэльевич	аспирант каф. СМ-1	1.2.2
86.	Фарафонов Борис Александрович	Аэрокосмический факультет, студент гр. АК3-61	2.1.10
87.	Хохлов Алексей Олегович	студент гр. СМ2-121	7.19
88.	Цибизова Татьяна Юрьевна	начальник Управления, к.ф.н., доцент	7.18
89.	Чурилин Сергей Александрович	ведущий программист НУК СМ	1.2.2

Сведения об авторах работ

90.	Шевцов Алексей Сергеевич	студент гр. ИУ4-81	2.2.7
91.	Шилов Александр Юрьевич	аспирант каф. СМ-2	5.3.9
92.	Шкапов Павел Михайлович	зав. кафедрой, д.т.н. проф. каф. ФН-3	2.1.7
93.	Шпакова Юлия Владимировна	к.ф.-м.н., доцент каф. ФН-11	2.2.3; 2.2.8
94.	Щеглов Георгий Александрович	д.т.н., доцент каф. СМ-2	1.2.13; 5.3.9; 5.3.10
95.	Щербакова Ольга Михайловна	к.ист.н., доцент каф. СГН-1	7.13
96.	Щетинин Виталий Николаевич	каф. РК-6, студент гр. РК6-81	2.2.7
97.	Юрин Юрий Викторович	аспирант каф. ФН-11	2.2.10
98.	Юрченко Наталья Юрьевна	доцент, к.э.н.	6.4

***Открытое акционерное общество
«Военно-промышленная корпорация
«НПО машиностроения»
(г. Реутов, Московская область)***

1.	Аксаментов Дмитрий Константинович	инженер-констр. 2 кат.	7.9
2.	Алашеев Владимир Ильич	в.н.с., к.т.н.	5.2.6

3.	Барабаш Жанна Александровна	аспирант, зам. нач. цеха	6.8
4.	Большаков Михаил Валентинович	зам. нач. ЦКБМ	3.5
5.	Бондаренко Леонид Александрович	в.н.с., к.ф.-м.н., доцент	5.2.4; 7.9
6.	Булеков Валерий Федорович	ведущий инженер	1.3.8
7.	Бунак Валерий Александрович	зам. Ген. директора	6.1
8.	Ватолина Елена Геннадиевна	с.н.с., к.т.н., доцент	2.1.2
9.	Виноградов Дмитрий Вячеславович	нач. сектора	3.7
10.	Войцеховский Александр Леонидович	инженер 2 категории	1.1.9
11.	Галицин Алексей Андреевич	инженер-программист 3 кате- гории	3.9
12.	Галкин Дмитрий Игоревич	инженер 3 категории	4.10
13.	Горский Валерий Владимирович	г.н.с, д.т.н., профессор	1.3.1; 2.1.2; 2.3.5; 2.3.12
14.	Горяев Андрей Николаевич	Зам. ген. директора	1.1
15.	Давтян Анатолий Ашотович	зам. нач. отделения	5.2.6
16.	Дегтярев Юрий Александрович	нач. отдела	6.10
17.	Демидов Владимир Иванович	нач. НИО, к.т.н., доцент	2.3.7

Сведения об авторах работ

18.	Дергачев Александр Анатольевич	первый зам. Генерального директора, д.т.н., профессор	1.1; 2.3.2
19.	Дергачев Сергей Александрович	инженер-конструктор 3 категории; выпускник АКФ	5.3.11
20.	Дмитриев Виктор Сергеевич	зам. нач. отделения	3.3; 3.5
21.	Дудченко Владимир Николаевич	инженер-программист 3 категории	3.3; 4.7; 4.8
22.	Жуков Дмитрий Александрович	нач. отдела	2.1.4; 2.1.8
23.	Задворный Андрей Владимирович	вед. инженер	1.1.10
24.	Зайцев Андрей Сергеевич	нач. сектора, выпускник АКФ	1.1.3; 1.3.7
25.	Запривода Алексей Васильевич	инженер 2 кат.	2.1.2
26.	Зенченко Максим Викторович	инженер I категории	4.5
27.	Иванов Илья Александрович	главный специалист	4.7
28.	Иванов Михаил Юрьевич	научный сотрудник	1.2.4; 1.3.7
29.	Иванова Елена Николаевна	психолог, к.п.н.	7.11
30.	Илек Ольга Сергеевна	нач. отдела	3.2

31.	Ильин Игорь Петрович	нач. сектора	1.1.10
32.	Кабанов Владимир Анатольевич	зам. нач. отдела	1.2.4
33.	Каверин Виктор Александрович	зам. нач. отделения	1.3.3; 5.1.6
34.	Каширцев Кирилл Борисович	нач. сектора	3.2; 3.5
35.	Колосов Михаил Андреевич	инженер-программист 2 ка- тегории	3.4
36.	Конюков Владимир Васильевич	нач. отдела	1.1.3; 1.3.7; 2.1.4
37.	Котенев Владимир Пантелеевич	начальник НИО, д.т.н., про- фессор	2.3.2; 2.3.4
38.	Крайнюков Владимир Ильич	нач. комплекса, к.т.н., до- цент	1.1.6; 2.1.3; 2.1.4
39.	Красногорский Михаил Георгиевич	нач. отдела	6.3
40.	Кулаков Дмитрий Николаевич	нач. сектора	1.1.10
41.	Курносов Алексей Сергеевич	инженер-программист 1 ка- тегории, alkurnosov@gmail.com	5.1.9
42.	Ларин Антон Александрович	зам. главного технолога от- дела	1.1.9
43.	Лизунов Андрей Аркадьевич	нач. отдела	1.2.1; 1.3.7

Сведения об авторах работ

44.	Лопухов Игорь Иванович	зам. нач. отдела	5.1.9
45.	Малюков Владимир Михайлович	в.н.с., к.т.н., с.н.с.	1.2.3; 6.3
46.	Марьин Михаил Андреевич	инженер-программист 2 кат., аспирант	3.9
47.	Маслов Александр Иванович	зам. руководителя службы качества по НИОКР, д.т.н., профессор	1.3.3
48.	Матросов Андрей Викторович	нач. отдела	7.9
49.	Мельников Юрий Валерьевич	нач. сектора	3.4
50.	Меркулов Вадим Андреевич	главный конструктор по направлению, к.т.н.	5.2.3
51.	Милюченко Сергей Георгиевич	нач. отделения	3.2; 3.3; 3.5; 4.7
52.	Молоканов Артемий Владимирович	инженер-конструктор 2 ка- тегории	1.3.3
53.	Молчанский Андрей Валентинович	аспирант, инженер	6.8
54.	Нестеренко Андрей Николаевич	зам. нач. отделения	3.2; 3.3; 3.4; 3.5; 4.7; 4.8
55.	Новиков Андрей Евгеньевич	зам. нач. ЦКБМ, к.т.н., доцент	1.2.4; 1.3.7
56.	Оленичева Анна Александровна	инженер 1 кат., к.т.н.	1.3.1; 2.3.5

57.	Пашина Наталья Юрьевна	инженер	4.8
58.	Першин Владимир Владимирович	начальник отдела	1.1.9
59.	Плавник Геннадий Гилярьевич	г.н.с, к.т.н.	4.5
60.	Плюснин Андрей Владимирович	зам. нач. отдела, к.ф.-м.н., доцент	5.2.3; 5.2.4; 5.2.6
61.	Подсвилов Константин Николаевич	инженер-программист 2 категории	3.9
62.	Поляченко Владимир Абрамович	главный научный сотрудник НИЦ истории, к.т.н.	7.8
63.	Прохорчук Юрий Алексеевич	нач. отделения, к.ф.-м.н., доцент	2.3.2; 4.6; 5.2.3
64.	Реш Владислава Георгиевна	инженер	1.3.1
65.	Реш Гергий Фридрихович	первый зам. нач. отделения, к.т.н., доцент	1.2.1; 1.2.4; 1.3.1; 1.3.7
66.	Романова Инна Григорьевна	инженер-технолог 3 кат.	1.3.9
67.	Романов Игорь Сергеевич	инженер 2 категории	3.4
68.	Сабиров Юрий Рахимзянович	зам. нач. отделения	5.2.4; 5.2.6
69.	Савкин Никита Вячеславович	нач. отдела	6.9
70.	Сгонников Александр Сергеевич	нач. сектора	3.3; 4.7; 4.8

Сведения об авторах работ

71.	Смиричевский Леонард Дмитриевич	нач. НИЦ истории, к.т.н.	7.7
72.	Смирнов Валерий Егорович	зам. нач. комплекса	2.1.8
73.	Смирнов Михаил Анатольевич	зам. начальника НИО	1.3.9
74.	Солныков Иван Евгеньевич	зам. нач. НИО, магистр тех- ники и технологии	5.1.8
75.	Сорокин Андрей Игоревич	зам. нач. отдела	1.1.10
76.	Сысенко Валентина Алексеевна	с.н.с., к.т.н., выпускница АКФ	2.3.12
77.	Танаев Петр Михайлович	нач. сектора	1.1.10
78.	Теплякова Ирина Алексеевна	инженер-констр. 1 кат.	1.1.9
79.	Точилов Леонид Сергеевич	ученый секретарь НТС, к.т.н., доцент	7.5; 7.6
80.	Улесов Виктор Викторович	инженер конструктор 3 кате- гории, выпускник АКФ	1.3.3
81.	Фалеев Дмитрий Сергеевич	инженер 3 категории	1.2.12
82.	Хамидуллин Руслан Камилович	инженер 3 категории, вы- пускник АКФ	5.1.4
83.	Шалыга Сергей Владимирович	инженер 3 категории	1.3.3

84.	Широков Павел Алексеевич	зам. Ген. директора, доцент	1.2.4; 1.3.6; 1.3.7
85.	Ширяев Александр Владимирович	начальник НИО	1.3.9
86.	Шишурин Александр Владимирович	зам. нач. отдела	1.3.3
87.	Шолох Людмила Сергеевна	нач. отдела	6.5
88.	Юшкин Александр Семенович	начальник отдела	5.1.7

ФГКУ «12 ЦНИИ» Минобороны России

1.	Акиншин Игорь Владимирович	зам. нач. отдела, к.т.н.	1.1.6
2.	Варюхин Евгений Георгиевич	нач. отдела, к.т.н.	1.1.3; 1.1.6
3.	Виноградов Константин Александрович	нач. лаборатории	1.1.3
4.	Дмитриева Наталия Юрьевна	м.н.с.	2.1.8
5.	Дубровин Евгений Александрович	зам. нач. института по научно- испытательной работе, к.т.н.	1.1.6
6.	Крохалев Дмитрий Иванович	в.н.с., к.т.н.	2.1.8
7.	Лаврищев Алексей Владимирович	инженер-испытатель	1.1.3
8.	Матюшевич Сергей Николаевич	с.н.с., к.т.н.	1.1.6
9.	Потапенко Андрей Иванович	нач. отдела, к.т.н.	2.1.3; 2.1.4
10.	Пыж Александр Викторович	старший инженер-испытатель	2.1.8
11.	Сидорюк Павел Александрович	в.н.с., к.т.н.	1.1.6
12.	Стрыгин Вячеслав Григорьевич	с.н.с.	1.1.6
13.	Тетенькин Андрей Владимирович	старший инженер-испытатель	1.1.6
14.	Фисенко Иван Дмитриевич	научный сотрудник	1.1.3

ФГБОУ ВПО «НИУ «МЭИ»

15.	Бесчастный Михаил Александрович	аспирант	2.2.11
16.	Ерёменко Владимир Григорьевич	профессор, д.т.н., академик АЭН РФ	1.2.9
17.	Казаков Виктор Алексеевич	аспирант	4.11
18.	Казначеев Сергей Александрович	соискатель	3.11
19.	Князев Александр Михайлович	аспирант	3.16
20.	Курбатов Павел Александрович	д.т.н., профессор	1.3.11
21.	Курбатова Екатерина Павловна	д.т.н., профессор	1.3.11
22.	Нян Линн Аунг	аспирант	1.2.9
23.	Останин Сергей Юрьевич	с.н.с., к.т.н., доцент	1.3.10; 4.13
24.	Павкин Евгений Николаевич	студент (магистратура)	4.13
25.	Рудник Павел Сергеевич	аспирант	1.3.10

Институт космических исследований РАН

26.	Ангаров Вадим Николаевич	зам. директора СКБ по проектированию	1.2.1; 3.1
27.	Батанов Олег Викторович	руководитель группы	3.1
28.	Боярский Михаил Николаевич	главный специалист	1.2.6
29.	Готлиб Владимир Михайлович	ведущий научный сотрудник, к.т.н.	3.1
30.	Зеленый Лев Матвеевич	директор, академик РАН, д.ф.- м.н., профессор	1.2.1
31.	Каредин Виктор Николаевич	руководитель группы	3.1
32.	Климов Станислав Иванович	зав. лаб., д.ф.-м.н., профессор	1.2.1; 3.1
33.	Ледков Антон Алексеевич	м.н.с.	1.2.6
34.	Назаров Владимир Николаевич	начальник лаборатории	1.2.1; 3.1
35.	Назиров Равиль Равильевич	зам. директора, д.т.н.	1.2.6
36.	Папков Александр Павлович	зав. лаб.	1.2.1
37.	Родин Вячеслав Георгиевич	помощник директора	1.2.1; 3.1
38.	Эйсмонт Натан Андреевич	в.н.с, к.т.н.	1.2.6

ГКНПЦ имени М.В. Хруничева

39.	Ананьев Павел Александрович	начальник группы	1.2.5
40.	Горбатенко Валерий Васильевич	нач. отдела, к.т.н.	1.1.8
41.	Каракотин Иван Николаевич	нач. отдела	1.1.1; 4.4
42.	Кудинов Александр Сергеевич	зам. нач. отдела, к.т.н.	1.1.1; 4.4
43.	Лехов Павел Анатольевич	главный конструктор	1.1.8
44.	Цуриков Юрий Александрович	ученый секретарь НТС, д.т.н., проф.,	П. 1.
45.	Юрченко Ирина Ивановна	нач. сектора, д.т.н.	1.1.1; 4.4

ФГУП ЦНИИМАШ

46.	Горшков Андрей Борисович	в.н.с, к.ф.-м.н.	2.3.8
47.	Денисович Леонид Иванович	в.н.с., зам. нач. отдела, к.т.н., с.н.с.	1.1.2
48.	Лапыгин Владимир Иванович	зам. нач. центра, к.ф.-м.н.	2.3.8
49.	Михалин Вячеслав Алексеевич	нач. сектора, к.т.н.	2.3.8
50.	Сазонова Татьяна Владимировна	с.н.с., к.т.н.	2.3.8
51.	Тихонов Александр Павлович	и.о. нач. отдела	1.1.2

**ГНЦ РФ – ФГУП "Исследовательский центр
имени М.В.Келдыша"**

52.	Волков Николай Николаевич	нач. отдела, к.ф.-м.н.	2.2.2
53.	Волкова Лариса Ивановна	г.н.с., д.т.н.	2.2.2
54.	Гурина Ирина Николаевна	с.н.с., к.т.н.	2.2.2
55.	Ковалкин Сергей Сергеевич	инженер	2.2.2
56.	Колпаков Андрей Владимирович	с.н.с, к.ф.-м.н.	2.2.2
57.	Мионов Вадим Всеволодович	нач. отделения, д.т.н., профессор	2.2.2

ФГУП "ЦАГИ" им. Н.Е. Жуковского

58.	Бражко Владимир Николаевич	с.н.с.	1.1.8
59.	Дроздов Сергей Михайлович	нач. отдела, д.ф.-м.н.	1.1.8
60.	Мошаров Владимир Евгеньевич	нач. сектора, д.т.н.	1.1.8
61.	Скуратов Аркадий Сергеевич	нач. сектора, д.т.н.	1.1.8
62.	Федоров Дмитрий Сергеевич	м.н.с.	1.1.8

МОУ «Институт инженерной физики»

63.	Беркович Сергей Борисович	нач. управления, д.т.н.,	1.1.4; 4.1
64.	Котов Николай Иванович	в.н.с., к.т.н.	1.1.4; 4.1
65.	Махаев Александр Юрьевич	нач. отдела	1.1.4; 4.1
66.	Садеков Ринат Наилевич	с.н.с., к.т.н., доцент	1.1.4; 4.1
67.	Шолохов Алексей Викторович	с.н.с., д.т.н., профессор	1.1.4; 4.1

ОАО РКК Энергия им. С.П. Королева

68.	Борзых Сергей Васильевич	нач. отдела, д.т.н., профессор	5.2.9
69.	Воронин Виталий Викторович	инженер-программист, аспирант	5.2.9
70.	Савин Леонид Анатольевич	начальник сектора	7.12
71.	Щиблев Юрий Николаевич	в.н.с., к.т.н.	5.2.9

***Институт прикладной математики
им. М. В. Келдыша РАН***

72.	Березин Андрей Всеволодович	г.н.с., к.ф.-м.н.	2.1.4
73.	Жуковский Михаил Евгеньевич	в.н.с., д.ф.-м.н.	2.1.4
74.	Марков Михаил Борисович	зав. сектором, д.ф.-м.н.	2.1.4
75.	Помазан Юрий Викторович	г.н.с., д.т.н., профессор	2.1.4

ООО "ЛЕС - ИНФОРМ"

76.	Атрошенко Лариса Михайловна	директор подспутникового полигона «Скрипалі», к.ф.-м.н.	1.2.3
77.	Кочкарь Дмитрий Анатольевич	ген. директор	1.2.3
78.	Кошелев Александр Валентинович	комендант Волгоградского полигона	1.2.3
79.	Мындарь Иван Григорьевич	комендант полигона «Скрипалі»	1.2.3

***Московский авиационный институт (национальный
исследовательский университет)***

80.	Давыдов Аркадий Валентинович	аспирант	2.1.9
81.	Ковалев Константин Львович	д.т.н., профессор	1.3.11

82.	Леонтьев Михаил Константинович	профессор, д.т.н.	2.1.9
83.	Полтавец Владимир Николаевич	д.т.н., профессор	1.3.11

ФГУП "ЦЭНКИ"- "НИИ ПМ им. Академика В.И. Кузнецова"

84.	Кучинский Александр Михайлович	инженер-конструктор	1.3.12
85.	Мухин Владимир Викторович	начальник отдела, аспирант	1.3.12; 6.7
86.	Рубцов Иван Алексеевич	инженер-конструктор	1.3.12

***ОАО "Машиностроительное конструкторское бюро
"Искра" имени И.И. Картукова***

87.	Логинов Андрей Николаевич	специалист	1.1.12.
88.	Стирин Евгений Александрович	начальник отдела	1.1.12.
89.	Тихомиров Михаил Александрович	ведущий специалист	1.1.12.

Сведения об авторах работ

**ФБУ науки Институт машиноведения
им. А.А. Благонравова РАН**

90.	Алимов Мухамят Абдулхаюмович	с.н.с., к.т.н.	5.3.1; 5.3.8
91.	Думанский Александр Митрофанович	заведующий лабораторией, д.ф.-м.н.	5.3.1; 5.3.3; 5.3.7; 5.3.8
92.	Радченко Александр Александрович	с.н.с.	5.3.8

**Харьковский национальный университет
имени В.Н. Каразина**

93.	Горобец Алексей Николаевич	руков. группы, м.н.с.	1.2.3
94.	Горобец Николай Николаевич	зав. каф., д.ф.-м.н., профессор	1.2.3
95.	Лебедев Артем Сергеевич	аспирант	1.2.3

Тульский государственный университет

96.	Абрамов Дмитрий Александрович	аспирант	3.10
97.	Токарев Вячеслав Леонидович	профессор, д.т.н.	3.10

ФГБУ науки Институт прикладной механики РАН

98.	Бакулин Владимир Николаевич	в.н.с., к.т.н., с.н.с.	2.1.11; 2.2.12; 2.2.13; 2.3.10; 5.2.9
-----	-----------------------------------	------------------------	--

99.	Инфлянскас Вацловас Вацловович	научный сотрудник	2.2.13
-----	--------------------------------------	-------------------	--------

***ОАО «Специальное конструкторско-технологическое
бюро по электрохимии»***

100.	Новиков Николай Дмитриевич	нач. отдела, к.ф.-м.н., доцент	1.3.7
101.	Яцук Александр Егорович	Генеральный директор	1.3.7

ОАО «Пермский завод «Машиностроитель»

102.	Деревянкин Дмитрий Леонидович	инженер-программист	3.12
103.	Деревянных Надежда Викторовна	начальник бюро	3.6

ФГБУ науки институт прикладной механики РАН

104.	Попов Владимир Васильевич	с.н.с., к.ф.-м.н., доцент	2.3.10
105.	Семянистый Алексей Владимирович	инженер-математик	1.2.8

ФГУП ММПШ "Салют" Филиал МКБ "Горизонт"

99.	Асеев Василий Викторович	с.н.с.	1.3.11
100.	Ивлев Александр Сергеевич	с.н.с.	1.3.11

Другие организации

106.	Драгун Дмитрий Константинович	д.т.н., профессор	П.2
107.	Бзыга Виктор Иванович	12 ГУ МО РФ, главный инженер, к.т.н.	1.1.3
108.	Александров Антон Аскольдович	ОАО "Концерн "Гранит-Электрон"	4.3
109.	Буряк Алексей Константинович	Институт физической химии и электрохимии им. А.Н. Фрумкина РАН, зав. лабораторией, д.х.н., профессор,	1.2.4
110.	Воробьёв Владимир Вячеславович	Городской методический центр Департамента образования города Москвы, методист	7.16
111.	Гауэр Маркус	Германский центр авиации и космонавтики, Институт аэро- и гидродинамики (Германия, г. Гёттинген), инженер-исследователь	1.2.4
112.	Георгиев Александр Федорович	ООО "Сименс Индастри Софтвер" (Siemens PLM), менеджер, к.т.н.	1.1.7; 5.2.5
113.	Гергесова Марина Борисовна	Научно-производственный комплекс "Технологический центр", научный сотрудник, PhD	5.3.5
114.	Гохберг Геннадий Соломонович	Ярославский государственный технический университет, доцент, к.т.н.	3.2
115.	Гусев Евгений Леонидович	Институт проблем нефти и газа СО РАН, в.н.м., д.ф.-м.н., проф.	2.1.1
116.	Дегтярев Сергей Александрович	Научно-технический центр по роторной динамике ООО "Альфа-Транзит", руководитель направления	2.1.9
117.	Демидов Борис Алексеевич	НИЦ «Курчатовский институт», в.н.с., д.ф.-м.н., профессор	2.1.3

118.	Дроголюб Андрей Николаевич	НИИ точных приборов, нач. сектора	2.2.8
119.	Ефремов Владимир Петрович	ОИВТ РАН, зав. отделением, к.ф.-м.н.	2.1.3
120.	Жебрак Леонид Михайлович	ООО «Смартвиз», директор, к.т.н.	3.2
121.	Иванов Андрей Владимирович	ОАО «Конструкторское бюро химавтоматики», зам. главного конструктора, к.т.н.	2.1.9
122.	Конарев Сергей Владимирович	ОАО "Производственное объ- единение "Стрела", зам. глав- ного конструктора	6.6
123.	Кузнецов Олег Владимирович	ОАО «Корпорация «Москов- ский институт теплотехники», нач. отдела, д.т.н., профессор	5.2.2
124.	Маевский Владимир Александрович	ФГУП ММПП "Салют" Фили- ал МКБ " Горизонт", с.н.с.	1.3.11
125.	Мазур Валерий Владимирович	ОАО "ОНПП Технология ", нач. сектора	5.3.3
126.	Максимов Федор Александрович	Институт автоматизации проек- тирования РАН, в.н.с., д.т.н.	2.3.6
127.	Морозов Вячеслав Викторович	ОАО "Концерн "Гранит- Электрон", зам. директора НПК-1	4.3
128.	Портнова Яна Мечеславовна	ОАО "ОНПП Технология", ве- дущий инженер	5.3.1; 5.3.3
129.	Савин Игорь Алексеевич	Набережночелнинский филиал ФГБОУ ВПО Казанский наци- ональный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева-КАИ, заведую- щий кафедрой, к.т.н., доцент	7.12
130.	Сапрунов Иван Владимирович	ООО «Объединенный центр ис- следований и разработок», ин- женер-программист	5.3.5

Сведения об авторах работ

131.	Сейранян Александр Паруйрович	НИИ механики МГУ: ведущий научный сотрудник, д.ф.-м.н.	2.3.3
132.	Сейранян Андрей Александрович		2.3.3
133.	Таланов Алексей Александрович	ОАО "Российские космические системы", с.н.с., к.т.н.	1.2.7
134.	Теличкин Дмитрий	Европейский космический и оборонный концерн Astrium (Германия, г. Оттобрунн), ме- неджер проектов	1.2.4
135.	Талызина Евгения Владимировна	МГУ им. М.В. Ломоносова, к.э.н., доцент	7.3
136.	Уткин Александр Васильевич	ИПХФ РАН, зав. лабораторией, к.ф.-м.н.	2.1.3
137.	Федотов Сергей Анатольевич	ОАО "Российская корпорация ракетно-космического прибо- ростроения и информационных систем", эксперт отделения, к.т.н.	1.2.7
138.	Чибисов Ян Николаевич	ОАО НПО Молния, нач. отдела	1.1.8

Иностранные участники

<i>Emri Igor, Dr. Sc., head of department and Professor</i>	Center for Experimental Mechanics, Faculty of Mechanical Engineering, University of Ljubljana,	1.3.2; 5.3.5
<i>Kopač Janez, prof. dr.</i>		1.3.4
<i>Franci Pušavec, docent</i>		1.3.4
<i>Joamin Gonzalez- Gutierrez</i>	Institute for Sustainable Innovative Technologies, research assistant, mas- ter of science	1.3.2
<i>Edvard Govekar</i>	Faculty of Mechanical Engineering, Laboratory of Synergetics, head of department, prof. dr.	1.3.5

<i>Alexander Kuznetsov</i>	Faculty of Mechanical Engineering, Laboratory of Synergetics, young re- searcher	1.3.5
<i>Andrej Jeromen</i>	Faculty of Mechanical Engineering, Laboratory of Synergetics, asistent	1.3.5

Научное издание

Научные материалы
Третьей международной научно-технической
конференции «**Аэрокосмические технологии**»,
посвященной 100-летию со дня рождения
академика В.Н. Челомея.
20-21 мая 2014 года,
Реутов - Москва

Ответственный редактор
Симоньянц Р.П.

Компьютерная верстка
Курков М.А.

Подписано в печать 14.05.2014
Формат 60x90/16. Усл. п. л. 16,38
Тираж 300 экз.

Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана.
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5. стр. 1

Типография ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

ISBN 978-5-7038-3976-8
