

Аэрокосмические технологии, 2009

***Труды
Второй
Международной
научно-технической
конференции
(Реутов – Москва,
19 – 20 мая 2009)***

В 2-х томах

Том 1

*Совместное издание
ОАО «ВПК «НПО машиностроения» и
МГТУ им. Н.Э.Баумана
при организационной поддержке
Союза учёных и инженеров
имени академика В.Н. Челомея*

*Конференция посвящена
95-летию со дня рождения
академика В.Н. Челомея*



ОРГАНИЗАТОРЫ КОНФЕРЕНЦИИ

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

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

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

Научные руководители:
профессор А.Г. Леонов,
академик РАН И.Б. Федоров



АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ ТЕХНОЛОГИИ, 2009

Том 1

- В.Н. Челомей – конструктор, организатор, стратег
- Проектирование аэрокосмических систем
- Математическое моделирование
- Компьютерные системы и технологии

Сборник трудов
Ответственный редактор
Р.П. Симоньянц

Москва
2012

УДК 629.78
ББК 39.53
А 99

A99 Аэрокосмические технологии, 2009. Том 1: Труды Второй Международной научно-технической конференции, посвящённой 95-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея (Реутов – Москва, 19-20 мая 2009). В 2-х томах. Том 1. / под ред. Р.П. Симоньянца – М.: Совместное издание ОАО «ВПК «НПО машиностроения» и МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012.

Aerospace technologies, 2009. Volume 1: Proceedings of the 2nd International Scientific and Technological Conference dedicated to the 95th anniversary of the academician V.N. Chelomey (Reutov – Moscow, 19-20 may 2009). Two volumes. Vol. 1. / Edited by R.P. Simonyants –M.: Joint Edition of the Public Corporation «Military-Industrial Establishment «Scientific-and-Industrial Machine-building Corporation» and Moscow Bauman State Technical University. 2012. – 342 pages with illustrations.

ISBN 978-5-7038- 3616-3

342 с.: ил.

ISBN 978-5-7038- 3614-9 (т.1)

Представленные в сборнике научные труды разделены на два тома по следующим тематическим направлениям. Том 1: проектирование аэрокосмических систем; прикладные задачи математического моделирования; компьютерные системы и технологии. Том 2: динамика движения и системы управления; динамика и прочность конструкций; вопросы экономики, менеджмента и образования.

В.Н. Челомей – конструктор, организатор, стратег. Этой масштабной и многогранной личности посвящены некоторые из опубликованных в сборнике докладов юбилейной конференции.

Материалы первого пленарного заседания включены в т. 1. Материалы 2-го пленарного заседания частично вошли в т. 1, частично – в т. 2.

Книга рассчитана на широкий круг специалистов в области аэрокосмической техники, инженеров, аспирантов и студентов.

УДК 629.78
ББК 39.53

ISBN 978-5-7038- 3614-9(Т.1)
ISBN 978-5-7038-3616-3

© ОАО «ВПК «НПО машиностроения»
© МГТУ им. Н.Э. Баумана,
Аэрокосмический факультет
© Союз учёных и инженеров
имени академика В.Н. Челомея

СОДЕРЖАНИЕ

тома 1

<i>Предисловие</i>	9
Обзор докладов и выступлений на 2-ой МНТК АКТ-2009	
<i>Первое пленарное заседание</i>	12
<i>Заседания секций 1–3</i>	14
Доклады на пленарных заседаниях	
<i>Г.А. Ефремов</i> Владимир Николаевич Челомей – конструктор, организатор, стратег (штрихи к деловому портрету)	21
<i>А.Г. Леонов</i> Военно-техническое сотрудничество и обеспечение национальной безопасности России	25
<i>И.Б. Федоров, Р.П. Симоньянц</i> Подготовка кадров в области высоких технологий	35
<i>В.Е. Нестеров, Ю.А. Цуриков</i> Жизненный путь ракеты «Протон»	39
<i>Д.К. Драгун, А.И. Забегаев</i> О деятельности ФГУП «ОКБ Вымпел» и творческих связях с МГТУ им. Н.Э. Баумана	46
<i>С.С. Григорян</i> Новый закон трения и его приложения	54
Проектирование аэрокосмических систем	
<i>В.А. Поляченко</i> Первые космические проекты ОКБ В.Н. Челомея	69

<i>А.В. Братчев, Е.Г. Ватолина, В.В. Горский, Д.А. Забарко</i> Современные технологии газодинамического и теплового проектирования	83
<i>Г.Н. Ковальский</i> Агрегирование моделей сложных технических систем методом замещения эталонных элементов	94
<i>Д.В. Виноградов</i> Методика и программа расчета основных характеристик оптико-электронной аппаратуры на предварительных этапах проектирования космической системы ДЗЗ	101
<i>А.С. Свиридов</i> Анализ затенений антенн внешними элементами космического аппарата	107
<i>А.А. Лизунов, Р. И. Журавлёв, В. С. Тарасов</i> Система электропитания с солнечными датчиками КЛИА «Странник»	117
<i>И.В. Петрова</i> Теплопрочностной эксперимент: Численное моделирование и обработка результатов	122
<i>С.В. Константинов, П.Г.Редько, Г.В.Квасов, М.Г. Каннер, П.А. Осетров, В.М. Кувшинов, Л.В. Халецкий, А.И. Стеблин</i> Применение новых схмотехнических и конструктивных подходов для разработки рулевых приводов перспективных маневренных самолетов	131
<i>Б.Н. Натаров, С.В. Афонин, Л.С. Точилов</i> Беспилотные летательные аппараты в многоуровневой авиационно-космической системе мониторинга	146
<i>В.В. Конюков, В.И. Крайнюков, Г.Ф. Реш, М.Ю. Иванов</i> Использование гидрокапиллярных лиофобных систем в демпфирующих устройствах и аккумуляторах механической энергии	150
<i>Г.Я. Гулидов, Г.Ф. Реш, А.К. Буряк, А.В. Ульянов</i> Исследование химии поверхности конструкционных материалов с целью продления сроков эксплуатации МБР	157
<i>С.А. Короткий</i> Исследование процесса десантирования аэрокосмической системы из самолета-носителя методом вихревых элементов	167
<i>А.С. Федюшкин, А.Н. Шляпников</i> Расчётное определение конструктивных параметров вытеснительной системы топливного бака	179
<i>И.В. Петрова, Ю.Ю. Ширшов, И.И. Лопухов</i> Расчетно-экспериментальная отработка высокотемпературных нагревателей из углеродных материалов	189

<i>С. О. Вязьмин, А. Г. Богов, А. И. Потапенко, Л. И. Денисович, А. П. Тихонов, Д. А. Жуков, В. И. Крайнюков, В. В. Конюков, В. Е. Смирнов</i>	
Методика определения рентгенозащитных характеристик композиционных материалов	197
<i>Л. И. Денисович, А. П. Тихонов, А. И. Потапенко, Д. А. Жуков, В. И. Крайнюков, В. В. Конюков, В. Е. Смирнов</i>	
Обеспечение защиты бортовой аппаратуры от действия источника СЖР-излучения по критерию «эффективность – массовые затраты»	209
<i>Ю. В. Мельников, В. А. Решетов</i>	
Функциональная структура универсальной модели радиоканала	216

Математическое моделирование

<i>В. П. Пархоменко</i>	
Проблемы изменения и моделирования климата	222
<i>Г. А. Щеглов</i>	
Анализ переходных режимов при выдвигании тела в поток из-за преграды	234
<i>Ю. И. Димитриенко, М. Ю. Иванов</i>	
Моделирование высокоскоростных процессов в демпфирующих системах с фазовыми превращениями	247
<i>В. А. Горшков, В. П. Котенев</i>	
Приближенный метод расчета давления на затупленных телах ненулевой кривизны	260
<i>В. А. Кутыркин, М. Б. Чалей</i>	
Спектрально-статистический подход к распознаванию скрытой периодичности в текстовых строках	269

Компьютерные системы и технологии

<i>И. А. Иванов, <u>В. В. Савельев</u></i>	
Обнаружение объектов заданного класса на изображениях в условиях априорной неопределенности параметров наблюдения	277
<i>М. Ю. Охтилев, А. Ю. Чуприков, А. Ю. Россиев, П. А. Пикулёв, С. А. Заозерский, А. В. Кононеко, А. Н. Абалаков</i>	
Интеллектуальная информационная технология проектирования программных комплексов мониторинга состояния и управления сложными техническими объектами в реальном времени	285
<i>А. Ю. Попов</i>	
Электронная вычислительная машина с аппаратной поддержкой операций над структурами данных	296

<i>А.В. Брешиков, Н.Р. Хафизов</i> Определение взаимного покрытия фильтров в системах с архитектурой, управляемой событиями	302
<i>А.В. Синягин, А.В. Хохлов</i> Планирование процессов реального времени в распределённой вычислительной системе	307
<i>А.Н. Алфимцев, А.А. Можяев, В.В. Девятков</i> Автоматический анализ сцен на аэрокосмических изображениях	313
<i>М.Ю. Охтилев, В.А. Каргин, Д.А. Николаев, А.Ю. Россиев, А.Ю. Чуприков</i> Анализ особенностей телеметрической информации ракет-носителей	320
Сведения об авторах работ тома 1	332
Abstracts of papers	337

ПРЕДИСЛОВИЕ

История научно-технических конференций «Аэрокосмические технологии» неразрывно связана с историей Аэрокосмического факультета МГТУ имени Н.Э. Баумана при НПО машиностроения. В то же время, обе эти истории связаны с именем выдающейся личности – академика В.Н. Челомея.

Владимир Николаевич знал, что судьба созданного им в Реутово предприятия, успех реализации его грандиозных творческих планов зависят от качества инженерных кадров коллектива. В.Н. Челомей был твёрдо убеждён, что подготовкой специалистов, этим ответственным делом, вместе с лучшим техническим вузом страны должно заниматься всё его предприятие и сам он, лично.

В 2012 году – юбилей: 25 лет назад, в 1987 году, на территории НПО машиностроения в Реутово начал функционировать Аэрокосмический факультет МГТУ им. Н.Э. Баумана. Он был организован на базе Реутовского филиала вечернего отделения МВТУ.

Сам филиал в Реутово создан был в 1985 году, и размещался на площадях только что построенного по инициативе В.Н. Челомея здания СПТУ-90. В 2011 году факультет отмечал 25-летие этого события. Просуществовав 2 года, при активной поддержке и участии приемника В.Н. Челомея на посту генерального конструктора, генерального директора – Г.А. Ефремова, филиал был реорганизован в дневной факультет МГТУ им. Н.Э. Баумана при НПО машиностроения. В этом качестве и поныне факультет живёт и развивается.

А за 25 лет до того события, в 1960 году, по инициативе В.Н. Челомея и при деятельном его участии в МГТУ им. Н.Э. Баумана была создана кафедра СМ-2 «Аэрокосмические системы», которая входит в структуру факультета Специальное машиностроение, но является базовой кафедрой Аэрокосмического факультета. До последнего дня жизни Владимир Николаевич руководил ею. А в настоящее время кафедрой заведует Генеральный директор – Генеральный конструктор корпорации «ВПК «НПО машиностроения», д.т.н., профессор А.Г. Леонов.

Судьба Аэрокосмического факультета была доверена Р.П. Симоньянцу – к.т.н., доценту, декану с 1985 года. В этом звании и должности трудится он и по сей день. Факультетом выполняется задача подготовки для проектно-конструкторских и исследовательских подразделений предприятия инженеров, способных решать сложнейшие задачи создания аэрокосмических систем.

В период становления Аэрокосмического факультета была разработана принципиально новая система обучения, основанная на максимально полной интеграции учебного процесса, науки и производства. Создана образовательная технология, предусматривающая глубокое погружение студентов в профессиональную среду предприятия в течение всех лет обучения.

Один из важнейших инструментов этой технологии – совместная проектная и исследовательская работа студентов, инженеров, учёных, преподавателей университета и предприятия. Результаты своих работ студенты традиционно представляют на ежегодных научно-технических конференциях. Из года в год уровень конференций растёт. Сначала они были студенческими. Потом в них стали участвовать инженеры, аспиранты, доценты и профессора.

В 2002 году конференция приобрела всероссийский статус (ВНТК-2002). Научные материалы были изданы отдельным сборником «Аэрокосмические технологии» [1].

В 2004 г. конференция впервые вышла на международный уровень (МНТК-2004). Перед её началом вышел из печати сборник научных материалов [2]. В сборник не вошли полные тексты докладов и выступления на пленарном заседании. Некоторые из заявленных докладов не состоялись, а некоторые доклады поступили после выхода из печати сборника. Все они были включены в [3].

В 2008 г. ОАО «ВПК «НПО машиностроения» совместно с МГТУ им. Н.Э. Баумана при организационной поддержке Союза учёных и инженеров им. В.Н. Челомея издали сборник [3]. В сборнике представлены научные материалы трёх конференций Аэрокосмические технологии: 2-ой Всероссийской (май 2005 г.), 3-ей Всероссийской (май 2007) и 1-ой Международной (май 2004 г.). Опубликованные ранее в [2] материалы МНТК-2004 в этом сборнике нашли отражение лишь в кратком обзоре докладов.

В 2009 году ОАО «ВПК «НПО машиностроения», МГТУ им. Н.Э. Баумана и Союз учёных и инженеров им. академика В.Н. Челомея провели 2-ую МНТК-2009 и издали очередной сборник [4]. Научные материалы 2-ой МНТК-2009 были изданы до начала её проведения и содержат лишь тезисы и рефераты докладов. Полные

тексты многих докладов поступили в виде, не соответствующем требованиям по оформлению рукописей для публикации. Поэтому потребовалось много времени на их редакционную подготовку.

Поскольку труды 2-ой МНТК-2009 имеют значительную теоретическую и практическую ценность они публикуются отдельным сборником. Материалы, опубликованные в [4], в настоящий сборник не вошли. Сборник состоит из двух томов. Работы распределены по рубрикам, соответствующим тематическим направлениям конференции. Том 1: проектирование аэрокосмических систем; математическое моделирование; компьютерные системы и технологии. Том 2: динамика движения и системы управления; динамика и прочность конструкций; вопросы экономики, менеджмента и образования.

В том 1 сборника вошли научные работы по докладам и выступлениям, состоявшимся на первом пленарном заседании и заседаниях секций направлений 1 – 3. Материалы второго пленарного заседания разделены также на две части. В том 1 вошла первая часть.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Аэрокосмические технологии: Труды Всероссийской научно-технической конференции (22 мая 2002, г. Реутов, ФГУП «НПО машиностроения»)/Под ред. Р.П. Симоньянца – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. – 270 с. – ISBN 5-7038-2249-1.
2. Аэрокосмические технологии: Материалы Первой Международной научно-технической конференции «Аэрокосмические технологии», посвящённой 90-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея (Российская федерация, Москва – Реутов, 24 – 25 мая 2004)/ Под ред. Р.П. Симоньянца – М.: изд-во МГТУ им Н.Э. Баумана, НПО машиностроения, 2004. – 430 с. – ISBN 5-7038-2517-2.
3. Аэрокосмические технологии, 2004 – 2007: Труды Всероссийских и Международной научно-технических конференций (Реутов – Москва, 2004 – 2007)/ Под ред. Р.П. Симоньянца – М.: НПО машиностроения. Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2008. – 559 с. ISBN 978-5-7038-3179-3
4. Аэрокосмические технологии: Научные материалы Второй Международной научно-технической конференции, посвященной 95-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея (Российская Федерация, Реутов – Москва, 19-20 мая 2009) / Под ред. Р.П. Симоньянца – М.: изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. – 331 с. – ISBN 978-5-7038-3344-5

Вторая международная
научно-техническая конференция
Аэрокосмические технологии,
посвященная 95-летию со дня рождения
академика В.Н. Челомея

ОБЗОР ДОКЛАДОВ И ВЫСТУПЛЕНИЙ
(Первое пленарное заседание и секции 1 - 3)

Вторая международная научно-техническая конференция «Аэрокосмические технологии-2009» (2-ая МНТК-2009 АКТ), посвящённая 95-летию академика В.Н. Челомея, состоялась 19 и 20 мая 2009 года. Все мероприятия первого дня конференции проходили в Деловом комплексе «Мир» Реутова (площадь В.Н. Челомея, дом 1). Мероприятия второго дня проходили в МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Организаторы конференции: ОАО «ВПК «НПО машиностроения», МГТУ им. Н.Э. Баумана и Союз учёных и инженеров имени академика В.Н. Челомея. Научные руководители: Генеральный директор – Генеральный конструктор предприятия, д.т.н., профессор А. Г. Леонов и ректор (ныне Президент) Университета, академик РАН И.Б. Федоров. Организационной работой руководили декан АКФ, к.т.н., доцент Р.П. Симоньянц и первый зам. нач. ЦКБМ, к.т.н., доцент Е.Г. Куранов.

В актовом зале ДК «Мир» проходило первое пленарное заседание и заседания секций. Среди участников много ведущих специалистов ракетно-космической отрасли, руководителей организаций, известных учёных и инженеров, профессоров и преподавателей, аспирантов и студентов.

Организационно-техническую поддержку работы конференции оба дня её работы осуществлял студенческий отряд Аэрокосмического факультета. Студенты встречали участников, регистрировали их, снабжали информационными материалами, дежурили на заседаниях секций, оказывая помощь руководителям и участникам.

В фойе ДК «Мир» была развёрнута выставка (А.С. Пахаренко), посвящённая 95-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея. Музей и библиотека МГТУ им. Н.Э. Баумана (Г.А. Базанчук и Т.И. Агеева) подготовили специальную экспозицию.

В рамках конференции состоялись следующие мероприятия. Два пленарных заседания: первое, при открытии конференции, и второе, итоговое. Секционные заседания прошли по тематическим направлениям: 1) проектирование аэрокосмических систем, 2) математическое моделирование, 3) компьютерные системы и технологии, 4) динамика движения и системы управления, 5) динамика и прочность конструкций, 6) экономика и менеджмент, 7) инженерное образование.

Первое пленарное заседание.

Председатель: А.В. Хромушкин – первый зам. генерального директора ОАО «ВПК «НПО машиностроения» к.ф.-м.н., доцент.

А.В. Хромушкин огласил приветствие А.Г. Леонова. С большим интересом был заслушан доклад почётного генерального директора – почётного генерального конструктора предприятия, к.т.н., проф. Г.А. Ефремова «Владимир Николаевич Челомей – конструктор, организатор, стратег».

Приветствие И.Б. Федорова огласил декан АКФ Р.П. Симоньянц. Он коснулся некоторых проблем подготовки инженерных кадров в области высоких технологий. Эти вопросы обсуждались и в докладе на секции инженерного образования.

С приветствиями от генерального директора ГКНПЦ им. М.В. Хруничева В.Е. Нестерова и докладом «Долгая жизнь ракеты Протон» выступил главный научный сотрудник Центра д.т.н., профессор Ю.А. Цуриков.

Генеральный директор – генеральный конструктор «ОКБ Вымпел» д.т.н., профессор Д.К. Драгун выступил с докладом о деятельности ФГУП «ОКБ Вымпел» и творческих связях с МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Академик РАН С.С. Григорян представил доклад «Новый закон трения и некоторые его применения».

Затем состоялись секционные заседания. После их завершения состоялось второе пленарное заседание, на котором руководители секций и участники конференции анализировали её работу.

СЕКЦИОННЫЕ ЗАСЕДАНИЯ

Секция 1. «Проектирование аэрокосмических систем».

Сопредседатели: подсекции 1.1 – П.А. Широков и Е.И. Журавлёв; подсекции 1.2 – Е.Г. Куранов и Г.Ф. Реш. Представлены доклады от восьми научно-промышленных организаций. На заседаниях подсекций обсуждались научные результаты представленных работ по широкому кругу актуальных проблем направления.

В подсекции 1.1 Д.К. Драгун и А.И. Забегаев доложили о созданной ими в организации ФГУП «ОКБ Вымпел» методологии проектирования высокозащищённых стартовых комплексов. Авторы этой глубокой, имеющей большое практическое значение работы были награждены дипломом конференции.

В.А. Поляченко дал анализ первых космических проектов ОКБ академика В.Н. Челомея. Д.В. Виноградов представил методику и программу расчёта основных характеристик оптико-электронной аппаратуры на предварительных этапах проектирования космической системы ДЗЗ. Свиридов А.С. представил разработанную им с использованием программного модуля для САПР методику анализа затенений антенн внешними элементами КА.

А.А. Лизунов, Р.И. Журавлев и Тарасов В.С. представили на заседании подсекции 1.1 разработанную ими систему электропитания и солнечных датчиков ориентации КЛАСП “Странник”. Методику численного моделирования и обработки результатов теплопрочностного эксперимента доложила И.В. Петрова. Особенности полёта КА с ленточным солнечным парусом обсуждались в докладе А.С. Попова и студента А.А. Меньшикова.

Дипломом конференции отмечен доклад Е.Г. Ватолиной, А.В. Братчева, Д.А. Забарко и В.В. Горского, в котором были представлены выполненные на самом высоком научном уровне современные технологии газодинамического и теплового проектирования.

Ещё одним дипломом конференции был поощрен оригинальный проект телекоммуникационного спутника с солнечным парусом на геостационарной орбите, выполненный под руководством доцента Е.И. Журавлёва студентами Аэрокосмического факультета М.А. Ишечкиным и А.Д. Озеровым (кафедра СМ-2).

На заседании подсекции 1.2 были представлены доклады по работам в области авиационных и ракетно-космических систем. Спектр обсуждаемых вопросов был очень широк. Авторские коллективы представляли 11 организаций. В обсуждении докладов и работе секции приняли участие более 40 человек.

Первым прозвучал доклад группы авторов в составе С.В. Константинов, П.Г. Редько, Г.В. Квасов, М.Г. Каннер, П.А. Осетров, В.М. Кувшинов, Л.В. Халецкий и А.И. Стеблинкин. Его тема: применение новых схемотехнических и конструктивных подходов для разработки рулевых приводов перспективных маневренных самолетов. Эта работа выделяется особенно по объему представленных работ, методологии проведенных исследований, эффекту от внедрения результатов, качеству представления материалов. Доклад вызвал большой интерес, авторы награждены дипломами конференции.

Второй доклад сделали ведущие специалисты ОАО «ВПК «НПО машиностроения» Б.Н. Натаров, С.В. Афонин и Л.С. Точилор: «Беспилотные летательные аппараты в многоуровневой авиационно-космической системе мониторинга». Затем прозвучал доклад С.А. Короткого о выполненном им методом вихревых элементов исследование процесса десантирования аэрокосмической системы из самолета-носителя. А.С. Федюшкин и А.Н. Шляпников доложили о разработанном ими методе расчётного определения конструкторских параметров вытеснительной системы топливного бака. И.В. Петрова, Ю.Ю. Ширшов и И.И. Лопухов доложили о разработанной ими методике расчетной и экспериментальной отработки высокотемпературных нагревателей из углеродных материалов.

Методику расчётно-экспериментального определения рентгенозащитных характеристик композиционных материалов предложила в своём совместном докладе группа ведущих специалистов из ФГУП «ЦНИИМАШ», 12 ЦНИИ МО и ОАО «ВПК «НПО машиностроения». В их числе С.О. Вязьмин, Л.И. Денисович, А.Г. Жогов, Д.А. Жуков, В.И. Крайнюков, В.В. Конюков, А.И. Потапенко, В.Е. Смирнов, А.П. Тихонов. В другом докладе этих авторов обсуждалась проблема обеспечения защиты бортовой аппаратуры по критерию «эффективность – массовые затраты полезной нагрузки изделия» от действия источника с усиленным выходом СЖР-излучения. Завершилась работа подсекции 1.2 докладом специалистов ОАО «ВПК «НПО машиностроения» Ю.В. Мельникова и В.А. Решетова по выполненной ими разработке функциональной структуры универсальной модели радиоканала.

Все доклады были заслушаны с большим интересом и вниманием, возникали оживлённые дискуссии.

Секция 2. «Математическое моделирование».

Сопредседатели: Ю.И. Димитриенко, В.С.Зарубин, В.П. Котенёв. Работа подсекции 2.1 проходила 19 мая в ДК «Мир» Реутова под председательством В.П. Котенева, подсекции 2.2 и 2.3 – 20 мая в корпусе УЛК МГТУ им. Н.Э. Баумана, на кафедре ФН-11 «Вычислительная математика и математическая физика» под председательством Ю.И. Димитриенко и В.С. Зарубина соответственно.

Доклады представили специалисты организаций: МГТУ им. Н.Э.Баумана, ОАО «ВПК «НПО машиностроения», ВЦ им. А.А. Дородницына РАН, Института математических проблем биологии РАН, ФГУП Исследовательский центр имени М.В. Келдыша. Круг рассматривавшихся вопросов широк – от проблем моделирования глобальных процессов в атмосфере, до проблем моделирования динамики микроструктур конструкционных материалов.

С большим интересом участники заседания подсекции 2.3 обсудили доклад коллеги, доцента каф. СМ-2 В.А. Грибкова, о математическом моделировании маятника Челомея и систем этого типа. Удивительно, что поставленная В.Н. Челомеем ещё в 1983 году задача до сих пор не получила исчерпывающего ответа.

На заседании подсекции 2.1 выступил ведущий специалист ВЦ им. А.А. Дородницына РАН Пархоменко В.П. с докладом о результатах выполненных им исследований по проблеме моделирования изменений климата Земли. Доцент кафедры СМ-2 «Аэрокосмические системы» Г.А. Щеглов выступил с новыми интересными результатами выполненного им анализа переходных режимов при решении актуальной задачи, связанной с динамикой процесса вы движения тела из-за преграды в поток.

В докладе Н. И. Сидняева обсуждались теоретические аспекты определения вращательных производных нестационарных характеристик гиперзвуковых ЛА в условиях разрушения поверхности. В.Д. Сулимов и П.М. Шкапов представили работу о применении гибридных алгоритмов для решения обратных спектральных задач гидромеханических систем.

Инженерные методы повышенной точности расчета теплообмена и трения на проницаемой стенке, обтекаемой сверхзвуковым потоком совершенного газа в окрестности критической точки сферы – тема доклада по актуальной работе, выполненной специалистами ОАО «ВПК «НПО машиностроения» Е.Г. Ватолиной и А.А. Оленичевой. Авторы этого доклада наградили дипломом конференции.

Второй диплом конференции в секции 2.1 был вручен студенту Аэрокосмического факультета В.А. Горшкову (5 курс, кафедра ФН-11), который совместно с профессором В.П. Котенёвым выполнил и доложил научную работу на тему: «Приближенный метод расчета давления на затупленных телах ненулевой кривизны».

На заседании подсекции 2.2 выступил совместно со старшим научным сотрудником Института математических проблем биологии РАН М.Б. Чалей доцент каф. ФН-11 В.А. Кутыркин. В их работе развивается спектрально-статический подход к распознаванию скрытой периодичности в текстовых строках. А со студентом АКФ Ю.В. Юриным В.А. Кутыркин выполнил актуальное исследование в области нелинейной динамики. Эту научную работу они представили на конференции в докладе: «Размытая сходимость и стохастический порядок в детерминированном хаосе».

Интересную работу в области небесной механики представил доцент ФН-11 А.В. Родников. Им исследовалась устойчивость движения орбитальной тросовой (леерной) связки спутников методом математического моделирования. Об этом докладе, как одном из наиболее интересных, на секции 2, говорил на заключительном пленарном заседании конференции Ю.И. Димитриенко.

На секции 2.3 прозвучал доклад В.Ф. Апельцина об одном оптическом эффекте в освещённой области при облучении металлического тела, покрытого тонким слоем диэлектрика. Обсуждался также доклад аспиранта кафедры ФН-2 «Прикладная математика» В.В. Леонова о моделировании процесса теплообмена излучением в системе концентратор – приемник солнечной энергии.

Заведующий кафедрой ФН-11, доктор ф.-м.н., профессор Ю.И. Димитриенко на заседаниях всех 3-х подсекций секции 2 представил большое число работ, выполненных под его руководством и при непосредственном участии. С докладами успешно выступили его коллеги и ученики, выпускники и студенты Аэрокосмического факультета (АКФ). В их числе к.ф.-м.н., доцент А.П. Соколов и студент А.Н. Дроголюб. Они представили научный доклад о численном моделировании упруго-прочностных свойств нанокompозитов. Студент А.Ю. Полторабатько выступил с докладом по работе о прогнозировании вязкоупругих свойств композиционных материалов.

Студенты В.В. Белевский и Л.Л. Кукленков доложили о выполненном ими совместно с Ю.И. Димитриенко исследовании процессов воспламенения и горения в РДТГ численным моделированием на основе метода ленточных динамически адаптивных стенок. Ассистент В.В. Минин доложил о результатах моделирования тер-

момеханических процессов в композитных оболочках при локальном нагреве. Выпускник АКФ по каф. ФН-11, инженер ОАО «ВПК «НПО машиностроения» М.Ю. Иванов представил доклад по результатам исследования высокоскоростных процессов в демпфирующих системах с фазовыми превращениями, выполненного им методом численного моделирования.

Вопросы моделирования процессов переноса в пористых средах с периодической структурой рассматривались в совместном докладе профессора Ю.И. Димитриенко и студентки АКФ А.И. Левиной. Авторы применили конечно-элементный метод решения задач на ячейке периодичности. С его помощью выполнено исследование особенностей локальных процессов переноса в пористых средах, а также изучены погрешности численного решения, вызванных особенностями самого метода конечных элементов.

Ю.И. Димитриенко представил также доклад аспиранта А.А. Захарова и студента АКФ М.Н. Корякова по результатам разработки технологий параллельных вычислений для решения многомерных нестационарных задач газовой динамики. С доцентом И.К. Красновым и ассистентом А.А. Николаевым была выполнена и представленная на конференции разработка комплексного метода неразрушающего теплового контроля и прогнозирования остаточного ресурса неметаллических конструкций.

Работа секции 2 прошла успешно, в духе творческого сотрудничества. Высокий научный уровень обсуждений был гарантирован участием крупных учёных, таких как В.С. Зарубин, Ю.И. Димитриенко, В.П. Котенёв и др. Большое значение имеет массовое участие в работе секции 2 молодых учёных и студентов.

Дипломами конференции в подсекции 2.2 награждены авторы двух докладов: 1) В.А. Кутыркин, М.Б. Чалей и 2) Ю.И. Димитриенко, А.П. Соколов, А.Н. Дроголоб.

Секция 3. «Компьютерные системы и технологии».

Сопредседатели: В.В. Сюзев, В.В. Савельев, В.И. Мартынов, В.В. Скоробатюк.

Работа секции проходила 19 мая в ДК «Мир» Реутова (подсекция 3.1) и 20 мая в главном учебном корпусе МГТУ им. Н.Э. Баумана, на кафедре «Компьютерные системы, комплексы и сети» (подсекция 3.2). На заседаниях секции обсуждалось более 20 докладов, тематика которых охватывала как важнейшие практические задачи, так и актуальные вопросы общего характера. Большой интерес вызвали практические задачи, решаемые с использованием совре-

менных математических и компьютерных технологий. В том числе такие, как яркостная и геометрическая обработка снимков ДЗЗ, обнаружение и распознавание объектов на аэрокосмических изображениях, проектирование программных комплексов мониторинга и управления техническими объектами, стенды обработки и хранения материалов летных испытаний. Обсуждены и такие вопросы, как семантические сети, применение теории графов при разработке алгоритмов параллельных вычислений и др.

Характерно, что соавторами большинства докладов являются выпускники, аспиранты и студенты МГТУ им.Н.Э. Баумана. Это подтверждает правильность применяемой в университете практики вовлечения студентов в реальную работу по проектам предприятий аэрокосмической отрасли, в частности – ОАО «ВПК «НПО машиностроения». Подавляющее большинство докладов завершилось активным обсуждением представленных материалов, иногда в виде достаточно жестких вопросов по существу проблемы.

Из представленных докладов два выделяются не только четко обоснованной актуальностью задачи, но и конкретными практическими результатами, подтверждающими правильность ее решения:

- 1. И.А. Иванов и В.В. Савельев «Обнаружение объектов заданного класса на изображениях в условиях априорной неопределенности параметров наблюдения», ОАО «ВПК «НПО машиностроения».
- 2. М.Ю. Охтилев и др. «Интеллектуальная информационная технология проектирования программных комплексов мониторинга состояния и управления сложными техническими объектами в реальном времени» – ЗАО «СКБ Орион», Санкт-Петербург.

Авторы этих докладов награждены дипломами конференции.

Выпускник АКФ, инженер корпорации НПО мвиностроения А.С. Сгонников представил разработанное им совместно с В.В. Савельевым программное средство для систематизации и анализа результатов испытаний систем технического зрения. Другой сотрудник корпорации, В.А. Степнев, выпускник АКФ, представил вариант структуры системы управления БПЛА, реализованный на базе отечественной платформы. Студент АКФ А.В. Хохлов совместно с инженером НПО машиностроения, выпускником АКФ А.В. Сиягиным предложили алгоритм планирования процессов реального времени в распределённой вычислительной системе.

Доцент МГТУ им. Н.Э. Баумана А.Ю. Попов предложил электронную вычислительную машину с аппаратной поддержкой операций над структурами данных. А.В. Брешенков, Н.Р. Хафизов представили методику определения взаимного покрытия фильтров в

системах с архитектурой, управляемой событиями. В.А. Овчинников и А.А. Пламядялов предложили операции над графами для схемно-топологического проектирования средств ЭВТ.

Доцент МГТУ Ю.М. Руденко предложил граф-схему, которая может служить удобным средством для изображения параллельного алгоритма. Им был предложен также способ построения плана выполнения параллельных алгоритмов на базе граф-схем. Доцент В.В. Тимофеев с Д.В. Тяпаевой представили результаты выполненного ими анализа одного из этапов процесса склейки панорам – этап выделения контуров на цифровых изображениях.

А.Н. Алфимцев, А. А. Можаяев, В.В. Девятков (МГТУ) представили разработанный ими метод нечетких операторов агрегирования, использующих нечеткую меру для автоматического анализа сцен на аэрокосмических изображениях. Доцент Л.В. Сурков и студент АКФ В.А. Нык доложили результаты выполненного ими анализа современных методов построения систем мониторинга и управления сетевой инфраструктурой. Доцент Е.В. Галямова и студент А.С. Панов представили полученную ими в результате исследования иерархическую сеть понятий, которая может быть использована в задачах информационного поиска.

Интеллектуальную информационную технологию проектирования программных комплексов мониторинга состояния и управления сложными техническими объектами в реальном времени представила группа авторов из Санкт-Петербурга в составе М.Ю. Охтилев, А.Ю. Чуприков, А.Ю. Россиев, П.А. Пикулёв, С.А. Заозерский, А.В. Кононеко, А.Н. Абалаков.

Результаты конференции свидетельствуют, что молодым ученым, работающим в содружестве с опытными специалистами, ее регулярное проведение предоставляет широкие возможности для повышения своей квалификации и решения важных задач ракетно-космической области.

УДК 929

Г.А. Ефремов

**ВЛАДИМИР НИКОЛАЕВИЧ ЧЕЛОМЕЙ –
КОНСТРУКТОР, ОРГАНИЗАТОР, СТРАТЕГ
(ШТРИХИ К ДЕЛОВОМУ ПОРТРЕТУ)**

Автор раскрыл ещё одну, ранее не исследованную грань деятельности основателя НПО машиностроения, академика В.Н. Челомея – удивительную экономичность его решений.

1. Неисследованная грань. Владимир Николаевич Челомей – личность масштабная и многогранная. В публикациях, посвящённых академику В.Н. Челомею достаточно полно освещены такие грани его личности, как: - конструкторский талант и мастерovitость; - обширные знания и кругозор учёного, академика АН СССР в области механики и процессов управления; - талант педагога и воспитателя; - возможности общественного деятеля (Депутат Верховного Совета СССР); - организаторские возможности в создании как НПО машиностроения, так и весьма успешной многоплановой кооперации; - подходы к сложнейшим решаемым задачам не только как инженера, конструктора, но и как стратега; - волевой, жёсткий характер; - высокая ответственность за развитие оборонного дела страны.

Но есть ещё одна грань его работы, его борьбы (а без борьбы не мог быть Генеральный конструктор В.Н. Челомей). Это – часть конструкторской, системной проектной работы, которая при выработке сложных, серьёзных по замыслу задач, приводила В.Н. Челомея к решениям не всегда устраивавшим власть в Минобороны, Совмине, ЦК КПСС. Эти решения в рамках тематических направлений (ракетно-космические системы практического назначения) всегда отличали: - оригинальность найденных (часто выстраданных) решений; - кратчайшие сроки выполнения работ; экономичность.

Сегодня, после 25 лет работы НПО машиностроения без В.Н. Челомея, когда открываются некогда секретные архивы по тематике, можно пока укрупнено (дальше, к 100-летию Генерального кон-

структора В.Н. Челомея, будет сделан детальный анализ) отметить удивительную экономичность решений этого Человека Великого Труда. Эта грань деятельности основателя НПО машиностроения ранее не исследовалась. Эту грань деятельности основателя НПО машиностроения, создателя коллектива ОКБ-52 и всей кооперации – генерального конструктора, академика Владимира Николаевича Челомея – есть необходимость рассмотреть более подробно.

2. Экономичность обеспечивалась главным образом благодаря рациональным решениям задач, которые выпадали на его долю. Сейчас можно удивляться, как был достигнут ракетный стратегический паритет по МБР через Комплекс с ракетой УР-100. В.Н. Челомей реализовал удивительно экономичный путь для достижения этого паритета. Были использованы многие технологии уже разработанные, но многое в ракетостроении было открыто заново. Сегодня по УР-100 есть, что читать, что изучать и изумляться!

Работы по УР-100 начаты в 1962 году и Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР от 30 марта 1963 г. получили признание на государственном уровне. Не малую роль в этом сыграла решительная вера Н.С.Хрущёва в предложенные В.Н. Челомеем ракеты. Но и сама работа была настолько убедительной, новаторской и столь быстро осуществлялась, что когда в октябре 1964 г. Хрущёва отстранили от руководства страной, попытки закрыть УР-100 не прошли. Созданная с этой целью комиссия не стала этого делать. Остановить «сотку» было уже невозможно. Всего через 3 года ракета УР-100 была на боевом дежурстве.

Это крайне экономичная ракета, которую судьба позволила выполнить В.Н. Челомею. Но можно привести множество других примеров того, сколько ещё получила бы страна нового, нужного и пионерского в технике и науке, если бы были приняты и реализованы и другие предложения В.Н. Челомея.

3. Несколько примеров. *Пример 1.* В 1962 году Генеральный конструктор В.Н. Челомей предложил руководству страны создавать УР-100 не просто в качестве стратегической МБР, но в полной мере универсальной ракеты. Эта ракета была предложена и как ракета для подводных носителей – упрощённых неатомных подводных лодок. Это предложение было доложено руководству страны, оформлено вместе с Главным конструктором подводных лодок Павлом Петровичем Пустынцевым и направлено Главкому ВМФ С.Г. Горшкову и начальнику Генштаба С.С. Бирюзову.

Это был очень важный, во многом определяющий развитие советского ВМФ 1963 год. Суть предложений В.Н. Челомея и П.П.

Пустынцева была проста – если появляется ракета с дальностью стрельбы 11000 км, зачем устанавливать вновь создаваемые ракеты с дальностью около 8000 км на ПЛ с ядерной энергоустановкой и выходить в океаны, погружаться там на глубины 500 м, гоняться со скоростями свыше 30 узлов, если задача МСЯС одна – сохраниться в водах морей при ударе США по СССР ядерным оружием и ответить агрессору. Это было, есть и будет единственной задачей морского комплекса СЯС.

Могло ли тогда, в 1963 году быть принятым такое «упрощённое» предложение с базированием подводных носителей у собственных берегов или даже во внутренних водоёмах страны. Конечно, нет, как теперь видно, к большому сожалению. Флот по решению руководства СССР пошёл по симметричному с американцами пути – сотворили после 1963 года не один тип ПЛ океанского профиля, разработали ещё 5 типов новых лодочных ракет по массогабаритным размерам превосшедших УР-100, построили мощный надводный флот для вывода в океаны таких подводных лодок и охраны районов дежурства ПЛ в океанах. Страну «выпотрошили» основательно в финансовом плане, даже подсчитать страшно. Ради чего?

Став сейчас страной с открытой рыночной экономикой, мы видим – практически всё это «великое» советское МСЯС погибло. Теперь признано, что лодки с МБР должны базироваться у своих берегов. Будь это хоть оставшаяся дюжина ПЛ проекта 667, хоть вновь создаваемые ПЛ проекта 955 (Юрий Долгорукий).

Этот пример характерен для В.Н. Челомея – он искал решения оптимальные, рациональные, экономящие финансы страны.

Руководство ВПК (прежде всего Устинов Д.Ф, Смирнов Л.В.) и военачальники, не считаясь с формулой «эффективность – стоимость», со второй её частью, движимые по сути некоей «манией величия страны» не хотели видеть ассиметричных путей сдерживания противника.

Пример 2. Экономичное решение всё по той же ракете УР-100, но уже в третьем её предназначении – для системы противоракетной обороны СССР. Это предложение В.Н. Челомея было оформлено Постановлением ЦК КПСС и Совмина СССР в том же 1963 году. Система ПРО называлась «Таран». И она была предложена вновь экономично, не разоряя страну. Но её после снятия Н.С.Хрущёва закрыли немедленно. Но открыли такие же работы на 25 лет, да и ракету сделали новую, сходную с УР-100. Но через 25 лет. А вместо системы защиты страны, создали «усохшую» (не по израсходован-

ным средствам) московскую ПРО, назначение которой так и не было кем-либо понято.

Пример 3. Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР от того же 1963 года НПО машиностроения (ОКБ-52) во главе с В.Н. Челомеем было поручено создать систему глобальной космической разведки (шифр «ТГР»). На её создание отводилось 5 - 7 лет (т.е. к 70-м годам). Её не закрыли, её тихо забрали у Челомея и отдали другим Главным конструкторам. Им эта масштабная работа была не по плечу. Тихо попользовавшись финансовыми средствами, её «испарили».

Пример 4. Предложение В.Н. Челомея освоить полёты в верхней атмосфере Земли с космическими скоростями - лёгкий космический самолёт (ЛКС). Некоторые исследователи совершают грубую ошибку, заявляя, что Челомей этим ЛКС хотел «закрыть» «Буран». Стоит прочитать текст предложения В.Н. Челомея и ещё 4-х академиком и станет понятно, что не вместо «Бурана». Этот дешёвый экспериментальный летательный аппарат мог быть создан на готовой ракете УР-500К и мы были бы благодаря его полетам в области гиперзвуковых скоростей полета далеко впереди всех стран Земли.

Я полагаю этих примеров достаточно. Экономичность решений В.Н. Челомея раздражала многих в верхах страны. Главный «рулевой» Советского ВПК был и при Н.С.Хрущёве и при Л.И. Брежневеве – Дмитрий Фёдорович Устинов. Он не жалел для «великих дел» (и оправданных, и «химер») никаких государственных средств.

Фигуре Д.Ф.Устинова, человека великой воли, больших заслуг в Отечественной войне, после 1950-х годов XX века предстояло стать по сути зловещей фигурой, часто действующей субъективно, но не встречающей нужного отпора. Современную историю новых «Моцарта и Сальери» – В.Н. Челомея и Д.Ф.Устинова ещё предстоит разработать исследователям.

4. Заключение. Сегодня, в год 95-летия со дня рождения В.Н. Челомея есть опасность описывать его мелочи жизни, как будто уже всё о нём, как великом Человеке Дела, описано. Это не так. Представленное мною, я уверен, направит исследователей к тем важнейшим материалам, которых не раскрыто ещё очень много.

К 100-летию В.Н. Челомея НПО машиностроения должно будет выпустить достойную книгу, чтобы каждый человек мог узнать, кем был этот удивительный Генеральный конструктор, Академик, Патриот Родины.

А.Г. Леонов

ВОЕННО-ТЕХНИЧЕСКОЕ СОТРУДНИЧЕСТВО И ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАЦИОНАЛЬНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ РОССИИ

Раскрываются теоретические вопросы обеспечения национальной безопасности при организации и управлении военно-техническим сотрудничеством, при проведении работ по созданию комплексов ракетного вооружения в кооперации с зарубежными партнёрами применительно к головному предприятию корпорации.

1. Военно-техническое сотрудничество (ВТС) является важнейшим элементом международных отношений, хотя в объемном выражении составляет лишь незначительную часть международной торговли. Роль ВТС с иностранными государствами для России значительно возросла в конце XX века и как элемент политического влияния, и как экономическая составляющая [1].

Многочисленные публикации убедительно показали, что только благодаря военно-техническому сотрудничеству сохранена способность производства большинства видов вооружений и военной техники (В и ВТ) на предприятиях РФ [2, 3, 8, 9]. Создание новых систем В и ВТ, может быть за исключением стратегических, было фактически заморожено.

В этих условиях становится актуальным вопрос использования потенциала ВТС для новых, прежде всего высокотехнологичных, разработок [5]. Автором настоящей работы представлены предложенные и отработанные на практике пути создания головным научно-производственным объединением условий для обеспечения и развития деятельности кооперации предприятий РФ, осуществляющих разработку и производство высокотехнологичных В и ВТ нового поколения, в условиях финансовых ограничений и дефицита отечественных заказов. В основу предложений положена методология организации (ВТС) с зарубежными странами по совместной разработке и серийному производству техники с долевым привлечением финансовых и технологических ресурсов иностранного партнера.

2. Направления ВТС. На основе имеющегося опыта среди множества направлений ВТС с зарубежными странами можно представить два наиболее характерных. К первому направлению можно отнести ВТС, основанное на поставках в зарубежные страны готовых образцов В и ВТ или другой готовой продукции военного назначения. Этот способ ВТС широко распространен, а его организационные формы хорошо отработаны. При этом роль организаций-разработчиков сводится к предложению на рынок готовых видов продукции. Для продвижения продукции на зарубежные рынки и осуществления контактов с потенциальными иностранными партнерами создан специализированный государственный посредник – «Рособоронэкспорт» [9].

Ко второму направлению проведения ВТС следует отнести совместную с заинтересованным иностранным партнером разработку продукции военного назначения. К совместной разработке предлагается перспективная, но еще не готовая продукция. В связи с этим заинтересованность инопартнера состоит в приобретении определенных знаний и технологий, а заинтересованность Российской стороны состоит в получении ресурсов на разработку или доработку собственной продукции, а также новых знаний и технологий. Поскольку в основе сотрудничества лежит реализация всего жизненного цикла продукции, от проектирования до испытаний и поставок готовой серийной продукции, ведущая роль в организации и управлении проведением ВТС отводится головному предприятию кооперации. Оно координирует деятельность участников совместной разработки и производства данной продукции [6, 7].

Опыт проведения ВТС показал высокую степень его влияния на факторы национальной безопасности (НБ) и высокую степень обусловленности ВТС во всех основополагающих аспектах государственной жизнедеятельности, таких, как политическая, оборонная, экономическая, научно-техническая и социальная [4]. Задачи соблюдения требований НБ решаются на всех иерархических уровнях государственного управления, но также возлагаются и на головное предприятие. Особенно это касается этапа обоснования целесообразности реализации того или иного проекта.

3. Проблема. Второе направление ВТС – совместная разработка – еще недостаточно распространено, а его организационные формы проведения во многом не отработаны. Возникло несоответствие между нереализованным потенциалом научно-производственного комплекса и недостаточными возможностями научно-теорети-

ческой базы по организации и проведению ВТС в форме совместной деятельности с долевым вложением ресурсов.

Сформировалась проблема разработки методологии формирования и управления военно-техническим сотрудничеством с зарубежными странами на основе совместной разработки продукции военного назначения, которая не может быть решена только техническими, только экономическими, только политическими или иными методами по отдельности. Ее решение требует привлечения системных методов. Управление проведением ВТС по совместной разработке и производству продукции военного назначения при ведущей роли головной организации является многоаспектным и предполагает учет целого ряда условий [10...15].

Для осуществления ВТС с зарубежными странами нужно иметь технический, технологический и научный задел. Должен быть высококвалифицированный кадровый потенциал и организационный опыт. Необходимо выбрать заинтересованного партнера [11, 14] – государство, обладающее достаточными ресурсами для совместной разработки. Безусловно, должны быть выполнены требования обеспечения национальной безопасности РФ.

При этом во всех сферах государственной деятельности необходимо выполнить систему мероприятий, обеспечивающих проведение ВТС. В политической сфере должна быть доработана правовая база. В экономической сфере в кооперацию должен быть привлечён необходимый состав предприятий и установлен порядок финансового обеспечения работ. В научно-технической сфере – распределено проведение работ. В оборонной сфере – согласованы с Министерством обороны РФ виды продукции и ее характеристики. В социальной сфере – задействован необходимый состав квалифицированных специалистов, обеспечены рабочие места и т. п.

4. Пример решения. В качестве примера решения проблемы проведения ВТС по совместной с иностранным партнером разработке и производству продукции военного назначения при ведущей роли головной организации кооперации можно рассматривать сотрудничество ОАО «Военно-промышленная корпорация «НПО машиностроения» с Республикой Индия, создание ими противокорабельной ракеты «БраМос» [7].

На период начала работ НПО машиностроения в направлении совместной разработки и производства комплексов ракетного оружия всем условиям проведения такого вида ВТС соответствовала Республика Индия. Однако ввиду отсутствия методологии организации и проведения совместных работ с иностранным партнером по-

иск вариантов деятельности был весьма сложным и трудоемким. Были рассмотрены несколько вариантов ВТС с Индией. Всесторонний их анализ показал преимущества варианта совместной разработки комплексов ракетного оружия с противокорабельной ракетой как максимально соответствующего интересам и России, и Индии. Именно этот вариант и был принят для дальнейшей реализации.

В соответствии с межправительственным соглашением между Россией и Индией была учреждена совместная организация «Бра-Мос», зарегистрированная в Индии. Её задача – разработка, производство и реализация совместной продукции. Название совместной организации и одноименной ракеты происходит от слияния названий двух рек – Брахмапутра в Индии и Москва в России.

5. Концепция национальной безопасности РФ* (далее – Концепция) определяет систему взглядов на обеспечение в России безопасности личности, общества и государства, их защищённость от внешних и внутренних угроз во всех сферах жизнедеятельности, формулирует важнейшие направления государственной политики.

Из Концепции следует, что национальная безопасность (НБ) – это состояние государства, при котором отсутствуют или устранены (парированы) внешние и внутренние угрозы его национальным ценностям и национальному образу жизни. При этом под внешней безопасностью понимается защищённость интересов, национальных ценностей и образа жизни от внешних угроз, обеспечиваемая Вооружёнными Силами и другими государственными структурами, а внутренняя безопасность – защищённость от внутренних угроз (криминальных, природных, техногенных, социальных и др.). Военно-техническое сотрудничество (ВТС) с зарубежными странами, в общем случае, связано с обеспечением как внешней, так и внутренней безопасности. Концепция предполагает обеспечение интересов личности, общества и государства для каждой из девяти сфер жизнедеятельности: международной, внутривнутриполитической, экономической, социальной, военной, пограничной, информационной, духовной и экологической.

*На период проведения рассматриваемых в статье работ действующим документом по вопросам национальной безопасности была «Концепция национальной безопасности РФ», утвержденная Указом Президента Российской Федерации от 10 января 2000 года № 24. В настоящее время принята «Стратегия национальной безопасности Российской Федерации до 2020 года», утвержденная Указом Президента Российской Федерации от 12 мая 2009 года № 537. Действующая Стратегия является развитием предшествующей концепции национальной безопасности, скорректированной и доработанной на современные условия. В связи с этим предложенные в работе методические положения по исследованию вопросов Национальной безопасности приобретают еще большую актуальность.

Интересы личности состоят в реализации конституционных прав и свобод, в обеспечении личной безопасности, в повышении качества жизни, в физическом, духовном и интеллектуальном развитии человека и гражданина. Интересы общества – в упрочении демократии, в создании правового, социального государства, в достижении и поддержании общественного согласия, в духовном обновлении России. Интересы государства – в незыблемости конституционного строя, суверенитета и территориальной целостности России, в политической, экономической и социальной стабильности, в безусловном обеспечении законности и поддержании правопорядка, в развитии равноправного и взаимовыгодного международного сотрудничества.

Законодательное обеспечение предполагает для каждой сферы НБ разработку законов о доктринах и соответствующих стратегиях, а также законодательное обеспечение программ для каждой сферы с определением мероприятий, исполнителей и средств, с ежегодной оценкой результатов достижения Концепции НБ.

6. Вектор факторов влияния. ВТС определяет интересы личности, особенно для сотрудников оборонно-промышленного комплекса, интересы общества применительно к предприятиям оборонно-промышленного комплекса, интересы государства по всем сферам национальной безопасности.

Оценку влияние ВТС на национальную безопасность сведём к определению вектора $\varphi = \{\varphi_1 \dots \varphi_i \dots \varphi_k\}$, $i = 1, 2, 3, \dots, 27, k$, компоненты которого φ_i – факторы влияния. Влияние ВТС с зарубежными странами рассмотрим по сферам НБ. Автору представляется достаточным учет 27 факторов – по три определяющих фактора для каждой из 9 сфер безопасности; φ_k – дополнительный фактор влияния для изучения общего случая.

Каждая j -ая сфера НБ ($j = 1, 2, 3, \dots, 9$) с определяющими факторами влияния φ_i связаны следующим образом:

Международная сфера ($j = 1$): φ_1 – фактор влияния ВТС на геополитические интересы России; φ_2 – фактор влияния конкуренции на интересы России в регионе мира, в котором осуществляется ВТС; φ_3 – фактор наличия международных договоров на осуществление ВТС по конкретным образцам В и ВТ.

Внутриполитическая сфера ($j = 2$): φ_4 – фактор, определяющий наличие образцов вооружений и возможность их производства

для осуществления ВТС; φ_5 – фактор влияния финансовой системы РФ и системы банков различных форм собственности на осуществление ВТС; φ_6 – фактор влияния особенностей бюрократических процедур при несовершенстве нормативно-правовой базы на ВТС.

Экономическая сфера ($j = 3$): φ_7 – фактор поддержки кооперации производителей военной техники, осуществляющих ВТС; φ_8 – фактор влияния ВТС с зарубежными странами на кооперацию, осуществляющую разработку образцов вооружения и выполняющую программу вооружения РФ; φ_9 – фактор влияния ВТС на развитие промышленности РФ за счет использования двойных технологий.

Социальная сфера ($j = 4$): φ_{10} – фактор занятости специалистов в области создания высокотехнологичной военной продукции за счет ВТС с зарубежными странами; φ_{11} – фактор социальной поддержки работников кооперации производителей за счет ВТС; φ_{12} – фактор влияния подготовки (переподготовки) специалистов за счет осуществления ВТС.

Военная сфера ($j = 5$): φ_{13} – фактор влияния ВТС на выполнение программы вооружения РФ; φ_{14} – фактор влияния на модернизацию военной техники за счет ВТС; φ_{15} – фактор, учитывающий увеличение срока эксплуатации военной техники за счет ВТС.

Пограничная сфера ($j = 6$): φ_{16} – фактор влияния ВТС на разработку вопросов разграничения прав собственности на продукцию и интеллектуальную собственность; φ_{17} – фактор, определяющий влияние ВТС на исключение использования экспортируемого образца военной техники против РФ; φ_{18} – фактор влияния на развитие таможенных технологий передачи компонентов продукции ВТС.

Информационная сфера ($j = 7$): φ_{19} – фактор развития информационных технологий за счет ВТС; φ_{20} – фактор влияния ВТС на развитие технологий информационной безопасности; φ_{21} – фактор защиты конфиденциальной и закрытой информации, интеллектуальной собственности и т.п. от несанкционированного распространения.

Духовная сфера ($j = 8$): φ_{22} – фактор моральной поддержки организаций производителей военной техники за счет ВТС; φ_{23} – фактор влияния ВТС на духовно-нравственное наследие, отражаемое в средствах массовой информации; φ_{24} – фактор влияния ВТС на расширение межличностных связей с иностранными государствами,

укрепление взаимопонимания на основе расширения познаний об обычаях и культуре других стран.

Экологическая сфера ($j = 9$): φ_{25} – фактор, определяющий вывод производств и испытаний экологически опасной военной техники при ВТС; φ_{26} – фактор влияния ВТС на экологическую безопасность технологии производства военной техники; φ_{27} – фактор влияния ВТС на рациональное использование природных ресурсов.

7. Матричный подход. Оценка влияния ВТС на НБ, таким образом, сводится к определению вектора факторов φ . Каждый i -ый из основных факторов в каждой j -ой сфере влияет на НБ различным образом. Поэтому количественные оценки следует производить дифференцированно. В общем случае необходимо определить полезность каждого i -ого фактора в каждой j -ой сфере. В предположении независимости сфер безопасности от рассматриваемых факторов такое рассмотрение можно осуществить на основе анализа матрицы [15]:

		Сферы					
		1	2	...	j	...	9
Факторы	1	φ_{11}	φ_{12}	...	φ_{1j}	...	φ_{19}

	i	φ_{i1}	φ_{i2}	...	φ_{ij}	...	φ_{i9}

	k	φ_{k1}	φ_{k2}	...	φ_{kj}	...	φ_{k9}

При этом влияние ВТС с зарубежными странами на НБ может быть определено по показателю абсолютной полезности

$$Q_{\text{нб}} = \sum_i \sum_j C_{ij}^{(+)}(\varphi_{ij}) - \sum_i \sum_j \sum_{\xi_{ij}} C_{ij\xi}^{(-)}(\varphi_{ij}, \xi_{ij}) \quad (1)$$

или по показателю относительной полезности:

$$q_{\text{нб}} = \left(\sum_i \sum_j C_{ij}^{(+)}(\varphi_{ij}) \right) \cdot \left(\sum_i \sum_j \sum_{\xi_{ij}} C_{ij\xi}^{(-)}(\varphi_{ij}, \xi_{ij}) \right)^{-1}, \quad (2)$$

где $C_{ij}^{(+)}(\varphi_{ij})$ – эквивалентная польза НБ в результате деятельности кооперации по ВТС при достижении требований по i -му фактору j -ой сферы НБ; $C_{ij\xi}^{(-)}(\varphi_{ij}, \xi_{ij})$ – расходы кооперации на достижение

требований по i -му фактору j -ой сферы НБ за счет проведения соответствующих групп мероприятий ξ_{ij} .

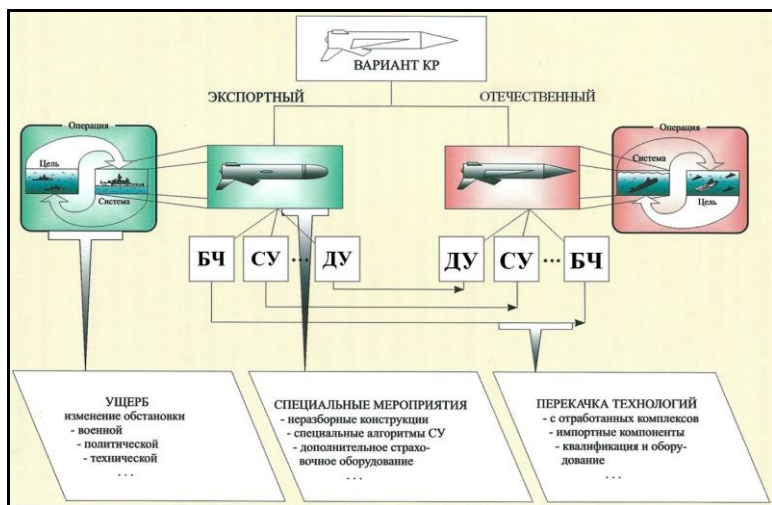


Рис. 1. Пример учета фактора национальной безопасности в военной сфере.

С учетом факторов НБ создание экспортных и отечественных образцов вооружения при выборе варианта ПКР осуществляется с использованием соответствующих моделей операции их применения. Так, разработке экспортных образцов соответствует модель операции для страны импортера, учитывающая ее геополитические цели и задачи и эффективность возможного применения разрабатываемого образца против страны экспортера. Разработке боевых (отечественных) образцов соответствует модель операции отечественных сил и средств с учетом геополитических целей и задач РФ.

Для случая совместного с инопартнером создания комплексов с ПКР основные компоненты технической политики, включающие определение ущерба, специальные мероприятия, связанные с использованием совместно созданного образца, возможности перекачки технологий, приобретают особо важное значение.

Возможный ущерб рассматривается с целью: определения обоснованной оценки; анализа влияния на стабильность в регионах; проведения оценок количественного обоснования мероприятий, отражаемых в международных договорах.

Специальные мероприятия включают технические решения, необходимые для исключения возможности: несанкционированного применения экспортного образца против Российской Федерации; самостоятельной модернизации страной инопартнером созданного образца и другие подобные ситуации.

Перекачка или внедрение технологий по результатам совместной с инопартнером разработки и производства отдельных элементов образцов вооружений. В их числе могут быть, например, боевая часть (БЧ), система управления (СУ), двигательная установка (ДУ). Возможны также и технические решения по образцу в целом для реализации целей: повышения уровня тактико-технических характеристик (ТТХ) отечественных образцов; поддержания технологического лидерства на всех этапах жизненного цикла создания и эксплуатации образца; поддержания на самом современном уровне элементной базы и других подобных мероприятий.

8. Выводы. Разработана методология формирования и управления военно-техническим сотрудничеством с зарубежными странами по совместной разработке и серийному производству технической продукции военного назначения с долевым привлечением финансовых и технологических ресурсов иностранного партнера.

Предложенный подход к обеспечению национальной безопасности позволяет а) выделить совокупность мероприятий, обеспечивающих необходимый уровень национальной безопасности и б) создание приоритетов по обеспечению эффективности отечественных образцов вооружения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бельянинов А.Ю. Военно-техническое сотрудничество и интеграционные процессы в оборонно-промышленном комплексе России / Под ред. В. В. Бандурина. М.: ИНИОН РАН, 2003. 249 с.
2. Военно-техническое сотрудничество. Обзор российской и зарубежной печати. М.: Росвооружение, 16-22 июня, 1997.
3. Военно-техническое сотрудничество России с зарубежными государствами: анализ рынков / М.С. Барабанов, К.В. Макиенко, Р.Н. Пухов, А.Л. Рыбас; Под ред. А.Л. Рыбаса. М.: Наука, 2008. 470с.
4. Довгодуш С.И., Леонов А.Г. О матрице системной безопасности: спектр опасностей – меры их парирования // Фундаментальные проблемы системной безопасности. М.: Вузовская кн., 2008.
5. Котелкин А.И. Направления повышения эффективности экспорта вооружений с учетом задач обеспечения национальной безопасности России. М., 1998.
6. Леонов А.Г. Об оценке эффективности сотрудничества // Тр. ИСАРАН. 2008. Т. 32. № 1. С. 201-209.

7. Леонов А.Г. Выбор форм научно-технического сотрудничества с Республикой Индией // Тр. ИСА РАН. 2008. Т. 32. № 2.
8. Серия обзоров российской и зарубежной печати по военно-техническому сотрудничеству. ГК «Росвооружение», 1997. № 1- 46.
9. Чемезов С.В. Военно-техническое сотрудничество России с иностранными государствами: опыт организационного проектирования. М.: ЦИБОБ при Рос. экономич. акад. им. Г. В. Плеханова, 2001. 140с.
10. Леонов А. Г., Грущанский В.А. Методические основы адаптивного распределения ресурсов в условиях научно-технического сотрудничества // Тр. ИСА РАН. 2008. Т. 32. № 2.
11. Леонов А. Г. Методы экспертных оценок при выборе потенциальных партнеров по научно-техническому сотрудничеству // Тр. ИСА РАН. 2008. Т. 32. № 2.
12. Леонов А. Г. О ситуациях нестабильности на основе анализа потенциалов//Тр. ИСАРАН. 2008. Т. 32. № 1. С. 316-322.
13. Леонов А. Г. Аспекты государственного уровня при научно-техническом сотрудничестве // Тр. ИСА РАН. 2008. Т. 32. № 2.
14. Леонов А. Г. Методические подходы к выбору потенциальных партнеров//Тр. ИСАРАН. 2008. Т. 32. № 1. С. 210-217.
15. Леонов А. Г. Матричный подход к оценке системной безопасности // Тр. ИСА РАН. 2008. Т 32. № 1. С. 308-315.

И.Б. Федоров, Р.П. Симоньянц

ПОДГОТОВКА КАДРОВ В ОБЛАСТИ ВЫСОКИХ ТЕХНОЛОГИЙ

Правило «обучение на основе науки», предполагает органичное сочетание образования и науки. Важнейшую роль играют научные школы. В.Н. Челомей в МГТУ им. Н.Э. Баумана создал научную школу. Она формировалась в процессе создания ракетно-космических систем. Университет и предприятие создали Аэрокосмический факультет, который добился впечатляющих успехов. Предприятие должно оказывать поддержку научной работе на факультете. Очень важно совместно проводить поиск и привлечение к учёбе талантливой молодежи.

1. Введение. Подготовка кадров в области высоких технологий осуществляется, прежде всего, в ведущих университетах. Если говорить об инженерном образовании, то следует признать, что лучшие технические университеты мира всегда были исследовательскими. Правило «обучение на основе науки», предполагающее органичное сочетание образования и науки, определяет суть их деятельности. Лидер технического образования России – МГТУ имени Н.Э. Баумана – во все времена проповедовал этот принцип.

Высокие технологии в технике – это сплав науки и инженерного искусства. А отсюда и особые требования к фундаментальной подготовке таких инженеров. Математика, механика, информатика, управление, теоретические инженерные курсы составляют тот фундамент, на котором строится качественная профессиональная подготовка. Мировая практика показывает, что большинство наиболее значимых научных результатов, прорывных технологических и технических разработок созданы именно в ведущих технических университетах или воспитанниками этих университетов.

В научной деятельности исследовательского университета важнейшую роль играют научные школы. В нашем университете можно назвать целый ряд школ имеющих всеобщее признание в мире. Сегодня эти школы возглавляются их учениками, а результаты деятельности школ позволяют, несмотря на известные трудности, поддерживать современный уровень разработок во многих областях техники и технологий. Перечень научных школ в ведущих техниче-

ских университетах России велик. Широко известна, конечно, и одна из них – научная школа академика В.Н. Челомея.

2. Научная школа академика В.Н. Челомея. Владимир Николаевич Челомей, 95-летний юбилей которого мы отмечаем, создавая и развивая ныне всемирно известную фирму «НПО машиностроения», пришёл именно в наш университет. Пришёл не просто за нашими выпускниками, а создал здесь кафедру, оснастил её лучшим на тот период исследовательским оборудованием, сам преподавал и проводил уникальные исследования, сформировал великолепный коллектив специалистов и «загрузив» его интересной научной работой, создал ту творческую среду, в которой рождаются настоящие учёные и инженеры.

Научная школа В.Н. Челомея формировалась в процессе создания ряда ракетно-космических систем. В решении многочисленных проблем, которые возникали при разработке этой техники, активное участие принимали сотрудники созданной Челомеем в МГТУ им. Н.Э. Баумана кафедры СМ-2 «Аэрокосмические системы».

В.Н. Челомеем были заложены основы научного направления «Динамика, устойчивость и прочность тонкостенных конструкций». Направление это успешно развивается и в настоящее время. Разработаны, например, очень важные в практических приложениях методы расчёта тонкостенных конструкций, выполненных из композиционных материалов.

Основополагающие результаты были получены В.Н. Челомеем в решении проблем динамической устойчивости упругих систем. Им были опубликованы оригинальные работы по ряду актуальных проблем прикладной механики, колебаний сложных динамических систем с периодически меняющимися параметрами. Это тематическое направление успешно продолжили развивать ученики В.Н. Челомея, в т.ч. его сын д.ф.-м.н., профессор С.В. Челомей.

Широкую известность получила опубликованная в 1983 году научная работа В.Н. Челомея о парадоксах в механике при возбуждении вибрациями. Удивительные опыты, продемонстрированные Владимиром Николаевичем на заседании Учёного совета МГТУ им. Н.Э. Баумана, до сих пор не получили полного объяснения.

3. Аэрокосмический факультет. Создание в МГТУ им. Н.Э. Баумана кафедры имеет исключительное большое значение в деле обеспечения возглавляемого В.Н. Челомеем предприятия квалифицированными кадрами. Позже, уже при Герберте Александровиче Ефремове, наш университет и предприятие сделали следующий шаг – создали Аэрокосмический факультет, погрузив студентов в интел-

лектуальную среду этой замечательной фирмы. И каждый может убедиться на деле в справедливости и эффективности реализуемого нами принципа «образование через науку». В тех подразделениях, где идёт напряжённая научная работа, где студенты вовлечены в исследовательский процесс, мы видим блестящие результаты. Многие годы студенты и выпускники факультета добиваются поразительных успехов и в обучении, и в науке.

В то же время нас огорчает, что процент выпускников, остающихся работать в сфере науки и высоких технологий, не так велик, как этого мы хотим. Причины хорошо известны. Конечно, если на эту общегосударственную проблему смотреть глубже, то нельзя не заметить, что по сравнению с существующими среднестатистическими показателями мы на Аэрокосмическом факультете добились впечатляющих успехов. Но нас они не могут успокоить. Мы ищем более эффективных путей радикального улучшения положения в этом вопросе. Один из таких путей, очевидно, лежит через исследовательский университет.

4. Научная работа на факультете. Сейчас, в связи с развитием высоких технологий практически во всех отраслях производства, развитие университетов высокого уровня (исследовательских), готовящих элитных специалистов-разработчиков, становится особенно актуальным. Важна государственная поддержка этих вузов. Одним из неперенных условий существования исследовательского университета является наличие научно-исследовательских подразделений, способных вести комплексные исследования.

Возможность исследований на стыке наук – одно из основных преимуществ исследовательских университетов, в подразделениях которых работают высококвалифицированные специалисты различных направлений. Применительно к Аэрокосмическому факультету таким подразделением может быть научно-образовательный центр (НОЦ) Аэрокосмического факультета.

Мы рассчитываем, что предприятие будет оказывать поддержку научной работе на Аэрокосмическом факультете. Это – наши общие интересы. Без такой поддержки существенных результатов добиться невозможно. Это – совершенно очевидно. Ведь эффективность связи с промышленностью, особенно в сфере высоких и наукоемких технологий, определяется степенью участия и в учебном, и в научном процессе ведущих специалистов предприятия и университета.

5. Приток молодёжи. Очень важно, чтобы мы совместно проводили целенаправленный поиск талантливой молодежи в школах в

рамках конкурсов, олимпиад, профильных программ типа «Шаг в будущее». Все это уже существует в практике, нужно придать этому больший масштаб. При этом в максимальной мере следует использовать право исследовательских университетов иметь собственные схемы приема абитуриентов, обеспечивающих этот поиск.

Демографический спад, снижение уровня подготовки в школах, особенно по физике и математике, вызывает тревогу. Необходимо мобилизовать все ресурсы для решения принципиально важной задачи привлечения на факультет талантливой, хорошо подготовленной школьной молодёжи. Эту стратегическую задачу без самой активной помощи и участия предприятия решить нельзя.

6. Есть место и оптимизму. Присланные на нашу конференцию доклады, приятно удивляют большим числом молодых участников, глубиной и значимостью рассматриваемых проблем. Вместе с маститыми учёными, именитыми конструкторами и разработчиками успешно трудятся талантливые студенты, аспиранты, молодые инженеры. Это радует и вселяет оптимизм. Мы очень рады тому, что удалось зажечь пламя творческого интереса в молодых умах наших младших коллег. Но и испытываем тревожное чувство ответственности за то, чтобы не дать этому огню погаснуть.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Федоров И.Б., Павлихин Г.П. Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана. 175 лет. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. – 352 с.
2. Тушев О.Н., Дмитриев С.Н. Кафедра «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Основные этапы деятельности. – М.: 2010. – 195 с.

В.Е. Нестеров, Ю.А. Цуриков

ЖИЗНЕННЫЙ ПУТЬ РАКЕТЫ «ПРОТОН»

Анализируется жизненный путь самой надежной в мире ракеты-носителя (РН) «Протон». Отражена история её создания под руководством В.Н. Челомея. Показано, что решение актуальной задачи модернизации РН позволило улучшить её характеристики. Работа завершилась созданием нового РКК «Протон-М» с новыми возможностями, что позволяет России и в новых экономических условиях удерживать лидирующее положение на мировом рынке тяжелых РН.

1. Начало. 16 мая 2009 г. состоялся 345-й пуск ракеты-носителя «Протон», который стал 51-м запуском с коммерческой полезной нагрузкой. Жизненный путь этой самой надежной в мире ракеты начался, когда в 1962 г. было подписано постановление правительства о создании в филиальном филиале ЦКБМ (ныне КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В.Хруничева), возглавляемом В.Н. Челомеем, тяжелой ракеты-носителя «Протон», а в 1965 г. – «Протон-К».

КБ имело опыт общения с ракетными технологиями в период работы под руководством Генерального конструктора В.М. Мясищева. Однако создание ракеты массой 500 тонн не имело аналогов в отечественной практике. В кооперацию по созданию РКН вошли такие авторитетные организации, как КБ Энергетического машиностроения (В.П. Глушко) – двигатели I ступени; КБ Химвавтоматики (С.А. Козберг, а впоследствии А.Д. Конопатов) – двигатели II и III ступени; НИИ автоматики и приборостроения (Н.А. Пилюгин, а впоследствии В.Л. Лапыгин) – система управления; КБ общего машиностроения (В.П. Бармин) – стартовый комплекс; филиал №2 ЦКБМ (В.М. Барышев) – технический комплекс.

На совещании по обсуждению компоновочной схемы, которое проводилось в филиале №1 в Филях, В.Н. Челомей обратил внимание на вопросы динамики и системы управления. Это было понятно, так как ракета имела довольно большую длину и ограниченную жесткость и, следовательно, низкие частоты упругих поперечных колебаний корпуса. При колебаниях жидкости в баках (а это около 90% веса ракеты) могли возникнуть резонансные явления. Благодаря разумно выбранным геометрическим характеристикам баков ракеты и другим принятым конструктивным мерам явления резонанса уда-

лось избежать. Это было важно, так как разнесение частот упругих колебаний корпуса и частот колебаний жидкости в баках позволяло обеспечить управление ракеты автоматом стабилизации традиционной схемы. Подобная схема в ракетной технике была уже хорошо отработана.

2. Одна из черт В.Н. Челомея. Интересно, что, принимая решение по очень сложным научно-производственным проблемам, В.Н. Челомей постоянно думал и о научно-педагогической работе, размышлял о своих выступлениях в Академии наук. Вспоминается такой случай. Через несколько дней после совещания, на котором было принято решение по компоновочной схеме УР-500, В.Н. Челомей вызвал Ю.А. Цурикова и спросил: «Скажите, а кто первый получил формулы по определению частот колебаний жидкости, когда баки не полностью ею заполнены». Ю.А. Цуриков отвечает: «В нашей литературе говорится, что наиболее полно это вопрос исследовал Н.Е. Жуковский. Но я недавно встретил в одном источнике, что первая работа по колебаниям жидкости принадлежит В.М. Остроградскому. А обстоятельства были таковы. Остроградский учился в Париже. Его семья не успела заплатить вовремя за учебу, а это наказывалось. Студента Остроградского посадили в «долговую тюрьму», из которой можно было видеть движение воды в реке Сене. Часами наблюдая за этим движением, он в дальнейшем построил теорию колебаний жидкости в бассейне, имеющем форму круглого цилиндра». В.Н. Челомей хитро улыбнулся и сказал: «Наверное, академиком это будет интересно услышать, и я, пожалуй, с этого и начну доклад. Разумеется, надо будет рассказать и о работах Жуковского». Ненасытная тяга к знаниям и умение интересно передать эти знания были одной из характерных черт В.Н. Челомея.

3. Уроки неудач. А теперь вернемся к УР-500. Пуск этой ракеты был проведен в июле 1965 г. с выведением на околоземную орбиту научной космической станции «Протон-1». Всего было выведено на УР-500 в двухступенчатом варианте 4 станции «Протон-1». Наименование этих космических станций было присвоено и ракете УР-500. Так появилась ракета-носитель «Протон». Успех РН «Протон-К» был предопределён рядом причин: 1). Удачная компоновочная схема и разумно выбранная величина выводимой полезной нагрузки. 2). Большая достоверность математических моделей, описывающих основные составные части ракеты (собственно ракета, система управления, двигательные установки, рулевые приводы и т.д.). 3). Широкое использование динамически подобных моделей. 4). Использование в большой мере собственной и отраслевой экспериментальных баз.

5). Высокая технологическая культура и культура производства. И самое главное – б) дружная работа коллектива при хорошо поставленном руководстве. Следует особо подчеркнуть связь с заводом им. М.В. Хруничева (ЗИХ). Базовые параметры ступеней, двигателей, системы управления РН постоянно обсуждались ведущими специалистами КБ и ЗИХ, неизменно учитывались возможности воплощения в металл разрабатываемого проекта.

4. Рекордный срок создания. «Протон» был создан практически за 3,5 года. В.Н. Челомей уделял ракете особое внимание. Следует отметить, что еще в 1964 г. на основной площадке ОКБ-52 в г. Реутово началась эскизная проработка облета Луны. В этом проекте полезной нагрузкой для РН «Протон» являлся не только космический аппарат, но и – дополнительно – разгонный блок. Эта задача могла быть решена в случае разработки новой третьей ступени. С 10 марта 1967г. начались летные испытания «Протона» в основной трехступенчатой комплектации. К наименованию РН добавили индекс «К». Первой задачей пусков «Протона-К» была отработка на орбите комплекса для облета Луны, состоящего из элементов программы пилотируемой экспедиции на Луну на ракете Н-1. Облик трехступенчатого «Протона-К» с тех пор практически не менялся. Для доставки космических аппаратов на высокие орбиты и отлетные траектории применялся блок «Д», получалась как бы четырехступенчатая ракета.

5. Сорок лет эксплуатации «Протона-К» показали, что конструкция корпуса, основных систем, агрегатов и узлов имеют высокую степень надёжности. Однако на пути к этой высокой надёжности пришлось пережить ряд серьезных неудач. В период с 1967 по 1969 гг. было несколько аварий, в основном из-за двигателей. Были и другие причины. Так, однажды на 1-й ступени один из двигателей стал раскачиваться по закону, близкому к синусоидальному. К середине полета 1-й ступени он вышел на упор 8 градусов. Предположение, что во время полета были очень большие ветровые нагрузки, не подтвердилось. Подозрение на наличие ложных команд от системы управления также не оправдалось. По телеметрическим данным было видно, что система управления выдавала сигналы управления, направленные на парирование возмущений, возникших от ухода руля.

Были проведены эксперименты с рулевыми приводами в наземных условиях, и из них удалось установить, что причина заключалась в самопроизвольном уходе штока рулевой машинки при вибрационных нагрузках. После детального анализа процессов было найдено решение проблемы: каждый рулевой привод перед установкой на ракету должен проходить экспериментальную проверку на виброустойчивость.

После введения этого на «Протоне» самопроизвольные «уходы» не наблюдались, хотя уровни вибраций и тип привода не изменились.

Другая история. Весьма напряженно сложилась ситуация перед пуском долговременной орбитальной станции «Мир». Известно, что в те годы космонавтика решала не только народно-хозяйственные, но и политические задачи. В частности, запуски старались проводить к праздникам. Запуск первого блока станции «Мир» должны были провести к очередному съезду КПСС. Казалось, все готово, и ракету готовили к вывозу с ЗИХа. Однако после взвешивания выяснилось, что вес станции получился более чем на тонну больше запланированного. Станцию в таком виде вывести было невозможно. Более того, из-за расположения оборудования и кабелей центровка на 3-й ступени была сдвинута от оси ракеты в поперечном направлении на величину, существенно превышающую допустимую. Срочно проведенные расчеты показали, что это приводит к потере управления в полете.

На Филях собрали совещание. Выход был найден. Для повышения грузоподъемности баки ракеты пришлось дозаправить компонентами до максимально возможного уровня, ракету решили не красить – это дало экономию веса порядка двухсот пятидесяти кг. А для того, чтобы убрать опрокидывающий момент, вектор тяги направили в смещенный центр тяжести. Для этого шпангоут, на котором крепятся двигатели, так подрезали, чтобы перекосить ось тяги двигателя на необходимый угол.

При запуске следующих модулей станции «Мир» таких серьезных осложнений не было. Важно подчеркнуть, что при разборе нештатных ситуаций всегда проводился не только теоретический анализ, но и моделирование процессов на специальных стендах, которые наши инженеры создавали под конкретную проблему, часто из подручных средств, проявляя чудеса инженерной смекалки.

6. Характерная особенность «Протона-К» – значительные возможности в части модернизации и усовершенствования без коренных переделок конструкции. В 90-х годах «Протон-К» оказался среди лидеров конкурентно-способной продукции России. В июне 1993 г. был образован Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева, который объединил завод им. М.В. Хруничева и КБ «Салют». Руководство ГКНПЦ сумело резко расширить объем космических услуг не только внутри нашей страны, но и целого ряда зарубежных стран. Высокая надежность, простота в эксплуатации, сравнительно невысокая стоимость «Протона-К» сделали его одним из самых востребованных в ракетно-космической области.

Однако, к 2000г. сформировался ряд факторов, которые резко изменили обстановку на космическом рынке. Проще говоря, число пусков уменьшилось на 30–50 %. Один из главных факторов – увеличилась продолжительность активного существования спутника на орбите с 5 – 6 лет до 10 – 15 лет. Такое увеличение срока службы спутников объясняется тем, что существенно улучшились характеристики элементной базы и, главное, достигнуты серьезные результаты в части радиационной защиты БЦВМ.

Несмотря на микроминиатюризацию, наметилась серьезная тенденция в части увеличения веса тяжелых спутников. В период 1980 – 2000 г.г. подавляющее большинство спутников имели вес около 2,5 – 4 т. Теперь появился ряд спутников с весом до 6 т. Оказалось выгодным, чтобы один спутник решал несколько задач: цифровое телевидение, цифровая связь; увеличилось число транспондеров. Наряду с европейской ракетой «АРИАН-5» ряд тяжелых носителей пополнился такими ракетами как «АТЛАС-V», «Дельта IV» (США), Н-ПА (Япония). Низкоорбитальные группировки спутников связи оказались малоэффективными по сравнению с группировками, расположенными на геостационарной орбите. Иначе говоря, рынок низкоорбитальных систем спутников связи упал. В результате при выходе на международный рынок стали предъявляться новые требования по массе выводимой полезной нагрузки, точности выведения, внешнему воздействию на космический аппарат в процессе выведения и условиям эксплуатации.

7. Модернизация. Поэтому весьма актуальной стала задача улучшения характеристик ракеты-носителя. Эта работа завершилась созданием нового РКК «Протон-М» с новыми возможностями. Модернизация «Протона» была проведена таким образом, чтобы сохранить высокие показатели надёжности, накопленные за десятилетия эксплуатации «Протона-К». На «Протоне-М» установлена цифровая система управления с новой гиростабилизированной платформой, обеспечивающая терминальное управление для реализации гибких траекторий и уменьшение изгибающих моментов.

Для улучшения энергомассовых характеристик РН «Протон-М» проведен ряд мероприятий. - Применено дополнительное форсирование двигателей I ступени (установлены двигатели 14Д14М вместо 14Д14). - Применена новая система управления расходом топлива (СУРТ), позволившая уменьшить гарантийные запасы топлива. - Оптимизированы элементы конструкции баков «О» и «Г» I и II ступени, применены облегченные сплавы. - Материал приборного и хвостового отсеков II ступени заменен на сетчатую углепластиковую конструкцию. - Хвостовой отсек III ступени изготовлен из инте-

гральных углепластиковых панелей. - Проведена модернизация системы телеметрических измерений. -Для «Протона-М» разработано два увеличенных головных обтекателя, что позволило практически в 1,4 раза увеличить объём для размещения полезной нагрузки.

Модернизация коснулась и наземной инфраструктуры. Усовершенствованы монтажно-испытательные комплексы и стартовые сооружения. Для повышения надежности и ускорения подготовки РН к пуску созданы волоконно-оптические системы и каналы радиочастотной связи. В результате модернизации улучшились энергетические характеристики ракеты. Много сделано для улучшения экологических показателей. Цифровая СУ в сочетании с новой системой управления расходом топлива (СУРТ) и рядом конструктивных мероприятий, проведенных на ракете, обеспечивает более полную выработку бортового запаса топлива. До 98% жидких и газообразных остатков удаляются на высотах более 45 км и рассеиваются в воздухе, распадаясь под действием солнечных лучей на нетоксичные вещества.

8. Новый разгонный блок. Ранее было сказано, что длительное время единственной четвертой ступенью «Протона» был блок «Д». Для «Протона-М» создан новый разгонный блок – «Бриз-М» с улучшенными энергомассовыми, экологическими и экономическими показателями. На «Бризе-М» применен целый ряд технических новшеств:

- 1. Разработана новая СУ, обеспечивающая выведение КА на целевую орбиту с высокой точностью по «гибким» траекториям, которые реализуются с использованием терминального управления.
- 2. Предложена оригинальная конструкция дополнительного топливного бака (ДТБ), который сбрасывается после выработки из него топлива. При выводе на низкие орбиты возможно не устанавливать ДТБ, а использовать только центральный топливный бак (ЦТБ).
- 3. Разработана и внедрена капиллярная система перекачки топлива из ДТБ в ЦТБ. При этом удалось уменьшить остатки (незабора) топлива, что позволило увеличить вес выводимой полезной нагрузки.
- 4. Разработана система поджатия топлива в топливном баке в условиях невесомости, что позволило более оперативно формировать импульсы для орбитальных маневров РБ.

Наряду с разработкой и внедрением новейших научно-технических и конструкторских решений проведены значительные работы по усовершенствованию изготовления РБ «Бриз-М». Разработаны прогрессивные технологические процессы, нацеленные на снижение веса конструкции и повышение надежности.

9. Заключение. С помощью РН «Протон-К» были запущены орбитальные комплексы «Салют», «Мир», модули «Квант 1», «Квант 2» и

др., высокоширотная автоматическая станция «Алмаз», блоки Международной космической станции; создана система межспутниковой ретрансляции и информации («Радуга», «Экран», «Горизонт», «Экспресс» и др.); проведены уникальные эксперименты по исследованию Луны и других планет Солнечной системы. Уже осуществлено 32 запуска РН «Протон-М». С помощью «Протона-М» производятся запуски КА федеральной программы (КА «Экспресс», система «Глонасс») и запуски зарубежных полезных нагрузок.

В настоящий момент, в условиях экономического кризиса, эксплуатация «Протона» помогает обеспечить финансирование ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и предприятий, входящих в кооперацию, обеспечивает рабочие места, способствует сохранению высококвалифицированных специалистов и привлечению молодежи в космическую отрасль. Проведенная модификация комплекса «Протон» позволяет России удерживать лидирующее положение на мировом рынке тяжелых РН в новых экономических условиях.

Долгая жизнь «Протона», мировое признание его являются лучшей памятью В.Н. Челомею.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Научно-технические разработки ОКБ-23 – КБ «Салют». - М.: Воздушный транспорт, 2006. - 720 с.

Д.К. Драгун, А.И. Забегаев

**О ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ФГУП «ОКБ ВЫМПЕЛ» И
ТВОРЧЕСКИХ СВЯЗЯХ С МГТУ им. Н.Э. БАУМАНА**

Отражены основные направления деятельности предприятия, научный уровень разработок и роль кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ имени Н.Э. Баумана.

1. Введение. Одним из основных предприятий, с которым кафедра СМ-2 «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана связана многолетней творческой и практической деятельностью, является ФГУП «ОКБ Вымпел». Предприятие возглавляет генеральный директор и Генеральный конструктор Дмитрий Константинович Драгун - выпускник МВТУ им. Н.Э.Баумана 1963 года, д.т.н., профессор, лауреат Государственной премии РФ. Предприятие специализируется на создании комплексов наземного оборудования для изделий ракетной техники. На предприятии работает большое число выпускников МГТУ им. Н.Э. Баумана. Студенты старших курсов проходят практику на предприятии, выполняют курсовые и дипломные проекты, инженерные работы.

«ОКБ Вымпел» было создано в 1963 г. как Филиал № 2 ОКБ-52. Руководил им Владимир Михайлович Барышев, который ранее был заместителем генерального конструктора в ОКБ авиационной техники В.М. Мясищева. На Филиал № 2 были возложены разработка и создание наземного оборудования, экспериментальные работы, а также подготовка испытательных баз для всех ракетных систем, разрабатываемых в ОКБ-52 и его филиалах.

С самого начала работ коллектив предприятия под руководством В.М. Барышева использовал богатый опыт создания самолетов МЗ, М4, М50 и новейшие достижения технологии авиационной техники. Это позволило в корне изменить подход к созданию наземных комплексов ракетной техники. В разработке транспортно-пусковых контейнеров ракет были применены прессованные панели и профили из алюминиевого сплава, введена прогрессивная технология сварки. Для защиты от сейсмического действия взрыва на основе авиационных технологий созданы системы амортизации ракеты в контейнере пневмогидравлического типа, обладающие уникально высокой эффективностью и надежностью. Созданные стартовые комплексы обеспечивают высоконадежный пуск ракет из шахтной пусковой

установки с применением схем эжекционного и минометного стартов.

Одной из первых разработок предприятия стал транспортно-пусковой контейнер для ракеты РС-10. Ее применение значительно сократило массу, трудоемкость изготовления и позволило в кратчайшие сроки испытать и поставить на вооружение ракетный комплекс. Для баллистических ракет РВСН были созданы стартовые комплексы шахтного типа, обладающие повышенной защищенностью к воздействию поражающих факторов. К числу основных разработок предприятия относятся стартовые комплексы для ракет РС-18 («Стилет»), РС-22А, РТ-12М2 («Тополь-М»). Эти комплексы обеспечивают сегодня стратегический паритет, заложенные в их конструкции инженерные идеи имеют большой потенциал в части модернизации и улучшения характеристик.

2. Научный уровень. Создание стартовых комплексов потребовало привлечения самого передового уровня науки в областях тепловых, прочностных и термогазодинамических расчетов, расчетов динамики нелинейных упругих конструкции оборудования и систем амортизации ракет в транспортно-пусковых контейнерах, расчетов динамики старта ракет. Задачи, связанные с совместным функционированием ракеты и пусковой установки в разных режимах эксплуатации, разнообразны и сложны. Эти задачи рождены стыком проблем, возникающих при взаимодействии динамических систем ракеты, транспортно-пускового контейнера и пусковой установки как единой системы.

Научно-конструкторская школа ОКБ «Вымпел», обеспечивающая решение научно-конструкторских проблем, возникла в конце 1960-х - начале 1970-х годов усилиями В.М. Барышева, Ю.С. Храповицкого, Л.П. Давыдова, Ю.Н. Дементьева, А.Л. Зайцева, Я.И. Бадаева. К этой школе принадлежат: Д.К. Драгун, О.С. Баскаков, Ю.В. Ларионов, Г.М. Чистяков, А.П. Мосин, В.И. Качалов, Л.И. Пауков, В.В. Нащанский, Б.В. Пшеннов, В.И. Демин, А.М. Савостьянов, В.Г. Пузач, В.М. Кротенков, В.А. Федосеев, Л.М. Соловьев, Е.И. Кольчев, А.И. Забегаев, Л.В. Каменский. Сегодня школа развивается под руководством д.т.н., профессора Д.К. Драгуна, активное участие в развитии научной школы принимают д.т.н., профессор А.И. Забегаев, к.т.н. В.И. Нефедов, Л.В. Каменский.

Многие выпускники МГТУ им. Н.Э. Баумана успешно трудятся на предприятии и внесли большой вклад в создание передовых образцов специальной техники. Заслуживает внимания тот факт, что в 1980 г. специалистам за цикл работ по тепломассобмену в области

ракетной техники была присуждена Государственная премия СССР. В числе лауреатов был начальник отдела ОКБ «Вымпел» О.С. Баскаков. Создание защищенных ШПУ потребовало развития методов математического моделирования для анализа динамики оборудования и системы амортизации ракеты. Основы этих расчетов были заложены в конце 1960-х — начале 1970-х годов Е.И. Колычевым, В.И. Деминным, Д.К. Драгуном.

Сегодня научная школа ОКБ «Вымпел» продолжает развиваться. Специалисты успешно защищают кандидатские и докторские диссертации по самым современным направлениям развития ракетных комплексов. Среди авторов диссертаций Д.М. Савостьянов (к.т.н.), А.И. Забегаев (д.т.н.), К.Б. Стерлигов (к.т.н.), Д.К. Драгун (д.т.н.), В.И. Нефедов (к.т.н.).

3. Научно-методический аппарат. В результате многолетней совместной творческой деятельности предприятия и кафедры широко развиты и применяются на практике методы сквозных динамических расчетов, в которых стартовое сооружение, система амортизации, контейнер, ракета рассматриваются в составе единой динамической системы. Такой подход позволяет проанализировать вклад каждого звена динамической системы и выявить резервы несущей способности всех входящих в неё элементов.

По своей сути подход этот является продолжением методического подхода проектирования, сформулированного академиком В.Н. Челомеем. Он основан на использовании несущей способности ракеты и оборудования и позволяет сократить затраты и упростить конструкторские решения. Применение сквозных динамических расчетов позволяет в полной мере учесть несущую способность ракеты, контейнера, оборудования и уточнить систему нагрузок на эти элементы, как правило, в сторону снижения. К началу 1990-х годов ОКБ «Вымпел» обладало совместно созданным научно-методическим аппаратом расчетов, который позволил эффективно решить вопросы защищенности ракеты «Тополь-М» при размещении ее в шахтной пусковой установке, созданной для ракеты РС-18.

В этих работах были наглядно и, по существу, впервые продемонстрированы преимущества расчетов по сквозным динамическим схемам, в отличие от существовавших ранее подходов, когда отдельно решалась задача выбора проектных параметров системы амортизации и отдельно задача нагружения упругой ракеты реакциями системы амортизации. В ходе исследований были выбраны конструктивные меры по доработке системы амортизации, которые позволили получить новое динамическое качество при сохранении

основных конструктивных элементов. Задача обеспечения защищенности ракеты была решена. На этом этапе созданы оболочковые расчетные модели для динамических задач, которые позволили исследовать ряд интересных эффектов и повысить точность расчетов.

4. Прикладные задачи. Ценность научно-методических разработок в решении прикладных задач вполне конкретна: система амортизации ракеты нового поколения «Тополь-М» выполнена с сохранением 70 % наиболее сложных и дорогостоящих узлов системы амортизации ракеты РС-18. А для расчетного случая возмущенного старта ракеты «Тополь-М» из шахтной пусковой установки использование сквозных методов привело к снижению нагрузок до 3—5 раз по отношению к ранее использовавшимся методам. По существу, метод сквозных расчетов сегодня является основой ресурсосберегающих технологий, которые при переоборудовании позволяют выявить ресурс несущей способности и повторно использовать значительный объем созданной ранее материальной части комплексов и испытательных стендов.

Из разработок в этой области можно отметить создание совместно с МГТУ им. Н.Э. Баумана программного комплекса мирового уровня SADAS для решения специализированных задач нелинейной динамики конструкций. Большой вклад в создание методов математического моделирования и разработку ряда специализированных версий программного комплекса SADAS внес д.т.н., профессор А.И. Забегаев. Программный комплекс включает набор комбинированных нелинейно-упругих и диссипативных связей, моделирующих сосредоточенные и распределенные узлы передачи нагрузок, таких, например, как бугели и опорно-ведущие пояса, узлы трения, кинематически изменяемые звенья в составе конструкций, а также узлы и пояса пневмогидравлической и упруго-пластической амортизации. Применение метода суперэлементов позволяет эффективно решать динамические задачи высокой размерности со значительными относительными смещениями суперэлементов. Комплекс содержит развитый препроцессор с функциями создания и комплексирования примитивов, удобные средства задания наборов характеристик конструкций и визуализации моделей.

В состав комплекса входят модули формирования гидродинамических нагрузок и расчета гидро- и аэроупругих задач, задач газодинамики и тепломассообмена. Комплекс позволяет решать сквозные динамические задачи с учетом влияния поведения конструкций на механизм формирования действующих нагрузок. Имеется возможность эффективного выявления резервов несущей спо-

собности конструкций за счет физически корректного формирования полей нагрузок при взаимодействии несущих элементов аэрокосмических систем.

Созданный комплекс является уникальным научным и инженерным инструментом для анализа и формирования динамических и статических нагрузок в сложных существенно-нелинейных системах, подвергаемых нестационарным ударно-импульсным воздействиям. Учебная версия комплекса введена в программу обучения студентов МГТУ им. Н.Э. Баумана. В результате такого затребованного жизнью подхода предприятия ракетно-космической отрасли получают практически готовых специалистов, которые владеют необходимым математическим обеспечением расчетно-теоретических работ. Сотрудничество кафедры с промышленностью в наше непростое время позволяет поддерживать кадровый научный и конструкторский потенциал предприятий.

Важное место при создании новых и модернизации существующих ракетных комплексов имеют совместные работы кафедры и предприятия в области расчетов температурно-влажностного, теплового и газодинамических режимов функционирования пусковых установок.

5. Новые конструкторские решения. Научная и конструкторская школа ОКБ «Вымпел» охватывает не только теоретические задачи, она имеет серьезные успехи в области разработки конструкторских решений систем пусковых установок и испытаний. Высокое качество конструкторских решений, разработанные методы контроля и испытаний систем амортизации на заводе-изготовителе и при проведении специальных видов динамических и ускоренных климатических испытаний позволили практически полностью исключить конструкторский и технологический брак. Удалось создать системы амортизации уникально высокой надежности: за более чем 25 лет эксплуатации на объектах Ракетных войск специального назначения случаев выхода амортизаторов из строя не обнаружено.

Среди новых и интересных работ можно выделить разработку в начале 2000-х годов по заказу АКК «Воздушный старт» и РКК «Энергия» им. С.П. Королева беспарашютной системы вывода ракеты-носителя (РН) стартовой массой 50...110 т из грузового отсека самолета-носителя (СН) АН-124-100 «Руслан». Были проработаны новая конструкция пускового устройства, технология загрузки-выгрузки РН в самолете, разработан проект комплекса наземного технологического оборудования и систем подготовки и пуска РН из самолета. Способ старта РН из самолета на высоте 10...11 км с ис-

пользованием двухступенчатых РН стартовой массой 50...110 т позволяет заполнить сектор космических услуг по выведению космических аппаратов (КА) массой 1,5...3,0 т на околоземную опорную орбиту ($H = 200$ км). Или нагрузки 0,25...0,75 т на геостационарную орбиту при использовании разгонных блоков в качестве 3-й ступени. Проект «Воздушный старт» имеет высокую степень готовности технических разработок и успешно защищен на ведомственной комиссии. Новизна и оригинальность технических решений проекта подтверждена девятью патентами РФ на изобретения.

Впервые в мировой практике разработан способ выведения РН из СН с применением схемы ракетного минометного старта на горячем газе. Такое решение позволяет выполнить пусковое устройство (ПУ) рекордно низкой массы, а за счет этого увеличить массу загрузки СН, повысив безопасность старта и надежность системы РН—СН за счет возможности использования дополнительного оборудования, расширить диапазон дальности полета СН. Для ракеты-носителя стартовой массой 110 т при длине до 32...34 м масса пускового устройства имеет рекордно низкое значение и не превышает 6,5 т. Расчетная кратность использования ПУ с проведением ремонтно-восстановительных работ и заменой узлов разового действия достигает 30—50. Удалось принципиально решить проблему исключения ударно-волнового воздействия высокотемпературного газа на СН после выхода ракеты.

Для расчетов динамики выхода РН из СН производилось решение сквозной динамической задачи СН - пусковое устройство – РН. При этом СН рассматривался упругой конструкцией в потоке с учетом изменения аэродинамических сил при эволюциях, совершаемых в связи с движением РН тяжелого фрагмента с массой, достигающей 1/3 суммарной массы системы «СН – пусковое устройство – РН». Решение задачи производилось в глобальной системе координат, связанной с Землей.

ОКБ «Вымпел» активно участвует в решении народнохозяйственных задач, в том числе и в городской программе. Для построенной в Москве монорельсовой дороги (разработчик - ОАО «Московские монорельсовые дороги») ОКБ «Вымпел» создал важные системы: парковочное устройство – трансбордер, который обеспечивает выдачу поездов из депо на линию, и стрелочный перевод монорельсовой трассы. При проектировании и отработке этих конструкций применен опыт ракетно-космической техники. В частности, создана методика расчета и выполнены расчеты динамической системы «поезд — трансбордер — управляемый привод». Разработана

методика на основе метода сквозных расчетов, что позволило определить оптимальные режимы разгона-торможения 38-метровой конструкции трансбордера с установленным на ней поездом массой 40 т. На заводе-изготовителе «Савма» (г. Кимры) реализована программа экспериментальной отработки таких систем с использованием методов динамического моделирования. Это обеспечило высокое качество и позволило создать конструкцию в короткие сроки с минимальными затратами.

6. Направления деятельности. В конце 1990-х — начале 2000-х годов совместная деятельность предприятия и кафедры отмечена участием в создании ПУ открытого старта для ракеты-носителя космического назначения «Рокот» на космодроме Плесецк.

ФГУП «ОКБ "Вымпел"» в рамках кооперации предприятий разработчиков серийных ракетных комплексов-прототипов ведет работы по созданию ракетно-космического комплекса «Стрела» с конверсионными ракетами-носителями на базе межконтинентальной баллистической ракеты SS-19 для запусков космических аппаратов на околоземную орбиту. На космодроме Байконур проводится подготовка к экспериментальным пускам ракеты-носителя «Стрела» с космической головной частью. При этом максимально используется инфраструктура космодрома, в том числе имеющиеся сооружения, коммуникации, наземное технологическое и подвижное технологическое оборудование.

ФГУП «ОКБ "Вымпел"» выполняет на космодроме Байконур большой объем работ по ряду направлений. 1. Проектирование стартовых комплексов для изделий ракетно-космической техники. 2. Создание стартового оборудования; создание и модернизация средств обслуживания. 3. Создание технологических систем для РН «Протон» и других ракет-носителей; систем пневмогидравлической и пластической амортизации; термостатирования; обеспечения ТВР, управления и электроснабжения. 4. Создание стендового, контрольно-проверочного и подъемно-транспортного оборудования. 5. Эксплуатация комплекса сооружений космодрома Байконур и размещенных в них технических комплексов. 6. Обеспечение испытаний и пусков ракет на космодроме Байконур.

Для космодрома Байконур на предприятии создано более 25 технических комплексов подготовки космических аппаратов. В составе комплексов уникальные стенды с системами имитации невесомости для антенн солнечных батарей. Созданы системы имитации космического вакуума в специальных вакуумных камерах, системы обеспечения температуры и влажности внутри космических аппара-

тов, зарядно-аккумуляторные станции для бортовых батарей, сооружения со специальным режимом чистоты для нового поколения космических аппаратов и многое другое.

Создан монтажно-испытательный корпус 92/1 для подготовки ракеты-носителя «Протон» с космической головной частью. Все проектные и конструкторские решения по этому комплексу выполнены ОКБ «Вымпел» в кооперации со смежными предприятиями. В сооружении 31/40 создана чистовая зона со специальным проходом для подготовки к запуску ракет-носителей «Союз» и космических аппаратов, в том числе нового поколения.

Организована специальная система комплексных проверок космических аппаратов федерального, военного и коммерческого назначения, которая гарантирует их успешную подготовку и запуск. Создан центр эксплуатации и испытаний, в нем работают около 280 человек. В уникальном МИК 92-А-50 все проектные и конструкторские разработки выполнены ОКБ «Вымпел» в кооперации с многочисленными соисполнителями. Сейчас МИК успешно эксплуатирует ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. В нём готовятся ракеты «Протон-М», а также аппараты военного и космического назначения.

С.С. Григорян

НОВЫЙ ЗАКОН ТРЕНИЯ И ЕГО ПРИЛОЖЕНИЯ

Рассмотрены парадоксы сухого трения и их простое решение на основе предложенного автором нового закона. Автор, успешно его применил для решения ряда актуальных проблем.

1. Вступление. Добрый день дорогие коллеги. Я рад всех поздравить: сегодня праздник! Праздник для всех нас и для всей нашей страны, поскольку речь идёт о человеке и его детище, которые образовали эпоху в человеческой цивилизации. Поэтому такое собрание действительно является настоящим праздником. Я благодарю организаторов конференции за предоставленную мне возможность быть здесь, за приглашение участвовать в её работе, сделать доклад. Это особенно важно в связи с тем, что существовали тесные связи между фирмой Челомея и Институтом механики МГУ, тем единственным местом, в котором я работаю и работал с момента его возникновения в 1959 году. В свою очередь, это связано и с тем, что Владимира Николаевича Челомея и Леонида Ивановича Седого, этих двух великих людей нашего времени объединяла очень тесная дружба, дружба духовная, интеллектуальная и профессиональная.

Владимир Николаевич нередко бывал в нашем институте, и я имел счастье быть свидетелем его встреч с Седым. Это был дар судьбы. Должно было очень повезти в жизни: быть в кабинете Седого, видеть таких людей, слышать, как и о чём они говорят... Мне повезло. Мы тогда занимались вопросами гидродинамики подводных стартов, участвовали в создании стартовых установок... Тем самым мы внесли маленький свой вклад в этот великий процесс и этим гордимся. То, что я сегодня здесь, вызывает некоторые ностальгические чувства, потому, что, к сожалению, прошли те героические времена, когда мы полностью отдавались творчеству. Ни о каких деньгах, ни о каких льготах и благах тогда не было и речи. Была полная мобилизация души и интеллекта на решение проблем, которые раньше никто и никогда не решал. Это – ни с чем несравнимое счастье! Поэтому возможность прийти сюда для меня счастье. Спасибо ещё раз!

Второе. Когда возник вопрос, о чём рассказывать здесь, на юбилейной конференции, я решил выбрать некоторые парадоксы. В науке они возникают часто... Нет – всегда! В их разрешении возни-

кают новые знания. Ведь Владимир Николаевич и сам любил парадоксы, постоянно ими занимался, увлекал других. Он был удивительным, увлекающимся человеком. И не только в этом. Это тоже есть важная часть его таланта.

Я буду говорить о трении. Силы трения в природе существуют повсеместно. В жизни с ними мы имеем дело и дома, и на улице, и в технике, в том числе и такой фантастической, которая сегодня здесь обсуждается. Поэтому надо иметь правильное научное представление о методах расчёта эффектов, связанных с силами трения. Так вот..., в этом деле всегда были трудности, есть и парадоксы. Как только возникают задачи с силами трения – жди подвохов! Все это знают. Сейчас приведу несколько примеров, где есть такие подвохи. Людей, которые этим занимались, они поставили в тупик. А потом расскажу, как эти парадоксальные ситуации очень простыми средствами можно разрешить и, в общем, забыть проблему.

2. Парадоксы сухого трения. Первое, о чём хочу рассказать – так называемый парадокс Пенлеве. Сто с лишним лет тому назад был такой француз – математик и инженер Пенлеве, который занимался механикой. Парадокс состоит в следующем. Пенлеве обнаружил, что для некоторых задач классической механики, в которых существуют силы трения, нет решения. Математические модели этих задач для некоторых наборов параметров дают решение, и оно единственное... А для других наборов параметров решений нет. Как, допустим, вы решаете квадратное уравнение, получаете вещественные решения, а есть набор параметров, для которого вещественного решения нет. Но здесь есть комплексное решение. А в случае парадокса Пенлеве ни вещественного, ни комплексного решений нет. Ничего нет вообще! Есть система уравнений, а решения нет. Такое бывает. Занимались этим вопросом многие выдающиеся люди, известные в истории механики, например, Прандтль, Клейн. Пытались учитывать упругость, ещё какие-то эффекты. Ничего не вышло. И, как потом будет видно, ничего и не могло выйти.

Второй парадоксальный эффект состоит в следующем. В 70-ые годы в Белоруссии один аспирант, его фамилия Ушеренко, занимался взрывными технологиями и обнаружил удивительный эффект. Представьте себе металлическую пластину в бетонной заделке, на ней взрывчатка, а напротив – мишень, тоже из твёрдого тела, из металла, причём – любого. При взрыве образуется поток твёрдых частиц, которые бомбардируя поверхность мишени, проникают внутрь её. Потом мишень режут, выясняют, куда проникли частицы. Оказалось, что результат резко отличается от того что обычно бывает, ко-

гда разгоняют какое-нибудь твёрдое тело и им обстреливают другое твёрдое тело – мишень. Оно проникает внутрь другого обычно на глубину половины своего калибра, ну, пусть будет, на два калибра. Но в рассматриваемом случае микрочастицы, разогнанные взрывом до скоростей порядка единиц километра в секунду, проникают на глубину, которая на один – два порядка, т.е. в 10 – 100 раз, превышает характерный размер частиц. Этот эффект приобрёл название «сверхглубокое проникание». Понять было невозможно: как такое может быть? Это парадокс!

Третий парадокс – феномен уже для крупномасштабных природных явлений – горных обвалов. При землетрясении в горах, в районе эпицентра происходит гигантский обвал. Из-за сильной сейсмической тряски с вершинных частей, в которых он образовался, к подножью горы обрушиваются миллионы кубометров твёрдых пород. Спустившись с горы, вместо того, чтобы остановиться у подножья, эта масса продолжает движение и проходит многие километры по руслам каньонов, окружающих гору. Совершенно невероятно!

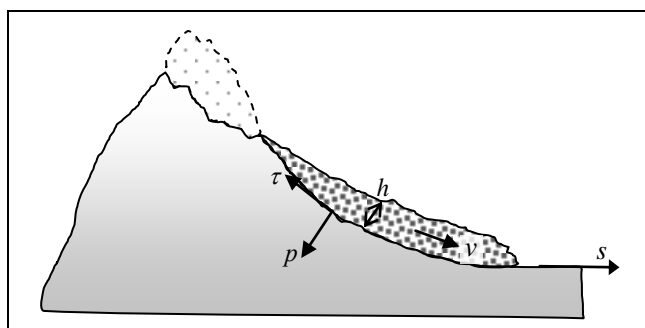


Рис. 1. Схема горного обвала.

v – скорость потока, h – глубина, s – перемещение,
 p – нормальное давление, τ – касательное напряжение трения.

Первое такое событие, с которым я познакомился по литературным источникам, произошло на Памире, глубоко в горах Таджикистана. Землетрясение было около 10 баллов в эпицентре (рис.1). Часть горы обрушилась и, пройдя по вертикали примерно километр, продолжила аномально быстрое движение по сухому руслу реки. Поток разрушенных сухих горных пород глубиной $h = 15 - 20$ м, пройдя $s = 10$ км со скоростью порядка $v = 25 - 30$ м/с, остановился у места впадения в более крупную речку, около районного центра Хаид. Был воскресный базарный день, масса народу... Поток полно-

стью накрыл Хаид и все эти люди, все, кто там был, остались погребёнными под этим слоем разрушенных горных пород. В том месте толщина слоя h достигала 5 – 6 м. Это была Хаидская трагедия 1949 года.

В 1962 и 1970 годах в Южной Америке также произошли мощные землетрясения, обвалы и лавины с многочисленными жертвами. Такой вот парадокс... Вместо того, чтобы остановиться у подножья сухой горы, что и происходит, когда объём обрушенной массы невелик, при больших массах получается такая аномальная подвижность.¹⁾

Четвёртый парадокс, который я хотел бы отметить, – это хорошо всем известный феномен очень низкого трения о лёд. Коньки, лыжи, сани и возникли-то из-за аномально низкого трения одного твёрдого тела (полосья) об другое твёрдое тело (лёд, снег). Есть и другие парадоксальные примеры аномалии трения, но из-за ограниченности времени их рассматривать не будем.

3. Изменение закона Кулона. К разрешению этих парадоксов и всего круга подобных явлений меня подтолкнуло одно событие в 1974 году. Ко мне приехали коллеги из комбината Апатит, который находится в Хибинах. Там есть специальный цех противоаварийной защиты. С ней и другими лавинщиками СССР мы ещё с начала 60-ых годов занимались механикой и физикой снежных лавин. Тоже аномально быстро движущиеся массы снега. Мы сделали соответствующую модель с применением закона Кулона для скользящего со склона снежного обвала.

И вот на комбинате Апатит в 1974 г. произошло некоторое странное событие. Оно состояло в следующем. Комбинат разрабатывал месторождение апатитов – добывал полезную породу, а пустую породу сыпали на склон. Образуются большие отвалы. Поскольку там большую часть года метёт снег, то отвал этот представляет собой некий композит из разрушенных горных пород и льда. Он имеет определённую текучесть. Отвалы медленно текут, как ледники, образуя в нижней части пузыри. Время от времени они теряют прочность, разрушаются и сходят вниз к подошве. Но летом 1974 года очередной отвал не остановился у подошвы, а ушёл на три с лишним километра по горизонтальному руслу ручья Буровой. Они посчитали по существовавшей модели и по нашей, в частности. Получалось, что отвал должен был остановиться у подошвы. А он ушёл. Их это не устраивало, потому, что там, где остановилась обва-

¹⁾ Все сноски в тексте, эта и последующие, отнесены к комментариям в конце статьи.

лившаяся масса, потом должны были также вестись разработки полных ископаемых. Они решили узнать, в чём же тут дело.

И вот, приехали ко мне. Я тоже посчитал..., но ничего не получилось. Я говорю им: фотографии есть? Принесли огромное их количество... Вот что я на них обнаружил. Прежде всего, в глаза бросился факт: обвалившаяся масса, сойдя вниз под углом к склону берега того самого ручья, взлетела на него, как мотоциклист в цирке на вертикальной стене, срезала кусты и все, что там было до самой скалы, и плавно по дуге пошла дальше. Я понял, что произошёл срез слоя слабого основания, по которому шёл этот обвал.

Вот тогда-то ко мне впервые и пришло понимание того, что закон трения надо менять. Он имеет ограничение по величине касательного напряжения. Сила трения не всегда может быть пропорциональна силе нормального давления, зависимость силы трения от силы нормального давления нелинейна. Нормальное давление p может быть любым, неограниченно расти до сколь угодно больших значений – тысяч атмосфер и более..., а касательное напряжение τ неограниченно расти пропорционально нормальному давлению, как это заложено в законе Кулона, не может. Значит, эту линию прямой пропорциональной зависимости закона Кулона

$$\tau = f \cdot p, \quad f = \text{const} \quad (1)$$

сломать надо так: касательное напряжение

$$\tau = \begin{cases} f \cdot p, & (f \cdot p) \leq \tau_* \\ \tau_* & (f \cdot p) > \tau_* \end{cases}, \quad (2)$$

где τ_* – характеристика прочности на срез более слабого из трущихся материалов. Вот и все изменения закона Кулона, которые я предложил. Это и есть новый закон трения, с помощью которого обратными расчётами можно определить предельную силу трения. Выше неё трение быть не может.

Эту работу сделал я в 1978 году и в 1979 г. опубликовал. Делал её, помню, в кардиологическом санатории в Подлипках после первого инфаркта, писал, гуляя по лесу. Опубликована она по представлению академика Л.И. Седого в журнале «Доклады Академии наук СССР. Том 224, № 4, 1979г.».

4. Модели горных обвалов. С помощью этого, в общем-то, простого предложения удалось дать количественно адекватное описание всем упомянутым выше парадоксам, аномальным явлениям с точки зрения закона Кулона. С помощью именно этого закона были рассчитаны и Хибинский, и Хайдский случаи, и многие другие проблемные задачи. И, несмотря на то, что объёмы обвалившихся масс,

которые использовались в расчётах разных задач, менялись на много порядков, сама константа τ_* устойчиво сохраняет своё значение в узких пределах.

В таблице 1 представлены параметры, характеризующие динамику девяти крупномасштабных обвалов, где L – дальность выноса обвальных масс, Q – их объём, v_{\max} – максимальная скорость, τ_{*1} , τ_{*2} – два значения предельного трения на склоне для различных подстилающих пород. Математическое моделирование с использованием предлагаемого закона трения даёт хорошее совпадение с данными наблюдений реальных событий.

Таблица 1.

Условное название обвала	$L, км$	$Q, 10^6$ $м^3$	$v_{\max},$ $м / с$	$\tau_{*1},$ $кг/м^2$	$\tau_{*2},$ $кг/м^2$
Хаид	10	300 – 500	25 – 30	2 – 3	0,3
Раслак	3	6	20	1,5 – 3	0,25 – 0,3
Айни	3	100	60	3	0,75
Байпаза	1,5	30	50	1,5	1,5
Уаскаран 1962	20	13	100	-	1
Уаскаран 1970	20	50	180	-	2,4
Шерман-Глейшер	3-5	23	80	-	0,1
Блэк-Хок	8	320	70	-	0,75
Циолковский	100	-	-	-	0,01-0,1

В числе подтверждённых расчётом событий, упомянутые выше Хаидский обвал, сель Раслак на комбинате в Хибинах, обвалы Айни, Байпаза в Средней Азии, Уаскаран в Перу. Интересны обвалы Шерман-Глейшер и Блэк-Хок в Северной Америке. Шерман-Глейшер имеет в нижней части (подстилающий слой) ледник, поэтому там низкое значение параметра $\tau_* \approx 0,1 кг/м^2$.

А вот случай вземного процесса: обвал и гигантский поток сухой породы длиной 100 километров на самом большом кратере «Циолковский» на обратной стороне Луны. Гигантские размеры лавины на этом кратере обусловлены малыми значениями прочности на срез $\tau_* \approx 0,01-0,1 кг/м^2$ разнородного обломочно-пылевого слоя лунного грунта – реголита ²⁾.

5. Эксперимент в Институте механики. Ещё один интересный случай. Как-то я был у директора института Физика Земли, академика Михаила Александровича Садовского. Стал ему рассказывать о своих объяснениях аномальной подвижности крупномасштабных обвальных масс. А он говорит, стой, Самвел.

Иди сюда... Взял меня за руку, подвёл к столу, развернул большой лист с изображением события (фотографии), которое произошло при подземном ядерном взрыве где-то там, на Семипалатинском полигоне. В штольне произвели ядерный взрыв. Верх горы отвалился из-за сильных сотрясений. Обвалившаяся масса ушла по долине тоже аномально далеко, на многие километры. Так это же, говорит, то же самое? Да, да, Михаил Александрович, – отвечаю ему.

После всего этого мы решил в Институте механики поставить лабораторный эксперимент. Я предложил провести испытания уже не для обломочных масс, а для монолитных конструкций из различных материалов. У нас есть стреляющее устройство – лёгкая газовая пушка. Там можно разгонять до больших скоростей. Вот, что мы сделали. На рис. 2а показана схема эксперимента. Испытываемый материал зажимался болтом так, чтобы создать нормальное давление p (между материалом и стенкой ствола). Затем создавалось высокое давление p_1 в одной части ствола, и оно разгоняло этот снаряд с испытываемым материалом в другой его части. По кинематике движения определяли сопротивление и зависимость $\tau = \tau(p)$ (рис. 2б). Это было сделано для двух материалов (однородных технических материалов, один из них – эбонит).

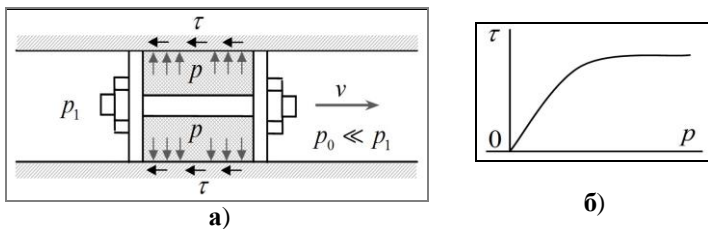


Рис. 2. а) Схема эксперимента на динамической установке и б) зависимость $\tau = \tau(p)$, полученная в эксперименте.

Так, прямыми экспериментами было показано, что видоизменённый закон сухого трения работает и в этих условиях.

6. Практические приложения. Это было на закате Советского государства. Одна специализированная организация разработала проект строительства плотины в горах Киргизии. Глубокий каньон перекрывался разрушенными массами скальных пород путём создания искусственного обвала части стоящей рядом горы. Обвал создавался взрывом внутри горы (рис. 3). По проекту разрушенные массы

образуют лавину и равномерно заполняют поперечное сечение каньона. Так формируется плотина, высотой примерно 375 м.

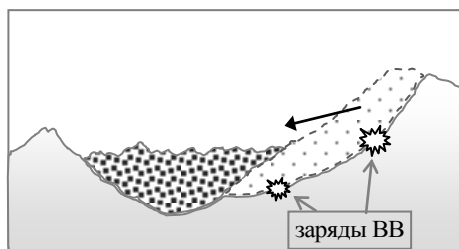


Рис. 3. Схема взрывной технологии создания плотины Камбаратинской ГЭС на реке Нарын в Киргизии.

Я присутствовал на обсуждении этого проекта в Ташкенте на заседании Народно-хозяйственного совета по использованию взрыва. (Такой совет был и есть при Академии наук, её возглавлял академик М.А. Садовский.) Когда я увидел объёмы участвующих в движении масс, сказал: у вас после взрыва может получиться не плотина, а хайдский обвал. Лавина разбежится, продолжит движение по ущелью и будет трагедия.

С разработчиками установилась деловая связь. Наш институт выполнил для них необходимые работы. В частности, предложили малыми взрывами создать специальные подпорки – маленькие плотины по ходу русла для удержания лавины. Выполненные нами работы составили отдельный том в составе проекта. Проект прошёл все согласования, приступили к его выполнению, но случилась беда – наша великая держава распалась, строительство прекратилось.

Ещё один пример практического приложения нового закона сухого трения. Это тоже было в Средней Азии. Там также с применением взрывных технологий строились каналы в мягких грунтах: закладывается длинный заряд, производится взрыв, грунт выбрасывается и образуется полуцилиндрическая выемка с высокими склонами. Это было огромное сооружение глубиной метров 12 – 15 и длиной сотни километров. Наш институт пригласили к сотрудничеству. Я был на этих взрывах под Термезом в Узбекистане. Поразительное зрелище: весна, вся пустыня покрыта дикими тюльпанами... Стоишь, вдруг перед тобой впереди возникает стена выброшенного грунта длиной в несколько сот метров. Всё это падает...

В некоторых случаях, проектный профиль поперечного сечения канала не получался. Выброшенный грунт возвращался в канал, сползая по склону. Мы установили, что такая аномалия случалась,

когда заряд размещался вблизи уровня грунтовых вод. Величина предельного трения этого водонасыщенного грунта τ_* , оказалась малой. Слой сухого грунта и песка сползал по склонам канала, образуя лавины, как бы малый Хаид. Объём выброшенного грунта был велик, а величина τ_* мала так, что сползающая масса набирала скорость и, не останавливаясь у дна, взлетала, образуя всплеск.

В связи с этим мы предложили лечение этой проблемы, разработали схему усовершенствованной взрывной технологии создания канала в грунте. Сначала маленькими зарядами по бокам выбрасывали часть грунта, затем основным зарядом – остальную. Характеристики выброшенного грунта при этом изменялись так, что значение τ_* увеличивалось, предотвращая сползание. Так, используя новые знания, мы получили новые технологии, новые результаты, за что разработчики получили прибыль, а мы – благодарность.

Новые знания нелинейной механики сухого трения дают объяснение многим ранее непонятым явлениям. Возьмём кратеры на Луне, на Земле, на Марсе, на любых твёрдых планетах.³⁾ Все знают, что форма кратеров зависит от их диаметра, но не знают, почему.

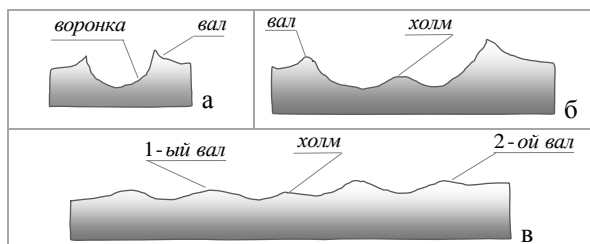


Рис. 4. Зависимость морфологии ударных кратеров на Луне и твёрдых планетах от масштаба события

Маленький кратер имеет форму почти сферической воронки, окантованной по краю валом (рис. 4а). Кратер крупнее имеет ещё и горку в центре (рис. 4б). Более крупные (рис. 4в) – несколько кольцевых валов и никакой воронки! Объясняется это тем же эффектом, что и в только что рассмотренном примере строительства канала в пустыне Таджикистана. Чем больше объём разрушенной породы выброшен, тем большая масса вовлекается в движение, тем большую роль играет правая ветвь нелинейной функции нашего закона трения. Поэтому закон Кулона не способен объяснить эти эффекты.

Крупномасштабные события этого рода приводят к тому, что разрушения грунта напоминают взрыв на воде: фонтан, а потом идут кольцевые волны. Волны в грунте на некоторой стадии останавливаются из-за трения, из-за остаточной прочности τ_* .

7. Сверхглубокое проникание. Вернёмся к эффекту Ушеренко и объясним его, применив новый закон трения. Разрез и шлифы мишени показали, что глубоко проникшие микрочастицы в материале мишени оказались как бы в длинной капсуле с заострёнными концами. Хвост этой капсулы сначала, когда через него проходила частица, был широким, а потом сжался (рис. 5).

Я осознал, что малое сопротивление движению связано с упруго-хрупкими свойствами окружающей частицу среды. Поскольку скорость деформации очень высока, а размеры частицы малы, окружающая среда либо деформируется упруго, либо хрупко разрушается. Этим обусловлена возможность образования трещин в форме лепестков. Потеря энергии сосредоточена в вершине этой трещины. Сопротивление очень мало. Это соответствует теории хрупкого разрушения.

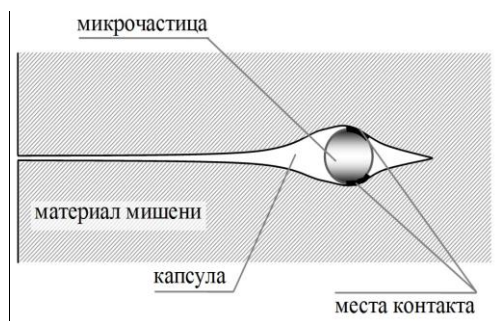


Рис. 5. Схема к модели сверхглубокого проникания.

Трение приложено в местах, где проникающая частица контактирует с окружающей упругой средой. Нормальное давление N определяется величиной $\rho v^2/2$, где ρ – плотность. Скорость v имеет очень большие значения, порядка единиц км/с. Но трение ограничено величиной τ_* и не может быть большим в силу зависимости $\tau(N)$ закона (2).

На металловых устройствах в Институте механики профессора Козорезов Константин Александрович провёл вслед за С.М.

Ушеренко огромное количество экспериментов со всевозможными парами материалов частиц и мишени. Удалось получить очень хорошее согласование расчётов с данными реальных экспериментов, в которых наблюдалось проникание на десятки и сотни калибров проникающей частицы. По результатам этих исследований в 1987 году мной была опубликована статья в Докладах Академии Наук СССР. Этот подход был применён как к задачам проникания в броню, так и к задачам проникания в грунты. В своё время была разработана хорошая расчётная методика.³⁾

8. О решении задачи Пенлеве. На рис.6 показана расчётная схема задачи Пенлеве: два горизонтально расположенных направляющих стержня, по которым, контактируя своими концами под углом α , скользит третий стержень. В точках контакта приложены сила трения T и сила нормального давления N . К центру подвижного стержня, где сосредоточена его масса m , приложена движущая сила F .

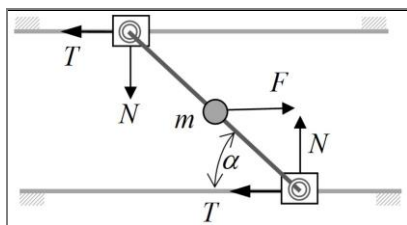


Рис. 6. Схема задачи с парадоксом Пенлеве.

Для этой системы можно записать соответствующие уравнения механики и дать описание её движения. Парадокс Пенлеве состоит в том, что для некоторого набора параметров системы решения нет. Меня заинтересовал вопрос, а в каком смысле нет решения? Если я возьму для решения точку в той части пространства параметров, где решение есть, и буду, плавно изменяя параметры, переходить в ту часть, где решения теряем, я, по крайней мере, пойму, как теряется решение.

Оказалось, что по мере приближения к границе области существования решения величины N и T стремятся к бесконечности. Стержень просто заклинивает между направляющими. Но, поскольку я уже знал, что касательная сила не может быть бесконечной, то применил не закон Кулона, как это делали все без исключения предшествующие исследователи этой задачи, а свой закон (2). И ре-

шение было получено. И никакого парадокса нет. При любых значениях параметров системы решение есть, оно единственное, хорошее, правильное решение. Парадокс Пенлеве был закрыт.

Парадокс был обусловлен не упругостью и прочими факторами, которые пытались ввести в рассмотрение классики механики прошлого, а тем, что закон Кулона при некоторых условиях неприменим. Нужно его заменить на реальный закон, найденный мною. Тогда никакого парадокса нет.

9. Приложения к механике спорта. Занимались мы и механикой спорта – сани, бобслей. К нам обратился знаменитый Сергей Васильевич Алексеев, тренер сборной СССР, и мы занялись некоторыми проблемами. В результате наших исследований были даны рекомендации, которые помогли завоевать золотые и бронзовые медали на Олимпиаде. За эти заслуги меня сделали членом Олимпийского комитета, 13 лет я был председателем Федерации санного спорта и бобслея. В чём же дело? А мы поняли, как надо проектировать сани, как надо подбирать металл полозьев, от чего зависит трение о лёд.

У меня была давняя, ещё юношеская работа «О нагреве и плавлении твёрдых тел от трения». Представьте себе две широкие поверхности. Они касаются и прижаты друг к другу каким-то давлением. При относительном движении поверхностей будет диссипация энергии. Произведение касательного напряжения τ на скорость v – это затрачиваемая механическая мощность, которая идёт в тепло $q = \tau \cdot v$. Окружающая среда будет нагреваться.

Решая эту задачу, получаем для некоторых параметров точное решение в виде явных формул. Фронт нагрева вырабатывает некоторую температуру, величина которой зависит от того, сколько энергии затрачивается на трение, т.е. от давления, коэффициента трения и скорости. Ясно, что при некотором сочетании параметров, температура поднимается до точки плавления менее тугоплавкого из этих двух материалов.

Спрашивается, а что будет дальше? Увеличиваем скорость движения – увеличивается мощность нагнетаемой туда энергии. Она обращается в тепло, но температура подняться выше не может. И тогда было высказано предположение: будет частичное, «мозаичное» плавление. Такое плавление приведёт к тому, что расплавившаяся жидкость заполнит пространство между не расплавившимися частями шероховатой поверхности. Верхушки этих неровностей превращаются в островки, уцелевшие на поверхности расплава.

Сухое трение будет происходить только на поверхности этих островков, а в расплаве – вязкое трение, пропорциональное скорости. Если я двигаюсь медленно, то нагреванием от вязкой диссипации можно пренебречь. Остаётся только «верхушечное» трение по этим пупырышкам. Его можно оценить коэффициентом

$$\alpha = S/S_0, \quad \tau = \tau_*(1 - \alpha),$$

где S – площадь уцелевших от расплавления участков, S_0 – общая площадь поверхности контакта. Здесь коэффициент α неизвестен. Выразив через α поток тепла

$$q = v \cdot \tau_*(1 - \alpha),$$

получим уравнение температуры T на поверхности S , из которого можем найти значение α :

$$T = T(v \cdot \tau_*(1 - \alpha), \dots) = T_{пл}. \quad (3)$$

Из (3) следует, что если достаточно энергично мы движемся, то всё меньше и меньше остаётся нерасплавленной поверхности контакта, движение происходит почти по жидкости. В таком движении с «полужидким» трением сила сопротивления очень мала. В этом состоит парадокс, феномен аномально низкого трения при скольжении по льду.

Мы провели большую серию натуральных экспериментов. Работали ночами на катке «Кристалл». В итоге, нашу теоретическую модель полужидкого трения и результаты натуральных экспериментов мы вложили в методику расчёта санно-бобслейных трасс. Она, кстати, недавно была использована при строительстве трассы в посёлке Парамоново на Севере от Москвы. Мой ученик Саша Остроумов разработал самую лучшую модель трассы с учётом всех тех особенностей, которые мы здесь рассматривали. И этим мы тоже гордимся.

10. Выводы. Исследован один из важнейших законов механики – закон сухого трения. Показано, что при рассмотрении любой динамической системы с сухим трением, использование закона трения в формулировке Кулона позволяет получить решение лишь в определённой области пространства параметров. За пределами этой области решений нет. Этим объясняется существование в минувшем столетии большого числа парадоксов сухого трения – задач механики, не имеющих решения при использовании закона Кулона.

Автором доклада доказана справедливость иной, по сравнению с ранее существовавшей, концепции силового взаимодействия при трении, а именно: касательное напряжение на поверхности кон-

такта двух трущихся тел не превышает предела прочности на срез наименее прочного из них. Эта концепция видоизменяет закон сухого трения, представляя его в виде нелинейной функции (2).

Применение нового закона трения к известному в механике парадоксу Пенлеве, снимает столетнюю проблему, даёт простое и понятное решение. Автор, успешно применил новый закон для решения ряда актуальных проблем: 1). Дана адекватная модель динамики аномальных процессов крупномасштабных горных обвалов и оползней. 2). Существенно усовершенствованы взрывные технологии строительства каналов в мягких грунтах. 3). Построена обоснованная модель не поддававшегося ранее объяснению механизма формирования ударных кратеров на твёрдых планетах. 4). Раскрыт эффект аномально глубокого проникания твёрдых микрочастиц в твёрдые материалы (парадокс Ушеренко). 5). Разработана методология научно-технического обеспечения высших результатов в санном спорте и бобслее.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Григорян С.С. Новый закон трения и механизм крупномасштабных горных обвалов и оползней. Доклады академии наук СССР. 1979, 244 (4), 846-849.
2. Григорян С.С. О природе “сверхглубокого” проникания твердых микрочастиц в твердые материалы. Доклады академии наук СССР. 1987, 292 (6), 1319-1323.
3. Григорян С.С. (1979а) Движение и разрушение метеоритов в атмосферах планет. Космические Исследования. 17(6), 875-893.

Комментарии к докладу С.С. Григоряна.

¹⁾ В Перу 10 январь 1962 г. произошла крупнейшая катастрофа: обвал с горы Невадо-Уаскаран. Объем массы снега и льда составил приблизительно 3 млн. куб. м, а к концу движения достиг 10 млн. куб. м. Лавина прошла 10 км и за 7 минут стерла с лица земли городок Ранрайрка, 6 меньших поселений и частично разрушила еще три.

²⁾ Попытки описать аномальную подвижность огромных масс раздробленных скальных пород предпринимались многими учёными. Например, обвал с горы Блэк-Хок произошёл в доисторические времена на северных склонах гор Сан-Бернардино в штате Южная Калифорния. Поток шириной свыше 3,2 км от подножия гор ушел на аномальную дальность – 8 км. Этот обвал изучал Р.Л. Шрив [1к], предложив модель «каменный поток на воздушной подушке». Моделью процесс описывается так. Огромная масса пород, рухнув со склона, ударяется о выступ скалы и получает гори-

зонтальную скорость около 400 км/ч. Этой массой воздух у поверхности Земли сжимается и используется в качестве смазки. Правдоподобие модели вызывает сомнения. При отсутствии воздуха она не работает вовсе, в то время, как модель сухого трения Григоряна адекватно воспроизводит лавинный процесс и на планетах без атмосферы.

³⁾ Публикация С.С. Григоряна в Докладах академии наук 1987 года о природе открытого в 1974 г. аспирантом, ныне доктором технических наук С.М. Ушеренко эффекта сверхглубокого проникания, пробудила к этой актуальной проблеме большой интерес. С тех пор опубликованы сотни научных статей, защищены диссертации, оформлены патенты. Накапливается информация о результатах новых исследований. Накал интереса не спадает. С 2010 г. в интернете развёрнута научная дискуссия о новых взглядах на эффект Ушеренко. Обсуждаются и такие физические аспекты явления сверхглубокого проникания, которые связаны со сложными синтезирующими и ещё не изученными высокоэнергетическими процессами. В то же время, среди публикаций этого направления, есть и работы, связанные с созданием более полной механико-математической модели феномена сверхглубокого проникания. В каждой из них, например [2к], [3к], активно используется разработанная Григоряном концепция и закон сухого трения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1к. Хромовских В.С. Каменный дракон. Издание: <http://lib.rus.ec/b/185878/read>.
- 2к. Колмогоров В.Л., Залазинская Е.А., Залазинский А.Г. Моделирование явления сверхглубокого проникания частиц в упругопластическую среду с учётом их истирания. Доклад на III Российской научно-технической конференции. Екатеринбург, Россия, 2007.
- 3к. Макаров П.В. Математическая многоуровневая модель упругопластического деформирования структурно-неоднородных сред//Диссертация ... доктора физ.-мат. наук. – Томск: ИФПМ СО РАН, 1995.

УДК 629.76

В. А. Поляченко

ПЕРВЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ ПРОЕКТЫ ОКБ В.Н. ЧЕЛОМЕЯ

Рассматриваются разработки ракетно-космических систем, выполненные в ОКБ-52 под руководством В.Н. Челомея. Показано, что заложенные в них научно-технические идеи и принципы не потеряли своей актуальности и в настоящее время.

Отмечая 95-летие со дня рождения выдающегося ученого и конструктора Владимира Николаевича Челомея, полезно оглянуться на начало его деятельности в области ракетно-космической техники и оценить ее значение с современных позиций.

Начиная с 1960 года, ОКБ-52 включилось в разработку космических систем и ракет-носителей для них. Эти работы внесли большой вклад в развитие отечественной космонавтики, ракетно-космической науки и техники.

1. История такова. Летом 1959 года под личным руководством Владимира Николаевича Челомея, используя опыт создания крылатых ракет для Военно-Морского Флота, начались проработки высотных крылатых и крылато-баллистических ракет (КБР). В июле 1959 года уже была в разработке КБР-12000, трёхступенчатая крылато-баллистическая ракета с массой 1-ой ступени 85 тонн, с дальностью полета 12000 км, с около-орбитальной скоростью. Рассматривали и выход на орбиту. Головная часть изображена на рис. 1.

Проект КБР развился в проекты баллистических ракет. В качестве полезной нагрузки появились крылатый ракетоплан, крылатая боеголовка с самонаведением на конечном участке полета, ракетоплан для полета к планетам, управляемый спутник для целеуказания крылатым ракетам. Челомей нашел понимание у руководителей ведущих институтов Госкомитета по авиационной технике – НИИ-1,

ЦАГИ, ЦИАМ. В НИИ-1 нашего Госкомитета были хорошо проработаны вопросы теплозащиты для различных типов спускаемых с орбиты аппаратов – шар, «фара» и т.д.

Однако Владимир Николаевич был приверженцем крылатого спуска. Он приводил следующие доводы: «Посадка человека на аэродром, намного меньше перегрузки при входе в атмосферу, намного больше располагаемые перегрузки маневра для попадания в точку. Растянутый горизонтальный полет, возможность выбора точки посадки. Команды на спуск и управление – с нашей территории, в отличие от спуска шарообразного космического аппарата. Безопасность спасения при неудачном старте: разворот и посадка на любом этапе. Возможность поражения точечных целей плюс противозенитный маневр. Кроме того, посадка на другие планеты с атмосферой без использования крыльев проблематична». Начальник ЦАГИ Макаревский считал, что постановка такой задачи в Комитете по авиационной технике правильна, и мы с ней справимся. Такое совещание представителей промышленности и ученых состоялось в ОКБ-52 18 февраля 1960 года, на котором крылатый спуск был признан перспективным.

К началу апреля 1960 года были подготовлены проекты, как ракет-носителей, так и космических аппаратов нескольких модификаций, с которыми Челомей решил выйти в Правительство, имея в виду выпуск Постановления об их разработке (рис. 2а, 2б). Это было семейство ракет А-300, А-300-1, А-300-2, А-2000. Отличались они размерами, стартовым весом: от 300 до 1950 тонн, количеством ступеней, имели полезную нагрузку от 8 до 85 тонн. Жидкостные ракетные двигатели были конструкторов Госкомитета по авиатехнике Кузнецова Николая Дмитриевича, Туманского Сергея Константиновича – на керосине-кислороде, Архипа Михайловича Люльки на – водороде-кислороде. Кроме того, было семейство космических аппаратов, которые должны были обеспечить как дальние полеты к планетам, так и ближние для решения околоземных насущных задач.

2. Одобрение предложений ОКБ-52. 10 мая 1960 года на докладе Челомея у Хрущева были озвучены предложения ОКБ-52 по созданию околоземных и межпланетных космических аппаратов, разгонных ракет, планы работ по их осуществлению. Эти предложения получили одобрение. На заседании Научно-технического совета ГКАТ 21 мая 1960 года по такому же докладу Челомея были содоклады и обсуждения. Заседание подытожил Председатель Госкомитета по авиатехнике Петр Васильевич Дементьев: «одобрить и представить в виде проекта постановления».

4 июня 1960 года на заседании у заместителя Председателя Совета Министров СССР Устинова после доклада Челомея выступавшие Тюлин и Королев отмечали, что подключение авиационного КБ к разработке космических аппаратов является положительным фактором для развития ракетно-космической техники в СССР. «Фронт исследований расширяется, сказал Королев, благодаря вовлечению Челомея. Крылатый спуск нужно делать». И здесь предложения В.Н. Челомея были поддержаны.

Таким образом, эти предложения прошли фильтрацию на всех уровнях, как в военном ведомстве, так и в руководстве промышленностью. И уже 23 июня 1960 года выходит Постановление ЦК КПСС и СМ СССР с поручением ОКБ-52 разрабатывать эти космические аппараты. Это постановление открыло нашей организации дорогу в космос. Работы по теме «Космоплан» для осуществления полетов к Луне и планетам Солнечной системы с (рис. 3 – 4) применением для разгона и управления электроядерных реактивных двигателей проводились с участием ЦАГИ, НИИ-1 Госкомитета по авиационной технике. Был проведен большой объем проектных и расчетно-теоретических работ. Однако, в связи с отсутствием в то время компактных и безопасных источников ядерной энергии, разработка была доведена до стадии аванпроекта. Эти идеи еще ждут своего воплощения в реальные проекты.

3. Работы по теме «Ракетоплан» (рис. 5 – 6) велись в направлении создания как пилотируемых летательных аппаратов с управляемым спуском с орбиты и посадкой на аэродром, так и в направлении создания беспилотных маневрирующих космических аппаратов, в том числе для инспекции и перехвата спутников-разведчиков, спутников-носителей атомных боеголовок, о разработке которых в США имелись в то время публикации в открытых и закрытых источниках.

Эти работы были доведены до стадии эскизного проекта и стали фундаментом для последующих разработок пилотируемого легкого космического самолета, с одной стороны, и системы противокосмической обороны с беспилотным истребителем спутников, с другой. Основными проблемами на пути создания ракетопланов были обеспечение управляемости и устойчивости аппарата при входе в атмосферу и создание эффективной теплозащиты на этом участке полёта.

Способом проверки расчетно-теоретических исследований и конструкторских проработок был летный эксперимент. Первым таким испытанием стал пуск в 1961 году экспериментального гипер-

звукового аппарата МП-1, являвшегося натурной моделью возвращаемого аэрокосмического аппарата. Особенности аппарата МП-1 были его аэродинамическая компоновка, теплозащита и система управления, обеспечивающая стабилизированный полёт на всех участках траектории.

Аэродинамическая компоновка была выполнена по схеме «контейнер – задний тормозной зонт». Торможение аппарата в атмосфере осуществлялось тормозными щитками, расположенными у его донного среза, образующими зонт при раскрытии. Для стабилизации на конусной части были установлены графитовые рули, а на космическом участке стабилизация обеспечивалась струйными воздушными соплами. Приземление осуществлялось на трех парашютах. Испытания производились на полигоне во Владимировке, боевое поле располагалось в районе озера Балхаш. Запуск аппарата МП-1 (рис. 7) ракетой Р-12 был произведен 27 декабря 1961 года. Программа выполнена полностью. Были получены ценнейшие данные по уносу теплозащитных покрытий при возвращении на Землю космического гиперзвукового аппарата.

Следующей разработкой этого направления стал космический аппарат М-12, являющийся натурной моделью маневрирующей аэробаллистической головки АБ-200, которая в это время находилась в проектной проработке для ракеты УР-200. Для стабилизации и управления на атмосферном участке полета аппарат М-12 имел четыре титановых руля-элефона, на космическом участке полета управление обеспечивали микро-ЖРД. Пуск аппарата М-12 был произведен 21 марта 1963 г. на ракете Р-12. Опыт, полученный при натурных испытаниях этих первых гиперзвуковых аппаратов, был использован в последующих проектах предприятия.

4. Система морской космической разведки и целеуказания (рис. 8). Успешные работы ОКБ-52 по созданию крылатых ракет, способных поражать загоризонтные морские цели при стрельбе с подводных лодок, имели в начале 60-х годов решающее значение для обеспечения высокой боеспособности отечественного ВМФ. Однако одновременно возникла острая необходимость иметь для таких ракет целеуказание подводным лодкам о местонахождении кораблей противника для выхода в зону применения оружия.

Для решения этих сложных задач В.Н. Челомей впервые в мире предложил создать космическую систему обнаружения морских целей и выдачи целеуказания. Задуманная в 1960 году система основывалась на построении группы спутников, сфазированной на круговой орбите, выполняющей беспрерывный обзор акваторий ми-

рового океана. В качестве средств наблюдения были определены радиолокатор бокового обзора и аппаратура радиотехнической разведки, обеспечивающие круглосуточное и всепогодное обнаружение целей. Было решено разделить функции между «активными» (радиолокационными) спутниками – УС-А (рис. 9) и «пассивными» (радиотехническими) спутниками – УС-П. Проект глобальной морской космической разведки и целеуказания (МКРЦ) предусматривал систему из 7 космических аппаратов (4-х аппаратов активной разведки и 3-х аппаратов пассивной разведки). В 1975 году система активной радиолокационной морской разведки и целеуказания с КА «УС-А», а в 1978 году – с КА радиотехнической разведки «УС-П» (рис. 10) были приняты в эксплуатацию. Космические аппараты «УС-П» и в настоящее время работают на орбите.

5. Система противоспутниковой обороны «ИС». С 1961 года были развернуты работы по созданию системы противоспутниковой обороны «ИС». Для первых запусков КА по договоренности В.Н. Челомея с С.П. Королевым использовалась серийная ракета Р-7, получившая индекс 11А59. В рекордные сроки, менее чем через 3 года после начала работ, 1 ноября 1963 года первый объект, получивший название «Полет-1» (рис. 11) был успешно запущен с 1-ой площадки полигона. После включения разгонного двигателя КА вышел на опорную орбиту, затем его двигатели включались в продольном и поперечном направлениях, стабилизация и ориентация осуществлялась с помощью микро-ЖРД. В результате маневров за полтора витка «Полет-1» изменил высоту орбиты и угол ее наклона к плоскости экватора. Полетная программа была выполнена, это был первый в мире маневрирующий космический аппарат.

Президент Академии наук СССР М.В. Келдыш в газете «Известия» от 11 ноября 1963г. дал высокую оценку этому событию: «Это новое техническое достижение имеет очень большое значение для развития космонавтики и космических исследований. Способность кораблей к маневрированию дает возможность создать тяжелые орбитальные станции в космосе со сменяемым экипажем. Коллектив ученых, конструкторов, инженеров, техников и рабочих, создавший космический аппарат «Полет-1» и осуществивший его запуск, внес новый большой вклад в исследование космического пространства и развитие космоплавания».

Ровно через 5 лет, 1 ноября 1968 года было осуществлено первое полномасштабное испытание противоспутниковой системы. КА «ИС», выполнил сближение с КА «ИС-М», выведенным на орбиту 19 октября 1968 года в качестве мишени, и поразил ее (рис. 12, рис.

14). В 1973 году система «ИС» была принята в опытную эксплуатацию, а в 1978 году – в эксплуатацию войск противоспутниковой обороны. Позже были тяжелые спутники «Протон», ракеты-носители УР-500 и УР-500К (рис.13), орбитальные пилотируемые станции «Алмаз» (рис. 15), орбитальные автоматические станции «Космос-1870» и «Алмаз-1». Был и ряд нереализованных проектов: Легкий космический самолет ЛКС (рис. 16), программа облета Луны и высадки на Луну. Но это отдельная тема.

6. Сегодня, спустя почти 50 лет от начала разработки первых космических проектов, их научно-технические идеи не потеряли свою актуальность. Так, основной, принципиально новой в то время, особенностью космической программы Владимира Николаевича Челомея было задуманное им создание целостных прикладных систем, имевших в вершине специализированные управляемые с Земли автоматические космические аппараты и в основании – наземные комплексы средств связи, управления, обработки и передачи данных. Для выведения специализированных спутников на орбиты проектировались универсальные ракеты-носители рациональной размерности с компактным стартовым комплексом. Это получило воплощение в реальных проектах.

Предлагавшаяся в то время схема построения ракет-носителей (поперечное членение ступеней ракеты, боковые блоки цилиндрической формы) нашла свое воплощение в дальнейших разработках ОКБ-52, в том числе ракеты-носителя УР-500К («Протон»), которая в настоящее время и на среднесрочную перспективу является наиболее мощной из числа отечественных носителей и исправно служит делу мировой космонавтики.

Программа работ начала 60-х годов предусматривала исследование возможностей соединения баллистических и аэродинамических принципов для создания перспективных аэрокосмических аппаратов и боевых баллистических головок высокой эффективности. В ракетных комплексах УР-100Н УТТХ со скоростными боевыми блоками, а также во вновь разрабатываемых проектах, эти идеи получили реальное воплощение.

Предлагавшийся в начале 60-х годов крылатый спуск в атмосфере с посадкой на аэродром предвосхищал проекты «Спейсшаттл» и «Буран», а в нашем КБ трансформировался в проект легкого космического самолета ЛКС, выводимого ракетой-носителем «Протон». Однако руководством ВПК он не был разрешен к разработке, и наша страна лишилась возможности иметь свой дешевый и

эффективный космический самолет, доведенный до стадии выпуска рабочих чертежей.

Разработанные для первых космических аппаратов типы экономических микро-ЖРД на двухкомпонентном топливе (в отличие от применявшихся тогда перекисных) сегодня широко используются для стабилизации и ориентации больших орбитальных станций, транспортных кораблей и спутников.

7. Выводы. Завершая доклад, отметим, что в рамках разработанной и реализуемой предприятием программы действий «Прагматичный космос» работы по космическому направлению вступили в новую фазу. В основу современных космических проектов программой действий положены принципы:

- быстрой реализуемости в современных условиях;
- соответствия мировому уровню;
- максимального использования существующего в стране материального, научного и технического задела;
- подбора кооперации по проектам на основе реальной способности партнеров выполнять возложенные работы;
- уменьшения затрат на проекты;
- консолидации средств, в т.ч. коммерческих и зарубежных для достижения результатов.

На этих принципах работы по созданию современных и необходимых стране космических систем будут развиваться в ближайшие годы и в долгосрочном плане. Современная разработка системы «Кондор-Э» (рис. 17–19) – живое подтверждение актуальности этих научно-технических идей. Это наследие Владимира Николаевича Челомея и его современное развитие является лучшей памятью о выдающемся ученом и конструкторе.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. 60 лет самоотверженного труда во имя мира. ИД «Оружие и технологии», М. 2004
2. В.А. Поляченко. «На море и в космосе». ИД «МОРСАР АВ», С-Пб 2008



Рис. 1. Крылато-баллистическая ракета в контейнере

А-300-II со сбрасываемыми баками	А-300-II		А-300-II со сбрасываемыми баками	
	Параметры			
<p>А-300-II со сбрасываемыми баками</p>	Полезная нагрузка, <i>t</i>		13	
	Стартовый вес, <i>t</i>		299	
	Конечная скорость, <i>м/сек</i>		7800	
	1 ступень			
	Вес ступени, <i>t</i>		207,2	206
	Вес топлива сбрасываемых баков, <i>t</i>		189	118
	Вес топлива постоянного бака			68,2
	Топливо		T-1+O ₂	T-1+O ₂
	Суммарная тяга	на земле, <i>t</i>	490 (35x14)	420 (140x3)
		в пустоте, <i>t</i>	571,2 (40x14)	474,2 (158x3)
	Тип двигателей		НК-9	Р 301 – 300
	Удельный импульс	на земле, <i>сек</i>	278	302,5
		в пустоте, <i>сек</i>	327	342,5
	2 ступень			
	Вес ступени, <i>t</i>		60,2	68,6
	Вес топлива сбрасыв. баков, <i>t</i>		49,8	37
	Вес топлива постоянного бака, <i>t</i>			20,2
	Топливо		H ₂ +O ₂	H ₂ +O ₂
	Суммарная тяга (в пустоте), <i>t</i>		140 (35x4)	140 (35x4)
	Удельный импульс (в пустоте), <i>сек</i>		425	425
3 ступень				
Вес ступени, <i>t</i>		20,4	12,4	
Вес топлива, <i>t</i>		17,2	10	
Топливо		H ₂ +O ₂	H ₂ +O ₂	
Суммарная тяга (в пустоте), <i>t</i>		17,5	15	
Удельный импульс (в пустоте), <i>сек</i>		435	435	

Рис. 2а. Разгонные ракеты А-300-II

Параметры		А-300 с двигателем НК-9	А-300-III с двигателем Р301 - 300	А-300-I
Полезная нагрузка, <i>t</i>		8	10	10
Стартовый вес, <i>t</i>		299	300	299
Конечная скорость, <i>м/сек</i>		7800	7800	7800
Топливо		T-1+O ₂	T-1+O ₂	T-1+O ₂
1 ступень				
Вес ступени, <i>t</i>		207,2	200,6	207,2
Вес топлива, <i>t</i>		189	186	189
Суммарная тяга	на земле, <i>t</i>	490	420	490
	в пустоте, <i>t</i>	571,2	474	571,2
Тип двигателей		НК-9	Р301 – 300	НК-9
Удельный импульс	на земле, <i>сек</i>	278	302,5	278
	в пустоте, <i>сек</i>	327	342,5	327
2 ступень				
Вес ступени, <i>t</i>		65,1	68,1	65,1
Вес топлива, <i>t</i>		58	61,7	57
Суммарная тяга (в пустоте), <i>t</i>		168	158	168,8
Удельный импульс (в пустоте), <i>сек</i>		337,5	352	337,5
3 ступень				
Вес ступени, <i>t</i>		18,7	21,4	16,9
Вес топлива, <i>t</i>		16,9	18,8	14,3
Топливо				H ₂ +O ₂
Суммарная тяга (в пустоте), <i>t</i>		15	15	17,5
Удельный импульс (в пустоте), <i>сек</i>		337,5	337	435
Длина ракеты		33600	37000	37000

Рис. 26. Разгонные ракеты А-300, А-300-I

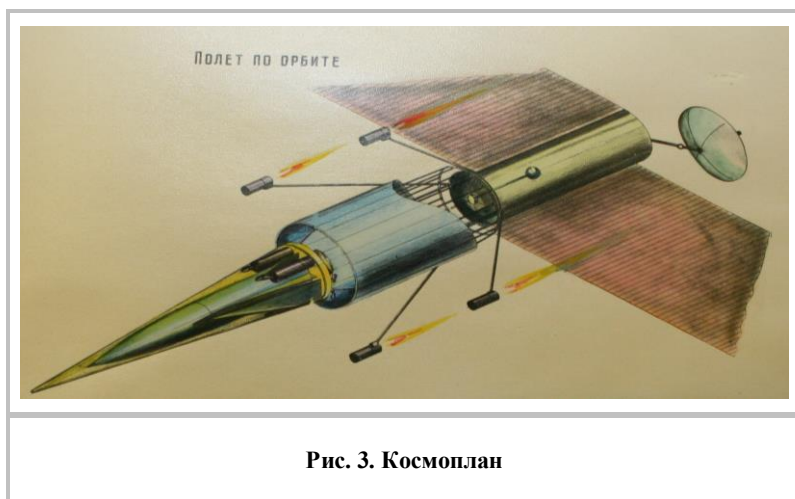


Рис. 3. Космоплан

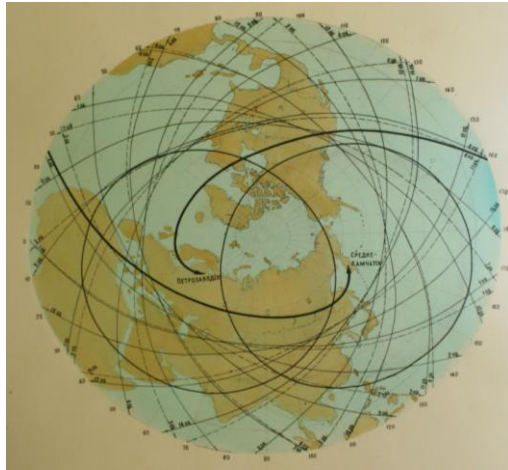


Рис. 6. Зоны манёвра ракетоплана и аэродромы

Условные обозначения:

Проекции траектории ракетоплана на Земной поверхности:

- Для высоты орбиты 300 км
 - Для высоты орбиты 2000 км
 - Зона маневра ракетоплана
 - Траектория посадки ракетоплана
- $i = 45^*$

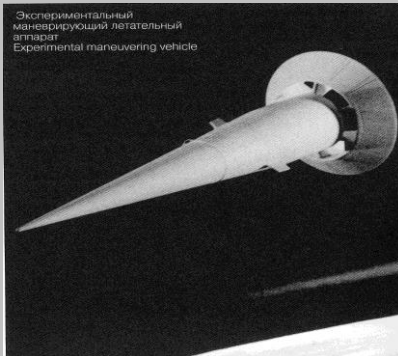


Рис. 7. Аппарат МП-1

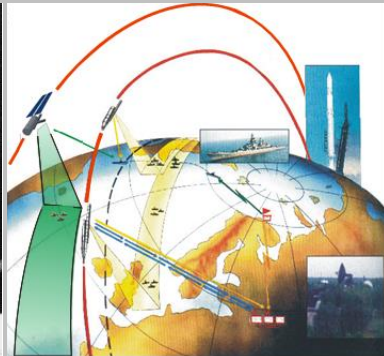


Рис. 8. Система МКРЦ «УС»

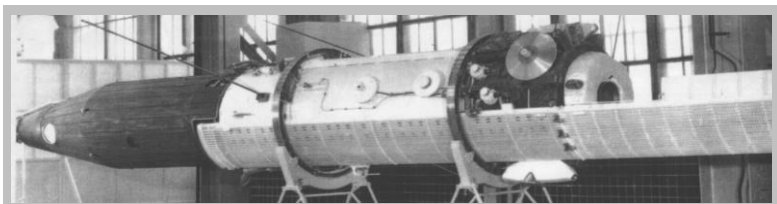


Рис. 9. Космический аппарат УС-А

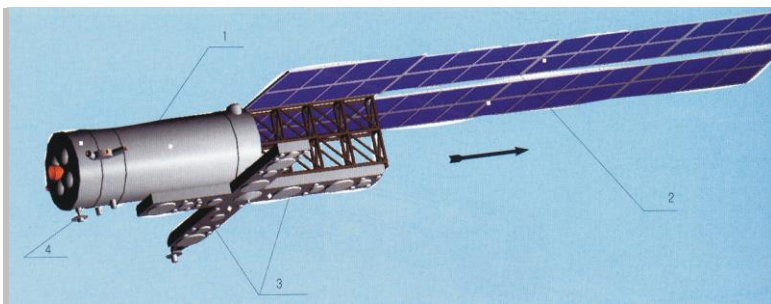


Рис. 10. Космический аппарат УС-В

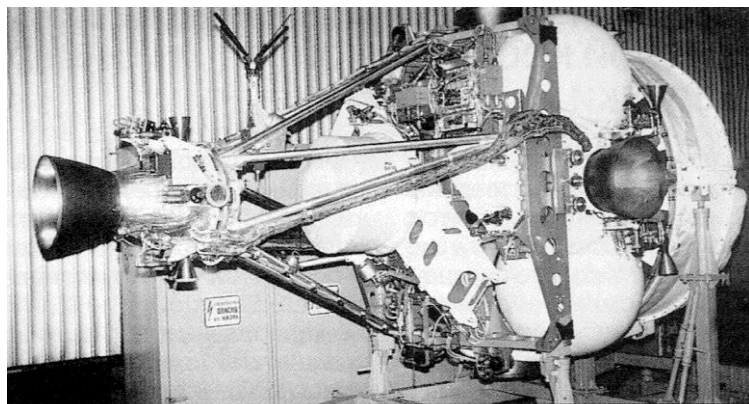


Рис. 11. Космический аппарат «Поле́т»

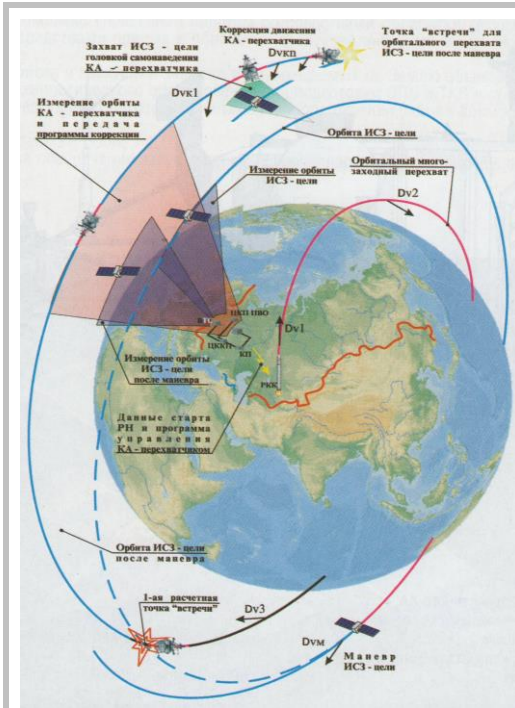


Рис. 12. Система противоспутниковой обороны «ИС»



Рис. 13. РН УР-500К

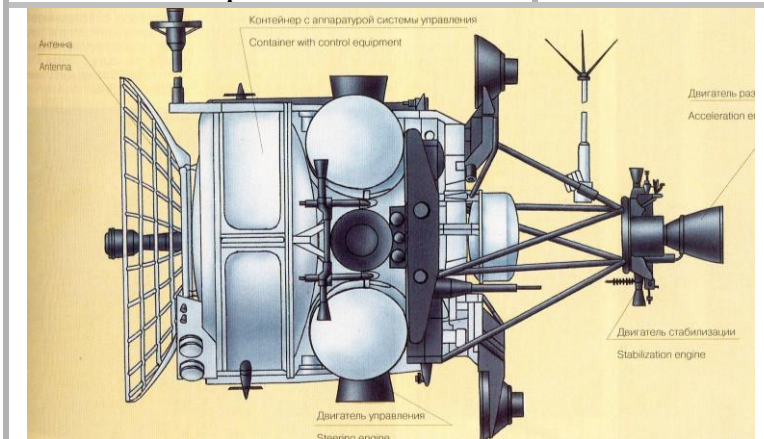


Рис. 14. Космический аппарат ИС

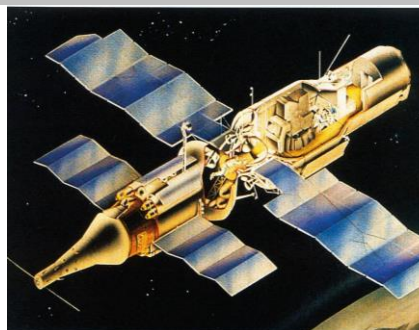


Рис. 15. Система «Алмаз»: ОПС и ТКС

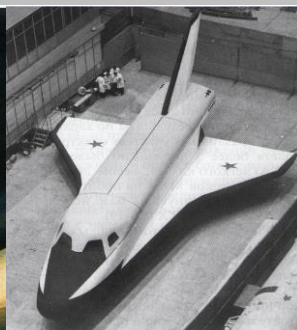


Рис. 16. Легкий космический самолет ЛКС

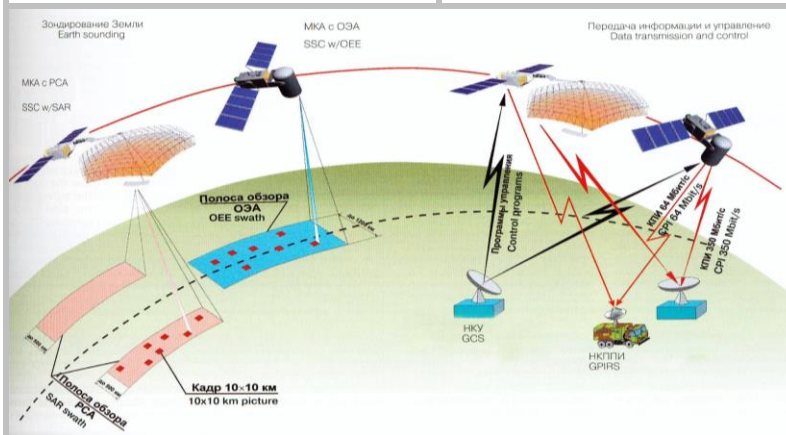


Рис. 17. Космическая система ДЗЗ «Кондор-Э»

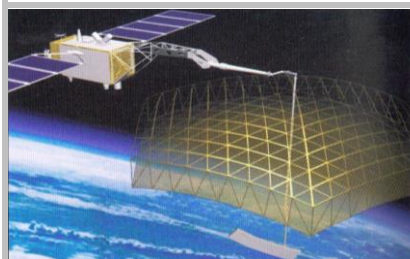


Рис. 18. Космический аппарат «Кондор-Э» с РСА

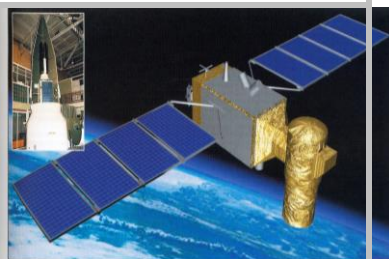


Рис. 19. Космический аппарат «Кондор-Э» с ОЗА

А.В. Братчев, Е.Г. Ватолина,
В.В. Горский, Д.А. Забарко

СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО И ТЕПЛООВОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Рассматриваются вопросы разработки универсальных программных комплексов, позволяющих оперативно проводить совокупность исследований, связанных с нагружением конструкции изделия набегающим газовым потоком. Показано, что для решения газодинамических и тепловых задач на всех этапах проектирования летательных аппаратов, создан крупный программный комплекс РАСКЕТ6, обеспечивающий требуемую точность расчетов.

1. Введение. Аэрогазодинамическое и тепловое проектирование относятся к числу наиболее важных элементов процесса проектирования современных летательных аппаратов в целом. Высокий уровень конкуренции на рынке высоких технологий, имеющий место в настоящее время, выдвигает на первое место техническое совершенство изделий указанного класса, которое в значительной степени определяется минимизацией запасов по силовому и тепловому нагружению конструкции со стороны набегающего газового потока.

В то же время, аэрогазодинамическое и тепловое проектирование – одни из самых трудоемких составляющих процесса проектирования изделия в целом. Обязательным элементом этих видов проектировании летательных аппаратов является проведение испытаний их геометрически подобных моделей в аэродинамических трубах. На базе полученных при этом экспериментальных данных производится апробация расчетно-теоретических методов.

Теплопрочностной расчет конструкции и расчет ее температурного состояния также сопряжены с высокой трудоемкостью и большим объемом используемой при этом информации о силовом и тепловом нагружении. Результаты указанных расчетов в значительной степени сказываются на ограничениях, налагаемых на выбор траектории движения летательного аппарата. Весь комплекс проблем, связанных с выполнением этих расчетов, необходимо решать во взаимно сопряженной постановке.

Повышение качества газодинамического и теплового проектирования современных летательных аппаратов требует первооче-

редного решения ряда проблем. Во-первых, необходимо разработать универсальные программные комплексы, позволяющие оперативно проводить всю совокупность исследований, связанных с нагружением конструкции изделия набегающим газовым потоком. При этом в рамках таких комплексов должна решаться и совокупность смежных проблем, в первую очередь связанных с теплопрочностью изделия и с распространением тепла по его конструкции. От ответов на эти вопросы, как уже отмечено выше, зависит работоспособность конструкции изделия в рассматриваемых условиях ее эксплуатации. Необходимо также обеспечить требуемую точность проводимых исследований. Естественно, что это требование обычно противоречит требованию оперативности проведения проектных расчетов.

Решению рассматриваемой задачи (для нее ниже используется термин «комплексирование проектных расчетов») уделяется много внимания. Приоритет отдается созданию программных комплексов, которые на различных стадиях проектирования предоставляют пользователю возможность проводить соответствующие исследования с различной точностью.

Наиболее качественные расчетно-теоретические данные по силовому и тепловому нагружению конструкции летательного аппарата могут быть получены моделированием обтекания высокоскоростным газовым потоком, используя уравнения Эйлера и Навье-Стокса. Однако высокая трудоемкость решения этих уравнений не позволяет напрямую использовать такой подход в процессе проектирования. Рациональным выходом из указанной ситуации является переход к проведению систематических расчетных исследований для проектируемого изделия в рамках уравнений Эйлера и Навье-Стокса с формированием на их основе соответствующих баз данных.

2. Программные комплексы. При организации работы по этому пути приоритет отдается использованию программных комплексов [6, 20] (невязкие расчеты в рамках уравнений Эйлера и вязкие расчеты в рамках уравнений Навье-Стокса). Оба эти комплекса дают возможность расчета тел достаточно сложной формы с высокой точностью (о чем свидетельствуют экспериментальные данные). Комплексы позволяют проводить исследования и с учетом физико-химических превращений, протекающих в высокотемпературном ударном слое. Так, решение уравнений Эйлера может проводиться в предположении, что воздух находится в состоянии термохимического равновесия, а решение уравнений Навье-Стокса – с учетом реальных его свойств, соответствующих конечным скоростям протекания

химических реакций и многокомпонентной диффузии газовой смеси в ударном слое.

Как показывает накопленный опыт, использование указанных программных комплексов при проектировании изделий сложной геометрической формы позволяет обеспечить приемлемую с точки зрения практики оперативность. Это актуально при создании специализированных газодинамических и теплообменных баз данных, необходимых для проведения качественных проектных расчетов.

К числу таких программных комплексов относится крупный программный комплекс (КПК) «РАСКЕТ6» [1, 2], созданный в ОАО «ВПК «НПО машиностроения». Он используется в проектировании ЛА различного назначения и позволяет находить решение тепловых и газодинамических задач практически с любой необходимой пользователю точностью. Этот комплекс представляет собой в высокой степени автоматизированную информационную систему, эксплуатация которой не сопряжена с большими трудовыми затратами.

Комплекс позволяет применять широкий круг приближенных методов расчета на различных этапах проектирования изделия. При этом могут быть использованы специализированные базы данных по результатам углубленных расчетно-теоретических и экспериментальных исследований для конкретного летательного аппарата или его ближайшего прототипа.

На ранней стадии проектирования ЛА возможно использование методики двумерного приближения, реализованной в данном программном комплексе, когда каждому расчетному узлу на поверхности тела ставится в соответствие локальное тело, обтекаемое под нулевым углом атаки. На более глубоких стадиях проектирования используются специализированные трехмерные базы для расчета параметров газовой динамики и конвективного теплообмена.

3. Газодинамические расчёты. Одной из составных частей комплекса РАСКЕТ6 является газодинамический расчет на поверхности ЛА произвольного очертания. Отметим, что в настоящее время существует большое число как инженерных (например [9, 21]), так и строгих численных (например [4, 5, 7, 8, 11, 13, 24]) методов для задач обтекания тел невязким газовым потоком, записанных в форме уравнений Эйлера. Однако первые из них характеризуются недостаточно высокой точностью, а вторые – значительной трудоемкостью. Кроме того, практически все известные методы решения газодинамических задач пригодны к использованию только в определенных интервалах изменения ряда определяющих параметров (в первую очередь числа Маха в набегающем потоке и угла атаки). Все

это вызывает значительные трудности при создании автоматизированного программного комплекса.

Предлагаемая методика включает широко распространенные приближенные методы и интерполяционный подход, использующий результаты систематических расчетно-теоретических и экспериментальных исследований [3]. Интерполяционный подход базируется на применении либо газодинамических универсальных баз данных (ГУБД), либо газодинамических специализированных баз данных (ГСБД). ГУБД использует известные литературные источники по вопросам обтекания затупленных конусов и клиньев сверхзвуковым потоком воздуха, полученных в равновесной постановке. ГСБД – результаты углубленных расчетно-теоретических и экспериментальных исследований, которыми располагает пользователь на данной стадии проектирования конкретного изделия.

Возможность использования этой методики для проведения сквозных газодинамических исследований движения изделия по траектории в условиях существенного изменения определяющих параметров обусловлена двумя её особенностями. Первая основана на объединении в единую систему набора методов расчета, обеспечивающего возможность проведения исследований во всем возможном диапазоне изменения чисел Маха и характерного углового размера. Вторая – на автоматическом переходе от одного метода расчета к другому при выходе числа Маха и (или) характерного углового размера за границы допустимых их значений.

Исследуемая поверхность летательного аппарата подразделяется на ряд зон вдоль его строительной горизонтали, для каждой из которых пользователем выбирается оптимальный с точки зрения точности вычислений метод исследований. При этом можно воспользоваться приведенными ниже результатами исследований точности для всех задействованных методов расчета.

Известно, что характер распределения давления по поверхности летательного аппарата существенно изменяется при переходе от его затупленной части к боковой поверхности. Методика включает в себя два частично совпадающих набора методов расчета, первый из которых относится к затупленной части тела, а второй – к его боковой поверхности. В каждом из наборов методы пронумерованы так, что с увеличением номера уровень точности снижается (табл. 1).

В большинстве используемых методов расчеты могут выполняться как в плоском, так и в осесимметричном приближении. Кроме того, во всех методах (за исключением метода, использующего ГСБД) применяется приближение местного конуса или местного

клина [18]. В качестве характерного углового размера выступает эффективный угол атаки, т.е. угол между двумерным аналогом вектора скорости движения и плоскостью, касательной к поверхности тела (т.е. алгебраическое дополнение угла между указанным аналогом вектора скорости и внешней нормалью к поверхности тела до прямого).

4. Выбор метода расчёта. Для каждого метода расчета задаются границы допустимых значений числа Маха и характерного углового размера, для которых метод рекомендуется использовать.

Вычисления начинаются с заданного метода расчета. Однако если значения указанных определяющих параметров выходят за допустимые для этого метода рамки, то происходит последовательное увеличение номера метода до тех пор, пока не будет достигнута приемлемая (уже для этого текущего метода) точность расчета.

Таблица 1

№ п/п	Метод расчета	
	Затупление	Боковая поверхность
1	Интерполяционный расчет, основанный на использовании ГСБД	
2	Интерполяционный расчет, основанный на использовании ГУБД, составленных по результатам двумерных расчетно-теоретических исследований сверхзвукового обтекания затупленных конусов и клиньев плоскопараллельным потоком воздуха, выполненных в равновесной постановке [5, 8]	
3	Расчет с использованием совокупности приближенных методов из работ [9, 16, 23]	Численный двумерный расчет в приближении острого тела
4	Расчет по методу Ньютона	
5	Расчет по методу Прандтля-Майера [21]	
6	Расчет в приближении равенства между искомыми параметрами течения газа и параметрами в набегающем потоке	

Исключением из указанного правила является корректировка метода расчета для затененного элемента поверхности тела (т.е. для расчетного узла, характеризующегося отрицательным значением эффективного угла атаки), когда последовательному изменению номера метода предшествует однократное «адресное» его изменение в соответствии с пожеланиями пользователя.

Использование методов, предназначенных для проведения газодинамического расчета в узле, расположенном на боковой поверхности тела, допускается только при сверхзвуковой скорости движения летательного аппарата. Если это условие нарушается, то

производится переход к использованию методов, относящихся к затуплению тела.

Вместо траекторного значения скорости набегающего газового потока используется двумерный аналог этого параметра – проекция вектора скорости на плоскость, образованную совокупностью нормалей, восстановленных к образующей поверхности тела в окрестности рассматриваемого расчетного узла. Применение газодинамических баз данных ньютоновского приближения, приведенных в работах [9, 16, 23], для расчета распределения давления по поверхности затупления переход от найденного значения давления к определению остальных параметров газа базируется на использовании уравнения Бернулли, уравнения адиабаты и параметров газового потока в точке его торможения.

5. Метод расчета, основанный на использовании ГСБД. Он базируется на результатах углубленных расчетно-теоретических и экспериментальных газодинамических исследований, выполненных в обеспечение процесса проектирования конкретного летательного аппарата. В рамках метода функциональная зависимость расчета давления в координатах подобия записывается в виде

$$W_i = F(Z_i, \lg M_\infty, \alpha, \beta, \phi), \quad i = \overline{1, 2}.$$

Для расчета распределения давления по затуплению и боковой поверхности тела при этом используются координаты подобия

$$W_1 = p/p_{GUBD}, \quad Z_1 = \theta, \quad W_2 = p/p_{ac}, \quad Z_2 = x.$$

Здесь: p_{GUBD} – давление, рассчитанное с использованием ГУБД; p_{ac} – давление, рассчитанное по методике острого тела; θ – угол между внешней нормалью к поверхности затупления тела и его строительной горизонталью, а также центральный угол в ГУБД; x – линейная координата, отсчитываемая вдоль строительной горизонтали тела от точки ее пересечения с поверхностью затупления; α и β – углы атаки и скольжения; $i = \overline{1, 3}$ – меридиональный угол, характеризующий положение образующей на поверхности тела.

Для иллюстрации возможности использования данного подхода при помощи газодинамической программы [7] была составлена ГСБД, относящаяся к боковой поверхности кругового затупленного по сфере конуса с углом полураствора 10° . Максимальные погрешности счета при числах Маха и углах атаки, не вошедших в ГСБД, приводятся в табл. 2. Указывается максимальное по поверхности тела рассогласование (в %) между давлениями на боковой поверхности затупленного конуса с углом полураствора 10° , рассчитанными с использованием ГСБД и работы [7]

Таблица 2

α , градус	M_∞	
	8	20
1,5	4,3	5,8
7,5	5,5	8,8

Из приведенных данных следует, что с точки зрения большинства практических приложений точность расчетов, выполняемых с использованием ГСБД, удовлетворительна.

Второй составляющей КПК РАСКЕТ6 является методика расчета конвективного теплообмена на телах произвольного очертания. Решение задачи конвективного теплообмена в трехмерной постановке для тел произвольного очертания характеризуется значительной трудоемкостью. Широкое распространение на практике получили упрощенные методы. Один из таких подходов основан на использовании двумерного приближения, когда каждому расчетному узлу на поверхности тела ставится в соответствие локальное тело, обтекаемое под нулевым углом атаки.

Рассматриваемая методика расчета конвективного теплообмена на телах произвольного очертания базируется на использовании перечисленных ниже средств. 1). Метод локальных конусов и клиньев [18]. 2). Современная версия [14] метода эффективной длины В. С. Авдеевского [15]. 3). Метод среднемассовых величин В. В. Лунева [9] для расчета эффекта завихренности течения газа в пограничном слое. 4). Формулы Эккерта [19] для определяющей энтальпии, используемой при вычислении свойств газа. 5). Метод расчета усиления теплообмена за счет шероховатости из работ [25, 25]. Различные схемы определены месторасположения «переходной области» на поверхности тела из числа наиболее широко используемых на практике [14].

Предложенный двумерный подход обеспечивает приемлемую точность расчета конвективного теплообмена для многих технических приложений. Однако в тех случаях, когда интенсивность теплообмена оказывает решающее влияние на работоспособность конструкции в целом (как, например, в случае космических аппаратов «Буран»), необходимо применять специализированные базы данных, построенные с использованием углубленных расчетно-теоретических исследований.

6. Интегрированные программные комплексы. В последние годы в ОАО «ВПК «НПО машиностроения» проведен широкий круг исследований, посвященных анализу возможности использова-

ния интегрированного программного комплекса, разработанного в Институте механики МГУ им М.В.Ломоносова [20, 17] для проектирования изделий сложной формы, имеющих в своем составе фюзеляж, крылья и газодинамические органы управления.

Разработка интегрированных программных комплексов (ИПК) является одним из основных направлений в развитии технологии численного моделирования течений газа и жидкости. К настоящему времени за рубежом и в России создано несколько достаточно мощных ИПК, предназначенных для решения широкого круга задач механики жидкости и газа (FLUENT, CFL3D, VULKAN (США), StarCD (Англия), ANSYS (International), GDT(Россия)). В большинстве случаев ИПК – открытые программные системы, которые состоят из трех основных частей: препроцессора, главной программы (“решателя”) и постпроцессора. С помощью препроцессора осуществляется настройка главной программы на «постановку задачи», включающую описание формы обтекаемой поверхности, модели среды, граничных условий, численного алгоритма и т.п. Главная программа реализует алгоритм численного интегрирования основных уравнений. Наконец, постпроцессор выполняет обработку результатов вычислений.

Опыт российских специалистов по работе с такими комплексами указывает, что в случае решения новых задач (с необходимостью “внедрения внутрь пакета”) пользователей сильно зависит от разработчиков.

Особенность гиперзвуковых течений – большой диапазон изменения параметров газа: скорости, температуры, давления, химического состава. Этим обусловлена необходимость использования достаточно сложных моделей газовой среды, содержащих большое количество числовых параметров. В указанных выше ИПК эти величины определяются на основе анализа справочной и специальной литературы и входят в «постановку задачи». Кроме того, количество допустимых моделей газовой среды в упомянутых ИПК сравнительно невелико.

В Институте механики МГУ им М.В.Ломоносова разработан прототип проблемно-ориентированного ИПК для расчетов гиперзвуковых течений на основе трехмерных уравнений Навье-Стокса с учетом реальных свойств газа и на поверхности. Он включает в себя специализированные базы данных по термодинамическим, кинетическим и транспортным свойствам индивидуальных газов и газовых смесей [20, 17]. Такой подход дает возможность существенно сократить объем информации, необходимой для описания модели газовой

среды. В дальнейшем предполагается существенно увеличить число допустимых моделей высокотемпературной газовой среды и ее взаимодействия с обтекаемыми поверхностями.

В настоящее время в ИПК использованы газофазные модели различной сложности - от совершенного газа до многокомпонентной термо- и химически неравновесных газовых сред, что позволяет создавать для решения конкретных задач оптимальные рабочие программы, сочетающие достаточно полное описание рассматриваемого течения с минимальными затратами ресурсов вычислительных средств. Программный комплекс, использующий также и МРІ-технологии, сориентирован на решение ряда актуальных задач внешней и внутренней аэродинамики на высокопроизводительных вычислительных комплексах и открыт для разработчиков в плане внедрения в него математического описания и программной реализации процессов, учет которых необходим для решения задач.

Третья составляющая КПК РАСКЕТ6 – методика расчета нестационарного прогрева каждого из конструктивных пакетов. Расчет производится в рамках одномерного нестационарного уравнения теплопроводности [12]. При этом условия на границах пакета, омываемых набегающим газовым потоком, формируются по результатам расчета конвективного теплообмена, а пользователю предоставляется возможность учета всех основных факторов, играющих важную роль в задачах прогрева конструктивных пакетов. В их числе указанные ниже факторы. - Наличие газовых прослоек в конструктивном пакете и учет радиационно-конвективного теплообмена в них. - Наличие «присоединенных» объемных теплоемкостей, термических сопротивлений и тепловыделений на стыках всех слоев конструктивного пакета. - Разложение (пиролиз) отдельных материалов из числа присутствующих в конструктивном пакете с образованием конденсированной и газовой фаз. - Фильтрация газообразных продуктов пиролиза в направлении, обратном вектору скорости распространения тепловой волны в конструктивном пакете. - Зависимость теплофизических свойств материалов от температуры, давления и степени прохождения реакции пиролиза материала. - Блокировка конвективного теплообмена на границах конструктивного пакета (одной или двух), омываемых набегающим потоком за счет вдува в пограничный слой продуктов деструкции материалов этого пакета. - абляция (унос массы) материалов, расположенных в слоях конструктивного пакета, омываемых набегающим потоком.

7. Вывод. Для решения газодинамических и тепловых задач на всех этапах проектирования летательных аппаратов создан круп-

ный программный комплекс РАСКЕТ6, обеспечивающий требуемую точность расчетов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ватолина Е. Г., Горский В. В. Автоматизированное рабочее место инженера-расчетчика в области аэрогазодинамики и теплообмена.– Тезисы докладов Всероссийской научно-технической конференции «Аэрокосмические технологии» – Реутов, Московской обл., 2002.
2. Ватолина Е. Г., Горский В. В. Автоматизированное рабочее место инженера-расчетчика в области аэрогазодинамики и теплообмена.– Труды ВНТК «Аэрокосмические технологии» (22 мая 2002г., г. Реутов, ФГУП «НПО машиностроения»). – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003, с.126–131.
3. Ватолина Е. Г., Горский В. В. Методика газодинамического расчета на теле сложной формы для систем автоматизированного проектирования изделий ракетно-космической техники.– Аэрокосмические технологии: Материалы Первой международной научно-технической конференции, посвященной 90-летию со дня рождения академика В. Н. Челомея (РФ, Москва – Реутов, 24-25 мая 2004)/ Под редакцией Симоньянца Р.П. – М., изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, НПО машиностроения, 2004.– с. 260-261.
4. Годунов С. К. Разностный метод численного расчета разрывных решений гидродинамики.– Математический сборник, 1959, т. 47 (89), №3, с. 271-306.
5. Дьяконов Ю. Н., Пчелкина Л. В., Сандомирская И. Д. Сверхзвуковое обтекание затупленных тел. – М.: МГУ, 1971. – 406с.
6. Коваленко В. В., Минайлос А. Н., 1984, Расчет невязкого сверхзвукового течения около комбинации крыло-фюзеляж, Труды ЦАГИ, вып.2251
7. Котенев В. П., Сахаров В. И., Тирский Г. А. О расчете сверхзвукового обтекания пространственных тел химически неравновесным потоком газа. – Журнал вычислительной математики и математической физики, 1987, № 3.
8. Лебедев М. Г., Пчелкина Л. В., Сандомирская И. Д. Сверхзвуковое обтекание плоских затупленных тел. – М.: МГУ, 1974. –237с.
9. Лунев В. В. Гиперзвуковая аэродинамика. – М.: Маш-ние. – 1975.
10. Лунев В.В. Метод среднemasсовых величин для пограничного слоя с поперечной неоднородностью //Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1967. № 1.
11. Лунев В.В., Магомедов К.М., Павлов В.Г. Гиперзвуковое обтекание притупленных конусов с учетом равновесных физико-

- химических превращений. – М.: Вычислит. центр АН СССР, 1968, 203с.
12. Лыков А.В. Теория теплопроводности. – М.: Высшая школа, 1967.
 13. Любимов А. Н., Русанов В. В. Течение газа около тупых тел., М.: Наука, 1970, т.1,2.
 14. Методы расчета теплообмена на поверхности летательных аппаратов при двумерном и пространственном обтекании: Справочные материалы /Под редакцией В. С. Авдеевского и Б. А. Землянского. – Калининград Московской области, 1992.
 15. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике /Авдеевский В. С., Галицейский Б. М., Глебов Г. А. и др. Под общей редакцией В. К. Кошкина. – М.: Машиностроение, 1975.
 16. Покровский А. Н., Фролов Л. Г. Приближенные зависимости для определения давления на поверхности сферы или цилиндра при произвольном числе Маха набегающего потока.– Механика жидкости и газа, 1985, №2, с. 185-188.
 17. Сахаров В.И., Астапов И.С., Громов В.Г. Разработка интегрированного с базами данных по физико-химическим свойствам газов и газовых смесей программного комплекса, ориентированного на расчет задач пространственного сверхзвукового обтекания тел химически реагирующим вязким газом на основе трехмерных уравнений Навье-Стокса. Отчет НИИМ МГУ № 4684, 2003, 35 стр.
 18. Черный Г. Г. Течения газа с большой сверхзвуковой скоростью. – М. Физматлит, 1959г.
 19. Эккерт. Инженерные методы расчета ламинарного и турбулентного пограничного теплообмена при обтекании поверхностей с постоянным давлением и температурой потока газа большой сверхзвуковой скорости.– Вопросы ракетной техники, 1957, №4.
 20. Afonina N. E., Gromov V. G., Sakharov V. I. HIGHTEMP technique for high temperature gas flows simulations // Proc. 5th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, Cologne, Germany. 2005. SP 563. P. 323-328
 21. Belotserkovskii O. M., Gromov V. G., Sakharov V. I. Numerical Simulation of Hypersonic Non-equilibrium Air Flow Past Reusable Launch Vehicle. The eight Japan-Russia Joint Symposium on Computational fluid Dynamics, Sendai. Japan. 2003. 4 pp.
 22. Equations, tables, and charts for compressible flow: Report / NASA, № 1135. – 1954. – 69 p
 23. Karman Th. and Tsien. J. of Aeronautical Sciences.–1939. – №12
 24. MacCormack R. W. The effect of viscosity in hypervelocity impact catering. AIAA paper, No, 69-354,1969
 25. Phinney R. E. Mechanism for heat-transfer to a rough blunt body //Letters in heat and mass transfer. 1974. Vol. 1, № 2.
 26. Powars C. A. Roughness effects augment heating data correlation and analysis //PANT. Part 11. SAMSO TR-74-86.

Г.Н. Ковальский

АГРЕГИРОВАНИЕ МОДЕЛЕЙ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ МЕТОДОМ ЗАМЕЩЕНИЯ ЭТАЛОННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Рассматривается задача агрегирования информации на основе формализованных методов агрегирования применительно к нелинейным моделям сложных технических систем. Задача агрегирования решается на основе метода замещения эталонных элементов. Предлагается модификация алгоритма, исключающая требование задания очередности замещений.

Введение. Современное развитие средств вычислительной техники, методологии и методов моделирования предоставляет значительные возможности детального описания и исследования сложных технических систем (СТС), повышая за счет этого точность моделирования. Однако высокая размерность и многочисленность деталей в модели затрудняют формирование целостного представления о системе и выработку обоснованных решений. Известно, что избыток информации также вреден, как и ее недостаток. [1].

Наиболее целесообразным путем решения данной проблемы является применение формализованных методов агрегирования. Он позволяет на основе замены многочисленных переменных исходной модели небольшим числом их агрегатов построить наглядную модель меньшей размерности. При этом желательно обеспечить адекватность исходной и агрегированной моделей, то есть построить совместную систему агрегирования [1].

Общая математическая постановка задачи совместного агрегирования многомерной модели общеизвестна [1], [2]. В ней отсутствуют ограничения на математическую структуру функций, связывающих входы и выходы в исходной модели. Но вместе с этим к настоящему времени не найдено и универсального решения задачи совместного агрегирования. Кроме математических трудностей, при решении задач агрегирования возникают затруднения в обеспечении ясной физической интерпретации построенных агрегатов, без чего полученные математические конструкции остаются искусственными и не находят содержательных приложений.

С учетом этого развитие теории и методов агрегирования происходит по пути поиска решений задачи в рамках отдельных классов моделей. Наибольшее развитие методы совместного агрегирования получили для линейных моделей [1], [3]. Однако для исследования обширного множества объектов, в том числе и СТС, характерно построение моделей в виде нелинейных уравнений, что требует разработки соответствующих методов агрегирования.

1. Постановка задачи. Пусть исследуемый объект (СТС) в модели представляется в виде оцениваемой системы S_{oc} из n элементов, пронумерованных целыми числами $1, 2, \dots, i, \dots, n$, i -ый элемент описывается вектором характеристик $X_i = (x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{i\rho(i)})$, размерностью $\rho(i)$, $i = \overline{1, n}$, а их совокупность из n элементов – вектором $X = (X_1, X_2, \dots, X_n)$. Компоненты векторов X_1, X_2, \dots, X_n являются входными переменными и их значения могут варьироваться в интересах исследования системы. Полагается, что функционирование системы оценивается одним скалярным показателем y , рассматриваемым как выходная переменная, значение которой однозначно определяется заданной функциональной зависимостью или оператором (алгоритмом) f , преобразующим входные переменные $X = (X_1, \dots, X_n) \in \mathbf{X}$ (на множестве их допустимых значений \mathbf{X}) в

$$y = f(X) = f(X_1, X_2, \dots, X_n). \quad (1.1)$$

Полагается также, что сложность функции f и размерность $\rho(i)$ векторов X_i , $i = \overline{1, n}$, настолько значительны, что целесообразно исходную модель (1.1) заменить более наглядной агрегированной моделью. Задача построения агрегированной модели формулируется как модификация общей задачи агрегирования [2] в виде [4]:

для построенной исходной модели $y = f(X) = f(X_1, X_2, \dots, X_n)$, связывающей входы модели $X = (X_1, X_2, \dots, X_n)$ размерностью $\rho(i)$, $i = \overline{1, n}$ с её единственным выходом y , ввести некоторую замену переменных

$$p_j = \psi_j(X) = \psi_j(X_1, \dots, X_n), \quad j = \overline{1, m}, \quad m < \sum_{i=1}^n \rho(i); \quad (1.2)$$

$$r = \varphi(y), \quad (1.3)$$

задающую связь между переменными $X = (X_1, \dots, X_n)$, y исходной

модели с переменными $p = (p_1, \dots, p_m)$, r агрегированной модели, и уравнение

$$r = q(p_1, \dots, p_m), \quad (1.4)$$

связывающее входы $p = (p_1, \dots, p_m)$ агрегированной модели с ее выходом r . Для обеспечения адекватности агрегирования при всех допустимых $X = (X_1, \dots, X_n) \in \mathbf{X}$ должно выполняться условие совместности

$$\varphi(f(X)) = q(\psi_1(X), \dots, \psi_m(X)). \quad (1.5)$$

Условие (1.5) определяет совпадение состояния выхода агрегированной модели с агрегатами состояния выхода исходной модели, если состояния входов агрегированной модели совпадает с агрегатами состояния входов исходной модели.

2. Основные положения метода замещения эталонных элементов. Ниже рассмотрение метода проводится применительно к модели оценки эффективности некоторой системы и ее элементов.

В основе метода замещения эталонных элементов (МЗЭЭ) лежит очевидный принцип системной относительной оценки влияния некоторого элемента на выход системы [3-5]. Он заключается в замене (замещении) в системе исходного элемента, принятого за эталон (базу сравнения), на аналогичный по предназначению оцениваемый элемент (с другими значениями множества характеристик) и последующего соотнесения значений выхода системы после и до замещения. С этих позиций существом МЗЭЭ является специальным образом организованная регулярная процедура (алгоритм, схема) применения данного принципа в рамках решения задачи совместного агрегирования нелинейных моделей, где такие оценки выступают в качестве агрегированных переменных.

Для этого необходимо: во-первых, введение в рассмотрение эталонного аналога исследуемой системы. Во-вторых, моделирование операции последовательного замещения в ней эталонных элементов на оцениваемые. В-третьих, построение агрегатов на основе соотнесения эффективности системы после и до замещения.

3. Алгоритм последовательного замещения эталонных элементов с накоплением замещений.

1) Вводится в рассмотрение эталонная система $S_{эт}$ с заданными (фиксированными) эталонными значениями характеристик $X^{эт} = A$, структурно однородная по составу элементов и их характеристик с исследуемой (оцениваемой) системой $S_{оц}$, то есть

$$X^{эм} = (X_1 = A_1, X_2 = A_2, \dots, X_n = A_n), y^{эм} = f(X^{эм}) = f(A_1, A_2, \dots, A_n).$$

2) Задается очередность замещения в эталонной системе эталонных элементов на оцениваемые (например, по порядку нумерации $1-2-\dots-i-\dots-n$).

3) Задается математическая структура агрегированной модели (мультипликативная функция) с m ($m=n$, по числу элементов в системе) входными агрегатами, полагая, что каждый i -ый агрегат будет характеризовать вклад i -го элемента системы в ее эффективность y ,

$$r = p_1 p_2 \dots p_i \dots p_n. \quad (3.1)$$

Переменные Δ определяются из условия совместности (1.6).

4) По шагам в соответствии с заданной очередностью моделируется операция замещения эталонных элементов в $S_{эм}$ с первого по n -ый на соответствующие оцениваемые элементы с их накоплением, что последовательно преобразует эталонную систему $S_{эм}$ в оцениваемую $S_{оц}$:

$$\begin{aligned} S_{эм} \sim (A_1, \dots, A_n) &\rightarrow S_1 \sim (X_1, A_2, \dots, A_n) \rightarrow \\ \dots \rightarrow S_i \sim (X_1, \dots, X_i, A_{i+1}, \dots, A_n) &\rightarrow \\ \dots \rightarrow S_{n-1} \sim (X_1, \dots, X_{n-1}, A_n) &\rightarrow \dots \rightarrow S_{оц} \sim (X_1, \dots, X_n), \end{aligned}$$

где $S_1, \dots, S_i, \dots, S_{n-1}$ – образуемые в ходе моделирования операции замещения элементов промежуточные системы, содержащие одновременно как оцениваемые, так и эталонные элементы.

5) Соотносится эффективность систем до и после каждого шага замещения:

$$\begin{aligned} p_i &= p_{i/1,2,\dots,i-1} = \psi_i (X_1, \dots, X_i, A_{i+1}, \dots, A_n) = \\ &= \frac{f(X_1, X_2, \dots, X_i, A_{i+1}, \dots, A_n)}{f(X_1, \dots, X_{i-1}, A_i, A_{i+1}, \dots, A_n)}, i = \overline{1, n}, \end{aligned} \quad (3.2)$$

где $p_{i/1,2,\dots,i-1}$, $i = \overline{1, n}$, который характеризует во сколько раз эффективность эталонной системы после замещения ее i -го элемента на оцениваемый отличается от ее эффективности до замещения при условии, что все эталонные элементы с первого по $(i-1)$ -ый уже замещены;

б) На основе анализа структуры выражений (3.1)-(3.4) задается преобразование входной переменной

$$r = \frac{y}{f(A_1, \dots, A_n)} = \frac{y}{y^3}. \quad (3.3)$$

4. Свойства решения. Далее полагается, что функция $f(X)$ всегда положительная и выполняется условие монотонности [5]:

$$f(X) > 0, X \in x, \quad (4.1)$$

$$\text{если } X' \geq X'', \text{ то } f(X') > f(X''), X', X'' \in X, \quad (4.2)$$

где X – множество допустимых значений переменных X .

С учетом (3.2) и (3.3) построенные агрегаты (показатели оценки эффективности элементов и системы) обладают рядом удобных для практического применения свойств [4]:

1) Агрегированные показатели оценки эффективности оцениваемых элементов и системы в целом положительные величины:

$$p_i = p_{i/1,2,\dots,i-1} \geq 0, \forall i = \overline{1, n}; r \geq 0.$$

2) Агрегированные показатели оценки эффективности элементов (3.2) и системы в целом (3.3) являются относительными величинами и в случае невысокой точности исходных данных имеют преимущества по точности и пользуются большим доверием.

3) Если в качестве всех эталонных элементов выбираются элементы с предельно допустимыми по максимальной эффективности характеристиками (идеальный, близкий к идеальному элемент), то коэффициенты влияния каждого элемента на эффективность исследуемой системы не превышают единицы, то есть если $A_i = A_i^{\max}$, то $p_i = p_{i/1,2,\dots,i-1} \leq 1, \forall i = \overline{1, n}$ и характеризуют уровень приближения оцениваемого элемента к идеальному.

Соответственно оценка эффективности системы в целом не превышает единицы:

$$\text{если } A_i = A_i^{\max}, \forall i = \overline{1, n}, \text{ то } r \leq 1.$$

4) Если в качестве эталонного элемента выбирается некоторый базовый (не идеальный) элемент, то соответствующий коэффициент влияния каждого элемента на эффективность системы может быть как больше, так и меньше единицы, то есть

$$\text{если } A_i = A_i^{\text{баз}}, \text{ то } p_i = p_{i/1,2,\dots,i-1} \leq 1 \text{ или } p_i = p_{i/1,2,\dots,i-1} \geq 1, i \in \overline{1, n}.$$

Соответственно оценка эффективности и системы в целом в этом случае также может быть как больше, так и меньше единицы:

если $A_i = A_i^{\text{баз}}$, $i \in \overline{1, n}$, то $r \leq 1$ или $r \geq 1$.

5) В случае, когда характеристики оцениваемого элемента совпадают с характеристиками эталонного элемента, то значение соответствующего показателя оценки эффективности элемента равно единице, независимо от того выбран эталонный элемент идеальным или базовым:

если $X_i = A_i$, то $p_i = p_{i/1,2,\dots,i-1} = 1$, $i = \overline{1, n}$.

Следует отметить, что с учетом существования агрегатов, как коэффициентов влияния оцениваемых элементов на эффективность системы, и их свойств, полученные агрегаты имеют ясную физическую трактовку, что расширяет возможности непосредственного применения разработанного математического аппарата.

5. Модификации алгоритма решения задачи агрегирования. В целях исключения зависимости значений входных агрегатов от очередности замещений алгоритм решения задачи агрегирования может быть модифицирован. В основу такой модификации предлагается принцип обеспечения равноправности каждого элемента в очереди. Это может быть достигнуто путем многократного решения исходной задачи со всеми возможными вариантами очередности замещения элементов с последующим среднегеометрическим осреднением полученных агрегатов. При такой схеме решения каждый элемент будет находиться на каждом возможном месте в очереди (по совокупности всех возможных вариантов очередности замещения) одинаковое число раз и в одинаковых условиях по отношению к сочетаниям мест других элементов в очередях.

Продemonстрируем данный подход на примере при $n = 3$. Для данного случая возможно шесть вариантов очередности замещений, а именно 1-2-3, 1-3-2, 2-1-3, 2-3-1, 3-1-2, 3-2-1, причем каждый элемент находится на каждом возможном месте в очередях два раза.

Соответственно этому, решив задачу агрегирования шесть раз, будет сформированы следующие модели мультипликативного типа:

$$r = P_1 P_{2/1} P_{3/1,2}; \quad r = P_1 P_{3/1} P_{2/1,3}; \quad r = P_2 P_{1/2} P_{3/2,1}; \quad r = P_2 P_{3/2} P_{1/2,3}; \\ r = P_3 P_{1/3} P_{2/3,1}; \quad r = P_3 P_{2/3} P_{1/3,2}.$$

После перемножения уравнений и осреднения агрегатов результирующая модель примет вид:

$$r = p_1^{cp} p_2^{cp} p_3^{cp},$$

где осредненные (в среднегеометрическом смысле) входные агрегаты определяются соотношениями:

$$p_1^{cp} = p_1^{cp}(X_1, X_2, X_3, A_1, A_2, A_3) = \sqrt[6]{p_1^2 p_{1/2} p_{1/3} p_{1/2,3} p_{1/3,2}} ;$$

$$p_2^{cp} = p_2^{cp}(X_1, X_2, X_3, A_1, A_2, A_3) = \sqrt[6]{p_2^2 p_{2/1} p_{2/3} p_{2/1,3} p_{2/3,1}} ;$$

Очевидно, что процедура осреднения оценок не нарушает условия совместности результатов агрегирования, в чем можно убедиться путем непосредственных подстановок переменных в выражение (1.5).

Анализируя предложенную модификацию алгоритма решения задачи, следует отметить, что все выделенные выше свойства оценок сохраняются. Однако многократно увеличивается количество вычислений.

Заключение. 1. Для нелинейных моделей сложных технических системы в виде одной функции векторов переменных, каждый из которых описывает отдельный элемент системы, решена задача агрегирования модели. 2. В основу решения задачи положен метод замещения эталонных элементов с накоплением замещений, который позволяет решить задачу совместного (без привнесения методической погрешности) агрегирования. 3. Исследованы свойства решений в зависимости от особенностей формирования эталонной системы. 4. Предложена модификация алгоритма решения задачи совместного агрегирования, позволяющая исключить требование задания очередности замещений.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Вен В.Л., Эрлих А.И. Некоторые вопросы агрегирования линейных моделей // Изв. АН СССР. Техн. кибернетика. 1970. № 5.
2. Поспелов Г.С., Ириков В.А. Программно-целевое планирование и управление (введение). М.: Сов. Радио, 1976.
3. Вен В.Л. Агрегирование линейных моделей (обзор методов) // Изв. АН СССР. Техн. кибернетика. 1974. № 2, 3.
4. Ковальский Г.Н. Агрегирование входных переменных методом последовательного замещения эталонных элементов // Изв. АН. Теория и системы управления. 1999. № 6
5. Краснощеков П.С., Морозов В.В., Федоров В.В. Декомпозиция в задачах проектирования. I // Изв. АН СССР. Техническая кибернетика. 1970. №2.

Д.В. Виноградов

**МЕТОДИКА И ПРОГРАММА РАСЧЕТА
ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК
ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ НА
ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫХ ЭТАПАХ
ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ
СИСТЕМЫ ДЗЗ**

Разработана методика и создана на ее базе программа, которая может быть использована на начальных этапах проектирования оптико-электронной аппаратуры при выборе вариантов ее построения для космической системы дистанционного зондирования Земли

1. Введение. На предварительных этапах проектирования космической системы (КС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) необходимо проведение оценочных расчетов основных характеристик оптико-электронной аппаратуры (ОЭА). Расчеты выполняются для выбора вариантов построения ОЭА и определения проектных параметров целевой аппаратуры. Они должны обеспечить заданные тактические характеристики КС ДЗЗ, и выходные данные для формирования требований к обеспечивающим системам КА.

Для проведения таких расчетов пользуются упрощенной моделью работы ОЭА, которая не учитывает кривизну поверхности Земли. Однако в ряде случаев необходимо рассчитывать тактические параметры космической съемки при значительных углах отклонения визирной оси ОЭА (до 45°) от направления в надиr. Такие расчёты необходимы, например, при оценках производительности КС и периодичности съемки объектов с заданным разрешением. При этом использование упрощенной модели работы ОЭА может привести к существенным погрешностям определения тактических параметров системы космической съемки.

2. Расчет проектных параметров ОЭА на предварительных этапах проектирования. К основным техническим характеристикам (проектным параметрам) ОЭА можно отнести: - Фокусное расстояние объектива. - Диаметр входного зрачка объектива. - Относительное отверстие объектива. - Угловое поле зрения ОЭА. - Потоки информации с каналов ОЭА. - Количество элементов разложения по

строке в каналах. - Проекцию пиксела при разворотах ОЭА по крену и тангажу. - Полосу захвата и обзора.

Расчет проекций пикселей и полос захвата при программных разворотах является наиболее сложным (геометрического разрешения). Для выполнения этих расчетов разработана математическая модель работы ОЭА при разворотах ее визирной оси на заданные углы по крену и тангажу.

Исходные данные. Ниже представлен перечень исходных данных, необходимых для проведения расчетов: - Высота орбиты КА. - Проекция шага чувствительного элемента в надир (поперек трассы и вдоль трассы). - Шаг следования чувствительных элементов (по строке и по столбцу). - Формат фоточувствительной зоны (строки и столбцы). - Углы разворота визирной оси ОЭА по углам крена и тангажа. - Спектральный диапазон работы каналов ОЭА. - Количество разрядов квантования информации при переводе сигнала в цифровую форму.

Расчет фокусного расстояния оптической схемы ОЭА. Для расчета фокусного расстояния оптической схемы ОЭА используется следующая известная пропорция:

$$f'/H = \Delta z/Lz,$$

где: f' – фокусное расстояние оптической системы (ОС); H – высота полета КА; Δz – линейный размер пикселя (шага пикселей) оптико-электронного преобразователя (ОЭП) ОЭА (считаем, что пиксел имеет форму квадрата); Lz – размер проекции пиксела (шага пикселей) ОЭП на поверхность Земли для направления в надир. Из выражения (1) имеем:

$$f' = (\Delta z/Lz) \cdot H.$$

Расчет диаметра входного зрачка оптической системы ОЭА. Необходимый диаметр входного зрачка ОС ОЭА вычисляется по следующей эмпирической формуле [1]:

$$D_{OC} = 1,18 \lambda_{cp} \cdot f'/\Delta z,$$

где: D_{OC} – диаметр входного зрачка ОС; λ_{cp} – средняя длина волны рабочего спектрального диапазона канала ОЭА.

Расчет потоков информации с ОЭА. Поток информации с одного канала (например, панхроматического) вычисляется по следующей формуле [2]:

$$S_{ИХ} = Nz \cdot (V_{ИТ}/L_{X_ИХ}) \cdot I, \text{ бит/с},$$

где: Nz – количество элементов разложения вдоль строки; $L_{X_ИХ}$ – проекция пиксела ОЭП в ПХ канале вдоль трассы в надир; I – коли-

чество разрядов квантования при переводе сигнала с ОЭП в цифровую форму, бит; $V_{ПТ}$ – скорость бега подспутниковой точки без учета скорости вращения Земли [1]:

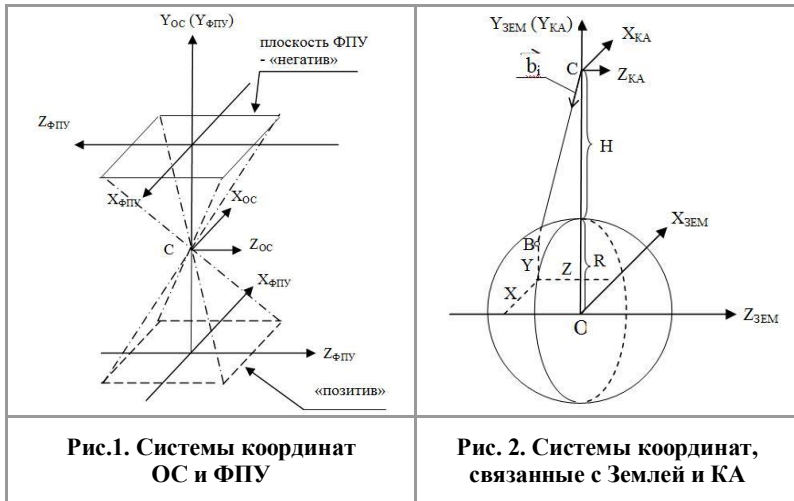
$$V_{ПТ} = 7905 \cdot (R_{зем}/(R_{зем} + H))^{3/2}, \text{ м/с.}$$

Поток информации с n каналов (например, мультиспектральных) вычисляется по формуле:

$$S_{МС} = Nz \cdot (V_{ПТ}/L_{X_МС}) \cdot I \cdot n, \text{ бит/с,}$$

где $L_{X_МС}$ – проекция пикселя в МС канале вдоль трассы в надир, м.

3. Методика расчета основных параметров съемки при разворотах визирной оси ОЭА по углам крена и тангажа. Развороты визирной оси ОЭА необходимы для повышения производительности КС и обеспечения съемки в различных режимах (перспективная, конвергентная, смешанная и др.). При разворотах визирной оси изменяются следующие параметры съемки: - размер проекции пикселя на Землю (геометрическое разрешение); - величина полосы захвата ОЭА; - величина полосы обзора.



На рис.1 и рис. 2 представлены используемые системы координатных осей. $X_{OC} Y_{OC} Z_{OC}$ – система координат оптической системы. С – центр проектирования (центр входного зрачка оптического модуля ОЭА). В фокальной плоскости ОС расположена фотоприемная матрица, на которой формируется изображение (в фотограмметрии – «негатив»). Для удобства расчетов в фотограмметрии используется

«позитив», условно расположенный в передней фокальной плоскости ОС. $X_{ФПУ}Y_{ФПУ}Z_{ФПУ}$ – система координат, связанная с фотоприемной матрицей.

Система координат Земли и орбитальная система координат КА приведены на рис. 2. Земля аппроксимируется шаром радиусом $R = 6378$ км. Точка О – центр Земли (начало координат). Точка С – центр проектирования ОЭА.

На рис. 3 представлена схема связи геометрии матрицы с системой координат «позитива». Прямоугольник KLMN – плоскость фотоприемной матрицы. Каждая строка и столбец матрицы задается двумя параллельными линиями с расстоянием между ними равным шагу чувствительных элементов. Каждый чувствительный элемент (пиксел) задается четырьмя вершинами (точками). Эти точки образуются на пересечении двух линий, имитирующих столбец, и двух линий, имитирующих строку.

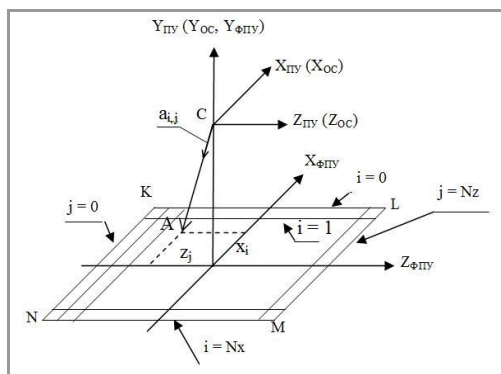


Рис. 3. Нумерация строк и столбцов матрицы ФПУ

Пусть точка $A_{i,j}$ – одна из вершин пиксела. Определим координаты направляющего вектора из центра проектирования С на точку $A_{i,j}$ в системе координат «позитива» ФПУ: $C(0, f', 0)$, где f' – заднее фокусное расстояние ОС, $A_{i,j}(x_i, 0, z_j)$. Координаты направляющего вектора на любую вершину пиксела ФПУ [3]:

$$\overline{CA_{i,j}} = (x_i - f', z_j), \quad x_i = (0,5 \cdot N_x - i) \cdot \Delta X, \quad z_j = (j - 0,5 \cdot N_z - i) \cdot \Delta Z.$$

$z_j = (j - 0,5 \cdot N_z) \cdot \Delta Z$, где $\Delta X, \Delta Z$ – шаг чувствительных элементов вдоль осей X и Z соответственно. Координаты единичного вектора $\overline{a_{i,j}}$, соответствующего вектору $\overline{CA_{i,j}}$, следующие [4]:

$$\overline{a_{i,j}} = (l_{i,j} \quad m_{i,j} \quad n_{i,j})^T,$$

где: $l_{i,j} = x_i / |\overline{CA_{i,j}}|$; $m_{i,j} = -f' / |\overline{CA_{i,j}}|$; $n_{i,j} = z_j / |\overline{CA_{i,j}}|$;

$$|\overline{CA_{i,j}}| = \sqrt{(x_i)^2 + (f')^2 + (z_j)^2}.$$

Матрица поворотов системы координат ОС при программных разворотах визирной оси ОЭА в орбитальной системе координат может быть представлена в виде:

$$M_{\beta\alpha} = M_{\beta} \cdot M_{\alpha}, \quad M_{\beta} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \beta & -\sin \beta \\ 0 & \sin \beta & \cos \beta \end{pmatrix}; \quad M_{\alpha} = \begin{pmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix};$$

где β – угол разворота визирной оси по крену в орбитальной системе координат КА; α – угол разворота визирной оси по тангажу в орбитальной системе координат КА. Направляющий вектор из точки С на точку $A_{i,j}$ в системе координат $X_{ЗЕМ} Y_{ЗЕМ} Z_{ЗЕМ}$ [3]:

$$\overline{b_{i,j}} = (l_{2i,j} \quad m_{2i,j} \quad n_{2i,j})^T,$$

где $l_{i,j}, m_{i,j}, n_{i,j}$ направляющие косинусы. На рис. 2 $B_{i,j}$ – точка пересечения прямой, направляющий вектор которой $\overline{b_{i,j}}$, с поверхностью Земли. Для нахождения координат этой точки необходимо решить систему уравнений [4]:

$$\begin{cases} (X_{i,j} - X_0) / l_{2i,j} = (Y_{i,j} - Y_0) / m_{2i,j} = (Z_{i,j} - Z_0) / n_{2i,j} = p_{i,j} \\ X_{i,j}^2 + Y_{i,j}^2 + Z_{i,j}^2 = R^2. \end{cases} \quad (1)$$

Первое из них – уравнение прямой, проходящей через точки $X_0 Y_0 Z_0$ и $X_{i,j} Y_{i,j} Z_{i,j}$ и коллинеарной вектору $\overline{b_{i,j}}$, второе – сферы радиусом R. Величина $p_{i,j}$ – наклонная дальность от С до В.

Присвоим точке С координаты (X_0, Y_0, Z_0) . В системе координат Земли: $C(0, (R+H), 0)$. Подставив эти координаты в систему (1), решим ее относительно p_{ij} :

$$p_{i,j} = -(R+H) \cdot m_{2i,j} - \sqrt{(R+H)^2 \cdot m_{2i,j}^2 - (R+H)^2 + R^2}.$$

Координаты точки $B_{i,j}$ выразим из первого уравнения системы (1):

$$X_{i,j} = l_{2i,j} \cdot p_{i,j}, \quad Y_{i,j} = (R+H) + m_{2i,j} \cdot p_{i,j}, \quad Z_{i,j} = n_{2i,j} \cdot p_{i,j}.$$

Для нахождения размеров проекции произвольного чувствительного элемента на поверхность Земли спроецируем три вершины данного элемента на Землю:

$$Lpop_{i,j} = \sqrt{(X_{i,j} - X_{i,j+1})^2 + (Y_{i,j} - Y_{i,j+1})^2 + (Z_{i,j} - Z_{i,j+1})^2};$$

$$Lprd_{i,j} = \sqrt{(X_{i,j} - X_{i+1,j})^2 + (Y_{i,j} - Y_{i+1,j})^2 + (Z_{i,j} - Z_{i+1,j})^2},$$

где $Lpop_{i,j}$ и $Lprd_{i,j}$ – проекции произвольного чувствительного элемента, у которого координаты левой верхней вершины имеют индексы i, j ; $X_{i,j}, Y_{i,j}, Z_{i,j}$ – координаты проекций трех вершин чувствительного элемента ФПУ.

Полоса захвата G для i -той линии (строки) вычисляется по формуле: $G_i = Rзем \cdot |\theta_{i,0} - \theta_{i,Nz}|$, где: $\theta_{i,0} = \arctg(Z_{i,0}/Y_{i,0})$, pad ; $\theta_{i,Nz} = \arctg(Z_{i,Nz}/Y_{i,Nz})$, pad . Полоса (дуга) обзора W для i -той линии (строки) в случае, когда угол крена положительный, вычисляется по формуле: $W_i = 2 \cdot Rзем \cdot \theta_{i,0}$, а в случае отрицательного крена – $W_i = 2 \cdot Rзем \cdot \theta_{i,Nz}$.

Создана программа, реализующая описанную выше методику в среде «C++ Builder 2002».

4. Заключение. Разработанная методика и созданная на ее базе программа может быть использована на начальных этапах проектирования оптико-электронной аппаратуры при выборе вариантов ее построения для космической системы дистанционного зондирования Земли, особенно при исследовании возможностей наклонной съемки при программных разворотах визирной оси ОЭА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Маламед Е.Р. Конструирование оптических приборов космического базирования. Учебное пособие. - С.-П.: ИТМО, 2002.
2. Гарбук С.В., Гершензон В.Е. Космические системы дистанционного зондирования Земли. - М.: Издательство А и Б, 1997.
3. Лобанов А.Н. Аналитическая фотограмметрия. – М.: Недра, 1972.
4. Привалов И.И. Аналитическая геометрия. – М.-Л.: Гостехиздат, 1952.

А.С. Свиридов

АНАЛИЗ ЗАТЕНЕНИЙ АНТЕНН ВНЕШНИМИ ЭЛЕМЕНТАМИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Решается задача: с использованием разработанного программного модуля для САПР Autodesk Inventor при всех возможных взаимных положениях внешних элементов конструкции космического аппарата и полей зрения антенн (датчиков) определить факт и степень затенения.

1. Введение. На космических аппаратах (КА) устанавливаются различные антенны и датчики, имеющие определенные поля зрения – области пространства вокруг КА, ограниченные заданной поверхностью (чаще конической), в пределах которых осуществляется прием и передача оптической информации и радиосигналов. При проектировании КА необходимо избегать попадания внешних элементов конструкции в такие области, однако это не всегда возможно.

Задача анализа возможных затенений состоит не только в идентификации наличия, но и в определении условий его начала и окончания, в количественной оценке величин относительной площади затенения, формы и положение тени в поле зрения антенны. Задача усложняется тем, что как внешние элементы конструкции КА, так и оптические приборы или радиоантенны могут быть подвижны.

По степени влияния затенения на функционирование антенн и датчиков можно выделить две ситуации: 1). Попадание внешних элементов в поле зрения недопустимо или рассматривается как исключительный случай, что характерно для датчиков, например, инфракрасной вертикали (ИКВ). 2). Попадание внешних элементов в поле зрения ухудшает качество функционирования, но до определенных пределов допустимо. Это характерно для антенн командно-измерительной системы (КИС), аппаратуры потребителя спутниковой навигации, бортовой системы сбора и передачи данных (БССПД).

Ситуация первого типа легко регистрируется при построении 3D-модели КА и кинематическом анализе подвижных частей. Её требуется исключить при проектировании. Ситуация второго типа, при невозможности её исключения, исследуется количественно. Задача анализа затенений формулируется так: для всех возможных взаимных положений внешних элементов конструкции КА и полей

зрения антенн (датчиков) определить, будет ли иметь место затенение и какова его степень. Результатом будут предельные углы, в которых начинается и заканчивается затенение без учета динамики.

С учетом динамики задача усложняется: необходимы геометрические и временные условия разворотов подвижных элементов, антенн и приборов, а к результатам анализа добавятся времена затенения. Моделирование по времени позволит набрать статистику и определить вероятности возможных затенений. Количественная оценка может выражаться либо числовым значением – относительной затененной площадью, либо в виде круговых диаграмм (для наглядности), либо, еще более подробно, в виде таблиц, в которых показана затененная часть поля зрения.

2. Компьютерная модель. В настоящей работе предложено решение поставленной задачи с использованием современных программных средств и подходов. Современный подход к проектированию, конструированию и анализу предполагает создание электронной модели, в которой должны быть отражены основные свойства и поведение реального объекта. Для этих целей в работе используется Autodesk_Inventor – система трехмерного твердотельного проектирования. Основа системы – математическое ядро Shape Manager (в ранних версиях – ядро ACIS) – объектно-ориентированный пакет геометрического моделирования [1, 2].

3D-модель КА в среде Autodesk_Inventor строится с соблюдением всех геометрических размеров. Учитываются все кинематические связи подвижных частей, строятся поля зрения датчиков и антенн. На рис. 1 показана упрощенная 3D-модель конкретного КА, а на рис. 2 – эта же модель с полями зрения антенн КИС и БССПД.

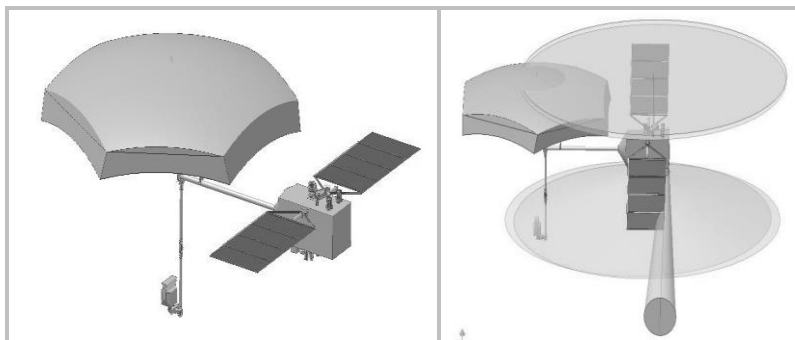


Рис. 1

Рис. 2

На рисунках показаны солнечные батареи и рефлектор РСА – те внешние элементы, которые в основном затеняют поля зрения. Все элементы модели – твердотельные (возможны еще поверхностные модели), в том числе и поля зрения. Это позволяет задать объем элемента и визуализировать весь занимаемый им объем.

3. Базовый набор методов для анализа геометрических характеристик включает в себя: измерение линейных расстояний и угловых расстояний, измерение площади поверхности и объема тела. Указание плотности материала позволяет посчитать массу, моменты инерции, центр тяжести.

При кинематическом анализе требуется определить, происходит ли соприкосновение движущихся тел и в каких случаях. Анализ интерференции (Analyze Interference) проверяет, находятся ли в каждой точке пространства одновременно две или более детали (метод доступен только в сборке). Результаты анализа интерференции: - количество пересечений; - тела, которые пересекаются; - объем пространства, образованный пересекающимися телами; - координаты точки-центроида.

Для каждого взаимного положения внешних элементов и полей зрения можно визуально определить наличие пересечения, но указанный ниже ряд причин побуждает использовать встроенные возможности Autodesk Inventor для качественно иного подхода к решению данной задачи: - загруженность модели деталями, что может усложнить визуальный поиск пересечения, потребовать вспомогательных действий; - невозможность количественно определить степень затенения, т.к. объем, образованный пересекающимися телами, не является однозначной характеристикой, ориентацию и положение тени можно охарактеризовать только описательно; - невозможность автоматизации, когда надо проанализировать большое количество возможных взаимных положений внешних элементов и полей зрения всех антенн и датчиков.

4. Анализ интерференции – это ключевой метод, позволяющий получить требуемые результаты моделирования, но сам по себе он не имел бы той практической ценности, которая появляется с применением мощного вспомогательного средства системы Autodesk Inventor – интерфейса прикладного программирования или API (Application Programming Interface). Для доступа к API используется язык VBA (Visual Basic for Applications), а работа с ним осуществляется во встроенной среде Visual Basic Editor.

Использование API позволяет не только автоматизировать повторяющиеся действия, но и получить доступ к свойствам и методам

геометрических элементов, деталей и целых сборок, дает возможность создавать макросы и программы с собственным интерфейсом для повышения эффективности и производительности работы в системе Autodesk_Inventor. Для этого потребуются знания основ объектно-ориентированного программирования и, возможно, некоторый опыт написания программ.

Наиболее распространенное использование Autodesk_Inventor предполагает разработку 3D-моделей при проектировании изделий для последующего выпуска конструкторской документации. Применение API в этом случае чаще всего не требуется. Поэтому в литературе по Autodesk_Inventor практически всегда опускается описание работы с API, поскольку считается, что в этом нет необходимости. Тем не менее, в саму систему Autodesk_Inventor встроена достаточно подробная справка по программированию в API, а в интернете можно найти ресурсы, посвященные API Autodesk_Inventor (на английском языке, за исключением www.mechmagic.com).

5. Количественный анализ. С помощью API пишется программа, которая автоматизирует перебор возможных взаимных положений внешних элементов и антенн с выдачей информации о наличии затенения. Рассмотрим, как можно количественно оценить степень затенения. Пусть поле обзора имеет коническую форму. Варьируется только угол полураствора конуса. Поле обзора конической формы разбивается на секторы (рис. 3). Сектор ограничен двумя плоскостями, проходящими через центральную ось конуса обзора и двумя конусами, вершины которых совпадают с вершиной конуса обзора.

Введем вспомогательную сферу единичного радиуса с центром в вершине конуса обзора.

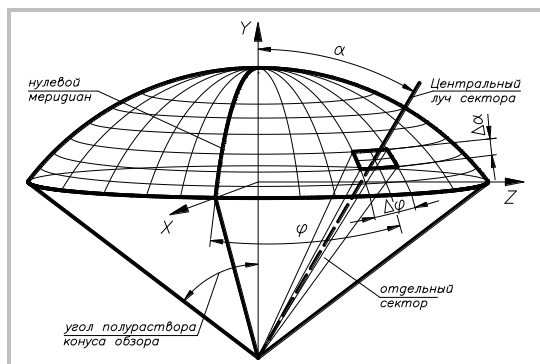


Рис. 3 Схема разбиения поля обзора на сектора

Зададим систему координат с началом в центре сферы, как показано на рис.3. Положение сектора определяется сферическими координатами центрального луча сектора. Попадание внешнего элемента в конус обзора означает попадание в некоторое множество отдельных секторов. На каждом секторе требуется определить факт попадания внешнего элемента в соответствующую ограниченную область. Число затененных секторов соответственно даст количественную оценку степени затенения конуса обзора, а положение затененных секторов охарактеризует положение тени. Разбиение на большее количество секторов повышает точность результатов.

Количественно степень затенения характеризуется телесным углом тени η – отношением суммарной площади N сферических прямоугольников ΔS_i (у полюса – треугольников), вырезаемых затененными секторами на единичной сфере, к площади $S_{сегм}$ шарового сегмента единичной сферы, ограниченного конусом обзора.

$$\eta = \frac{\sum_{i=1}^N \Delta S_i}{S_{сегм}} \quad (1)$$

Следует учитывать, что площади сферических прямоугольников для постоянных $\Delta\varphi$ и Δa зависят от положения на сфере. В выбранной схеме с приближением к полюсу эти площади уменьшаются. Применение же переменных $\Delta\varphi$ и Δa для получения равных по площади сферических прямоугольников усложняет задачу без большой практической пользы.

6. Алгоритм расчёта. Возможны два подхода: 1) Отдельный сектор представляется твердотельным элементом и анализируется его пересечение с внешним элементом. 2) Центральный луч сектора представляется цилиндром с минимальным диаметром (материализуется) и исследуется его пересечение с внешним элементом.

В первом случае требуется автоматически строить множество твердотельных секторов, в совокупности образующих поле обзора и для каждого проводить анализ интерференции. Во втором – построить один твердотельный луч и, зафиксировав один его конец в вершине конуса обзора, задавать различные угловые положения, соответствующие центральному лучам всех рассматриваемых секторов, с анализом интерференции в каждом положении.

Второй метод, его можно назвать методом сканирующего луча, более прост, поэтому и был реализован в программе. Заметим, что он не привязан только к коническим полям обзора, закон управ-

ления лучом может быть произвольным. Твёрдотельный луч последовательно проходит положения центральных лучей всех секторов, как это показано на рис.4. Из положения луча по оси конуса обзора осуществляется цикл поворотов по углу места до угла полураствора конуса обзора, на каждом шаге этого цикла осуществляется вложенный цикл поворотов по азимуту (в общем случае на 360°) с анализом интерференции в каждом положении луча. Таким образом, будет просканировано все поле обзора.

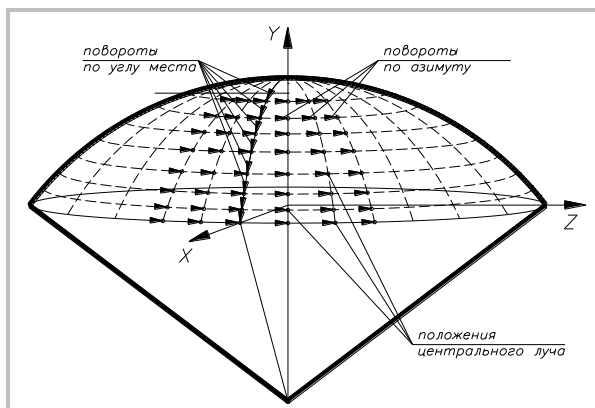


Рис. 4. Схема поворотов сканирующего луча

Повышение точности анализа затенения требует уменьшения шага разбиения поля зрения на секторы, что влечет за собой увеличение времени расчета. Поскольку на КА положение внешних элементов относительно антенны известно, то нет необходимости сканировать все поле обзора. Можно ввести ограничения на сканируемую область, как по углу места, так и по азимуту. На рис. 5 показаны четыре возможных варианта анализируемой области: а) анализируется все поле обзора; б) анализируется область, ограниченная углами места; в) анализируется область, ограниченная азимутальными углами; г) анализируется область, ограниченная углами места и азимутальными углами.

В разработанной программе предполагается анализ самого общего случая – области, ограниченной двумя углами (Рис. 5г). Если ограничения явно не указывать, область примет максимальный размер - полусферу. Схема поворотов луча для анализа на ограниченной области, реализованная в программе, показана на рис. 6

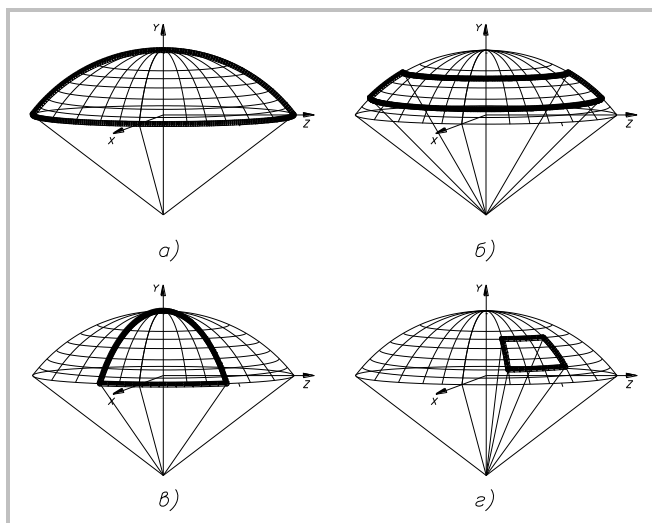


Рис. 5. Варианты анализируемой области

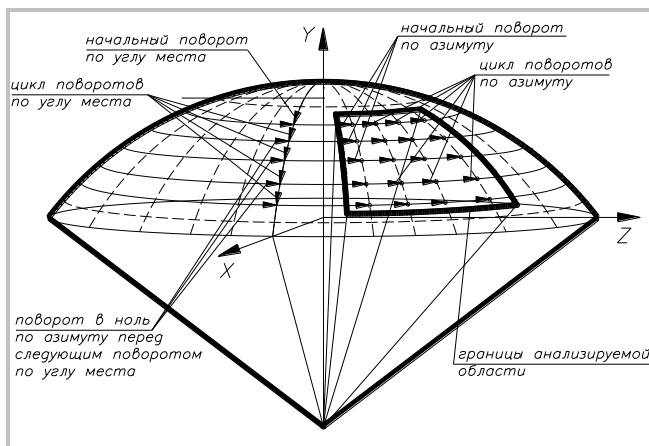


Рис. 6. Схема поворотов луча для анализа на ограниченной области

Все повороты по углу места осуществляются вокруг фиксированной оси. Программно луч устанавливается в начальное положение по углу места (азимут 0°), затем – в начальное положение по азимуту для данного угла места. После этого следует цикл поворо-

тов по азимуту с заданным шагом, анализ интерференции до конечного положения по азимуту. Затем луч возвращается в 0° по азимуту для последующего поворота по углу места. Цикл повторяется до достижения конечного положения по углу места.

На рис.6 видно, что анализируемая область ограничена не крайними положениями луча, а точками, отстоящими от них на полшага с каждой стороны. Как говорилось выше, анализируется положение центрального луча каждого сектора. Затененная точка с координатами (a, φ) означает, что затенен сферический прямоугольник с координатами противоположных вершин $(a - \Delta a/2, \varphi - \Delta \varphi/2)$ и $(a + \Delta a/2, \varphi + \Delta \varphi/2)$. В результате анализа получен массив точек, заданных сферическими координатами (a_i, φ_j) , в которых имеется затенение. Результаты представлены в двух вариантах: табличном и графическом (диаграмма).

	35	36	37	38	39	40	41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60	61	62	63	64	65	66	67	68	69	70	71	72	73	74	75		
326	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
328	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
330	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	70	71	72	73	74	75	
332	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	61	62	63	64	65	66	67	68	69	70	71	72	73	74	75	
334	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	54	55	56	57	58	59	60	61	62	63	64	65	66	67	68	69	70	-	-	-	-		
336	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	47	48	49	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60	61	62	63	64	65	66	67	68	69	70	-	-	-	-	-	-	
338	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	42	43	44	45	46	47	48	49	50	51	52	53	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
340	-	-	-	38	39	40	41	42	43	44	45	46	47	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
342	-	36	37	38	39	40	41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60	61	62	63	64	65	66	67	68	69	70	71	72	73	74	75		
344	-	-	37	38	39	40	41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60	61	62	63	64	65	66	67	68	69	70	71	72	73	74	75		
346	-	-	-	39	40	41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60	61	62	63	64	65	66	67	68	69	70	71	72	73	74	75			
348	-	-	-	-	41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60	61	62	63	64	65	66	67	68	69	70	71	72	73	74	75				
350	-	-	-	-	-	44	45	46	47	48	49	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60	61	62	63	64	65	66	67	68	69	70	71	72	73	74	75						
352	-	-	-	-	-	-	46	47	48	49	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60	61	62	63	64	65	66	67	68	69	70	71	72	73	74	75							
354	-	-	-	-	-	-	-	49	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60	61	62	63	64	65	66	67	68	69	70	71	72	73	74	75									
356	-	-	-	-	-	-	-	-	53	54	55	56	57	58	59	60	61	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
358	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
360	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-

Рис. 7. Табличный вариант отображения результата анализа

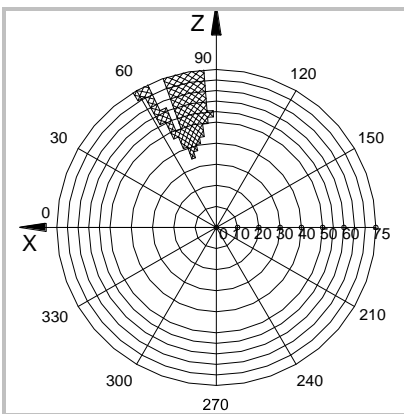


Рис. 8 Графический вариант отображения результата анализа

Табличный вариант более информативен, графический – наглядней. В первом случае нет необходимости показывать координаты всего поля обзора – будут просто пустые ячейки в таблице, во втором, наоборот, показано все поле обзора и тень. Такие таблицы или диаграммы должны строиться для каждого положения внешних элементов по отношению к полю обзора антенны.

В соответствии с принципами объектно-ориентированного подхода все сущности Autodesk Inventor, начиная от приложения, документа, сборки, детали, чертежа и заканчивая вспомогательными плоскостями (осями и точками) являются объектами с присущими им свойствами и методами. При создании программ и при их выполнении требуется задавать определенные значения свойствам и вызывать определенные методы в соответствии с логикой программы.

Во встроенной справке даны описания свойств и методов всех объектов. Всю совокупность объектов и их взаимосвязи (иерархию) – объектную модель Autodesk Inventor – можно найти в следующем файле: C:\ProgramFiles\Autodesk\Inventor11\SDK\Docs\Inventor2008ObjectModel.dwf. Библиотека объектов Autodesk Inventor содержит около 1000 объектов, несколько тысяч свойств и методов. Хотя в данной работе использовано лишь несколько десятков объектов, встроенная справка является незаменимым помощником для правильного их использования. Код программы в API пишется на языке VBA (Visual Basic for Applications), встроенная справка по которому имеется в среде Visual Basic Editor. Язык VBA широко распространен, на нем пишутся макросы и программы в приложениях Microsoft Office (Word, Excel и др.), поэтому доступно множество литературы по программированию в VBA.

С помощью API создается форма с элементами управления: полями ввода значений, элементами выбора вариантов (Checkbox, Radiobutton) и кнопками, которая появляется при вызове программы из среды Inventor. Основной модуль программы – это обработка кнопки главного расчета. Несколько модулей обрабатывают вспомогательные проверочные построения, которые требуются для подтверждения правильности ввода данных перед запуском возможно продолжительного и ресурсоемкого расчета.

Предусмотрено 3 вкладки формы. Первая вкладка – основная, здесь задаются параметры поля обзора и точность расчета. На второй вкладке задаются параметры вращения антенны (если антенна неподвижна, вкладка не задействуется). На третьей вкладке задаются параметры вывода результата и включаются отладочные сообщения.

7. Выводы. Предложено решение поставленной задачи с использованием современных программных средств и подходов. Разработан программный модуль для САПР Autodesk Inventor, который при всех возможных взаимных положениях внешних элементов конструкции космического аппарата и полей зрения антенн (датчиков) позволяет определить факт и степень их затенения. Программа рассчитывает затенения поля обзора конической формы (в виде целого конуса или его части, см. рис 5) неподвижной или подвижной (по одной или двум степеням свободы) антенны с выводом результата в виде таблиц, диаграмм или величин затененной площади в %.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сайт www.mechmagic.com
2. Встроенная справка по программированию в Autodesk Inventor

А.А. Лизунов, Р.И. Журавлёв,
В.С. Тарасов

СИСТЕМА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ С СОЛНЕЧНЫМИ ДАТЧИКАМИ КЛА «СТРАННИК»

Представлена система электропитания КЛАСП «Странник». Изложены основные требования к системе, её элементный состав и характеристики. Показано, что применение разработанной системы с солнечными датчиками ориентации позволяет снизить массу аппарата примерно на 20%.

1. Введение. Космический летательный аппарат с солнечным парусом (КЛАСП) «Странник» – ключевой элемент системы предупреждения о начале и длительности магнитных бурь. Важнейшей научной и прикладной задачей, решаемой на основе фундаментальных знаний о процессах переноса энергии в системе «Солнце–Земля», является создание системы прогнозирования и предупреждения всех резких изменений параметров солнечного ветра, вызывающего магнитные бури и серьезно влияющего на изменения в атмосфере, ионосфере и магнитосфере Земли [1].

Радикально повысить точность и достоверность прогноза можно проведением прямых измерений параметров солнечного ветра вблизи Земли. В первую очередь речь идет об измерениях параметров межпланетного магнитного поля, плотности, скорости и температуры плазмы и ее состава. КЛАСП «Странник», оснащенный комплексом научной аппаратуры, может длительное время удерживаться вблизи точки либрации, преодолевая силу тяготения Солнца. Это позволяет заблаговременно прогнозировать время и силу магнитных бурь. Для обеспечения работы научной аппаратуры, являющейся полезной нагрузкой, а также служебных систем КЛАСП, разработана система электропитания (СЭП) с солнечными датчиками.

2. Основные требования. В настоящей работе представлена система электропитания (СЭП) КЛАСП «Странник», разработанная исходя из следующих основных требований: 1) длительный ресурс эксплуатации – до 10 лет; 2) орбита – геоцентрическая с переходом в гелиоцентрическую; 3) напряжение постоянного тока на шинах нагрузки 5 В и $(9 \div 12)$ В, мощность $(6 \div 7)$ Вт в начале ресурса (2,5

÷ 3,5) Вт в конце ресурса; 4) высокий уровень надёжности; 5) простота в эксплуатации; 6) экологическая чистота.

Задача приведения КЛАСП в точку равновесия с ненулевыми скоростями и удержания его в этой точке с допустимыми ошибками, решается за счет управления изменением площади паруса и его наклона к направлению солнечного потока, использовании солнечного ветра и энергии солнца, преобразуемой в электрическую энергию. КЛАСП «Странник» разрабатывался согласно договору между ОАО «ВПК «НПО машиностроения» и РКА о проведении работ №47/1996 от 29.02.1996г. Выдана лицензия на разработку и изготовление КЛАСП «Странник» № 234 от 25.09.1996г. (РКА), патент на изобретение № 2209748, авторское свидетельство № 1765056.

3. Схема СЭП. Учитывая постоянную направленность батареи солнечной (БС) на Солнце и необходимость обеспечения электроэнергией основных потребителей только на световых участках траектории, схема СЭП построена таким образом, что питание потребителей осуществляется непосредственно от БС. Такая схема построения обеспечивает высокую надёжность и КПД системы, малый вес и габаритные размеры.

Все элементы СЭП разработаны для размещения в открытом космосе и обладают стойкостью ко всем воздействиям окружающей среды космического пространства [2-6]: корпускулярной радиации, высоким и низким температурам, микрометеоритам, высоким электрическим потенциалам, глубокому вакууму и собственной вакуумной атмосфере. Защита от высоких электрических потенциалов обеспечивается электропроводящей сеткой, ограждающей все элементы СЭП. Основным источником электроэнергии в составе СЭП выбрана БС, исходя из требований длительного ресурса, экологической чистоты, высокой надёжности и простоты эксплуатации.

В состав СЭП входят:

- БС, предназначенная для питания потребителей КЛАСП на освещенных участках орбиты и, при необходимости, для подзарядки БХА. Для обеспечения оптимального теплового режима БС фотоэлементы БС приклеиваются непосредственно на несущую тыльную поверхность каркаса КЛАСП. Поскольку БС не закрыта элементами конструкции КЛАСП, это обеспечивает высокую теплоёмкость и высокую теплоотдачу. Прочность электрических соединений БС при термоциклировании (-170 ÷ +150) С° обеспечивается применением специальных припоев, либо сваркой (запрессовкой) вместо пайки.
- БХА для обеспечения питанием приборов, которые должны работать не только на освещённых, но и на теневых участках орби-

ты. Рассматривалось два типа БХА: 1) на основе металл-гидридных аккумуляторов; 2) на основе литий-ионных аккумуляторов. Анализ показал, что, наиболее высокие удельные энергетические характеристики имеют литий-ионные аккумуляторы. 3) БХА изготавливается в негерметичном исполнении для работы в вакууме.

- УРК, предназначенное для: 1) обеспечения величины выходного напряжения в заданных пределах (5 В – стабилизированная шина 9÷12 В – не стабилизированная шина); 2) обеспечения подзарядки БХА на освещённых участках траектории КЛАСП и разряда на тёмных участках; 3) обеспечения измерения тока по независимым цепям БС; 4) подключения к действующей БХА (при необходимости) холодного резерва.

УРК разработано на основе современной элементной базы. Для максимального облегчения в УРК не предусмотрен фильтр для сглаживания пульсаций напряжений. Его роль выполняет БХА. Схема не предусматривает стабилизацию выходного напряжения СЭП, за исключением шины 5 В, но ограничивает его верхний уровень величиной 12 В, задаваемый стабилизатором. Нижний уровень не контролируется. Бортовые потребители, работающие только на освещённых участках траектории, либо отключаются от СЭП до входа КЛАСП в тень, либо прекращают работать при снижении напряжения ниже 9 В на выходе СЭП. Функциональная схема СЭП КЛАСП представлена на рис. 1.

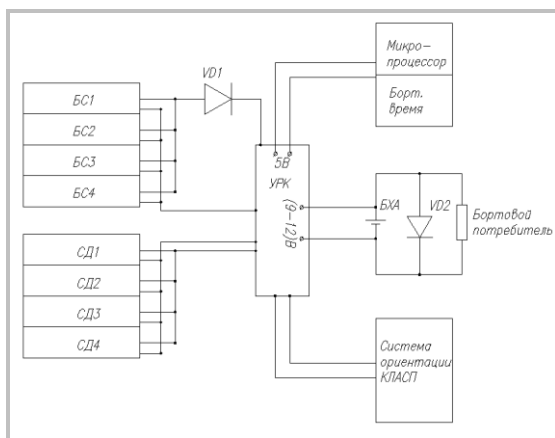


Рис. 1. Функциональная схема СЭП КЛАСП

В данной работе предложено использовать в качестве датчиков ориентации СУ КЛАСП фотоэлементы (солнечные датчики), размещенные на боковых стенках каркаса БС и ориентированные под углом к фронтальной плоскости. Потенциальные выводы с этих фотоэлементов включены в систему контроля ориентации КЛАСП. Измеряемые токи этих фотоэлементов сравниваются друг с другом, а величина их рассогласования дает возможность определить угол отклонения нормали поверхности БС от направления на Солнце. Схема подключения солнечных датчиков входит в состав УРК.

4. Результаты. Изготовлен макет и проведены совместные испытания солнечных датчиков и системы ориентации КЛАСП. Макет КЛАСП «Странник» представлен на рис. 2.



Рис. 2. Макет КЛАСП «Странник»

Принцип работы системы ориентации с использованием информации от солнечных датчиков применялся как на зарубежных, так и на отечественных спутниках: «Izsat», «Колибри», «Можаяец», «Татьяна». При этом их точность ориентации не превосходила $\pm 3^\circ$. Точность ориентации СУ КЛАСП «Странник» по результатам наземных испытаний достигает $\pm 1,5^\circ$. Применение разработанной системы электропитания с солнечными датчиками ориентации КЛАСП «Странник» позволяет достигнуть высокой удельной энергии, порядка 35 Вт·ч/кг и снизить массу аппарата примерно на 20%.

Солнечные датчики СЭП КЛАСП «Странник», можно использовать как для систем ориентации космических аппаратов, так и для систем ориентации БС наземных энергоустановок [7,8].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ефремов Г.А. НПО Машиностроение: в будущее через перспективные проекты. - Аэрокосмический курьер, №3, 2000, с. 11-12.
2. Системы электропитания космических аппаратов./ Соустин Б.П. и др. -Новосибирск: ВО «Наука», 1994. - 318 с.
3. Поликарпов А.Г., Сергиенко Е.Ф. Импульсные регуляторы и преобразователи постоянного напряжения. - М.: Изд-во МЭИ, 1998.- 80с.
4. New record set for solar cell efficiency. Renewable energy world /Nov.-Dec. 2000/p.15-17.
5. Лизунов А.А., Заявлин В.Р. Многокиловатные энергетические установки низкоорбитальных КА НПО маш. Тезисы доклада с. 65 – 66. Научные чтения памяти Королева С.П.. Москва, 29 января – 4 февраля 2003: «Война и мир». 328 с.
6. Лизунов А.А. Система электропитания микроспутника «Колибри – 2000». Тезисы докл. С. 66. Научное чтение памяти Королева С.П. 29 января – 4 февраля, 2003 г., -М.: «Война и мир» – 328 с.
7. Лизунов А.А. Солнечные энергоустановки наземного применения НПО маш. Наука и технологии № 2. 1997 г.
8. TECHNICAL REPORT Materials for preliminary scientific and technical discussions on the project of LISBAT civil space system/ NPO “Mashinostroenie” Book II, part 22, 1999.

И.В. Петрова

ТЕПЛОПРОЧНОСТНОЙ ЭКСПЕРИМЕНТ: ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ

В работе обобщён опыт тепло-прочностных расчётно-экспериментальных исследований в ОАО «ВПК «НПО машиностроения». Показано, что новые наукоемкие методы позволяют в значительной мере ускорить и удешевить экспериментальную часть проектирования ЛА

1. Введение. Проектирование ЛА – сложный, комплексный и многоитерационный процесс, включающий в себя теоретические и экспериментальные исследования, целью которых является создание ЛА с заданными техническими характеристиками.

Сектор тепловых расчетов в отделении тепловибропрочности ОАО «ВПК «НПО машиностроения» проводит следующие виды работ: - Расчет температурных режимов конструкции ЛА в целом и отдельных конструкционных узлов при движении по различным траекториям. - Обоснование допустимости той или иной линии движения с точки зрения ограничений по теплофизическим и физическим характеристикам теплозащитных и несущих материалов и обеспечения работоспособности конструкции с учетом работы системы терморегулирования. - Обоснование выбора теплозащитного пакета на изделии (выбор материалов, толщин, «сэндвича»). - Подготовка стендовых испытаний в части выбора режима нагрева и его обеспечения нагревательными устройствами. - Обработка результатов тепловых испытаний.

Обработка результатов испытаний предусматривает выполнение следующих работ. а). Определение тепловых потоков на конструкцию в случае калориметрического испытания. б). Определение теплофизических характеристик теплозащитных и несущих материалов с учетом особенностей их поведения при различных тепловых и физических воздействиях. в). Обработка результатов натурных и стендовых испытаний. г). Обоснование работоспособности измерительных средств по их показаниям в сомнительных случаях.

От результатов расчетов во многом зависит облик и технические характеристики изделий в целом. Расчет температурных режимов конструкции ЛА в целом и отдельных конструкционных узлов

при движении по различным линиям движения (ЛД) проводится с использованием программ PLANER и AMPIR, разработанных в ОАО «ВПК «НПО машиностроения».

Сначала проводится предварительный тепловой расчет конструкции ЛА с учетом особенностей движения по той или иной линии движения (скорость, высота, углы атаки и пр.). Результатом расчета является заключение о возможности существования такой ЛД с учетом всех наложенных ограничений.

Затем определяется ответная реакция на аэродинамическое воздействие и специальное воздействие всех узлов и элементов конструкции от типового теплозащитного покрытия (ТЗП) с переменной толщиной по поверхности фюзеляжа до сложных конструктивных узлов. Это дает возможность сделать вывод о работоспособности существующих конструкций или о необходимости корректировок.

В заключение проводится серия экспериментов, подтверждающих или отвергающих то или иное техническое решение. Сместить заключительную, экспериментальную часть проектирования в значительно более дешевую теоретическую область разработок конструкций и исследования их поведения в самых разнообразных случаях нагружения – это современный подход к проектированию.

2. Математическое моделирование в помощь экспериментальному исследованию. В ходе подготовки к экспериментальной отработке конструкции создается математическая модель исследуемого объекта и стенда, выбирается схема нагружения (теплого), соответствующая прогнозируемому расчетному случаю.

Стенд для испытаний фрагментов ТЗП представляет собой конструкцию, схематично изображенную на рис. 1. Фрагмент образца ТЗП установлен в оправку из теплоизоляционного материала. Под образцом с зазором δ мм расположена медная калориметрическая плита. Силовая оболочка фрагмента ТЗП крепится к герметичному стальному коробу через уплотнительные прокладки из теплоизоляционного материала.

Рассмотрим подробнее схему рационального выбора теплозащитного пакета. Из всех имеющихся теплозащитных и несущих материалов необходимо создать наилучший по весу пакет, обеспечивающий рабочую температуру на изделии и внутри отсеков с учетом габаритов изделия, работы СТР и прочего. В ПК ANSYS создана математическая модель стенда для теплового испытания такого теплозащитного пакета. Причем параметризация введена не только для размеров образца и его толщин, используемых материалов и их многослойности, но предусматривается также возможность изменения

внешнего давления для материалов с переменными свойствами для имитации поведения этого пакета в реальных условиях полета.

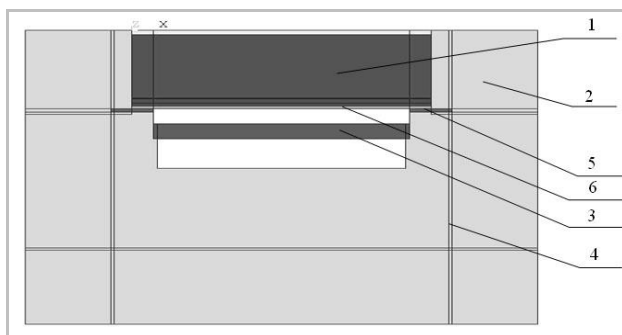


Рис. 1. Схема стенда испытаний:

1 – фрагмент образца ТЗП; 2 – оправка; 3 – калориметрическая плита; 4 – герметичный короб; 5 – уплотнительные прокладки; 6 – силовая оболочка.

Оценка влияния краевых условий заделки испытуемого образца в стенд на погрешность определения температуры силовой оболочки проведена с использованием программ PLANER и ANSYS. За эталон приняты результаты расчета типового сечения изделия для некоторой ЛД при различных значениях внешнего давления P . Граничные условия на силовой оболочке в эталонном расчете приняты следующие: 1) Конвективный теплообмен с коэффициентом теплоотдачи и температурой, соответствующими полетным и переменными по времени. 2) Теплообмен излучением с оборудованием, температура которого также переменна по времени.

Из этого расчета получены температура поверхности образца, которая и будет воспроизведена с помощью нагревательных элементов в эксперименте, и «эталонная» температура силовой оболочки отсека. Затем приступаем к параметрическому выбору размеров образца, обеспечивающих минимальное влияние его заделки в оправку на погрешность измерения теплового потока. Выбор осуществляется серией расчетов с различными размерами и оценкой погрешности в каждом отдельном расчете. Выявляется тенденция, в соответствии с которой и выбирается размер образца.

Что касается подбора теплозащитных материалов и исследования их поведения в условиях полета (изменение давления, температуры и пр.), можно использовать эту же параметрическую модель для качественной оценки используемых материалов. Пример зави-

симости влияния краевых условий заделки образца на погрешность измерения температуры силовой оболочки показан на рис. 2 .

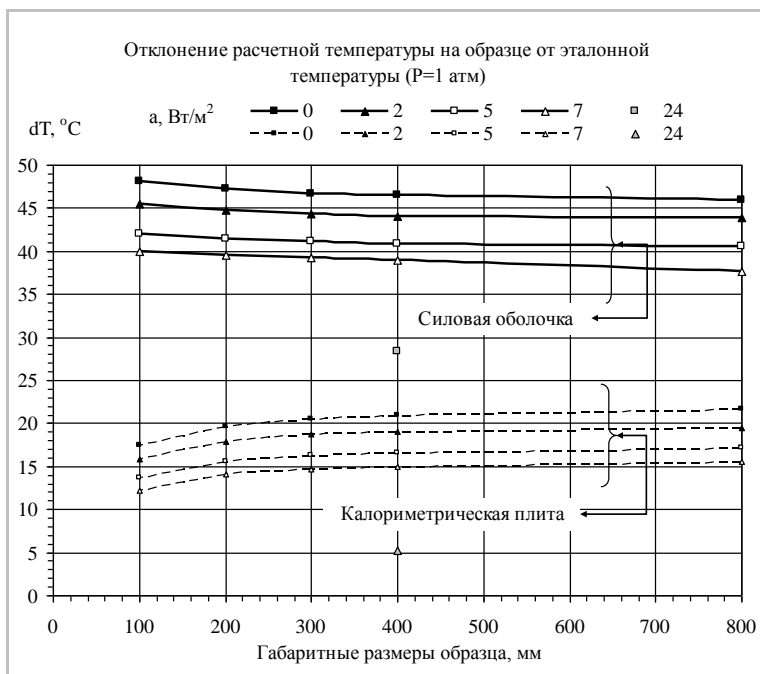


Рис. 2. Зависимость погрешности измерения температуры силовой оболочки от габаритных размеров образца

Еще один пример математического моделирования в обеспечении подготовки дорогостоящего испытания оболочки. Объект – оболочка из композиционного материала – нагревается в печи радиационного нагрева. Уникальность этого испытания в том, что оболочка из композиционных материалов не допускает повторных нагреваний до высоких температур из-за физико-химических процессов, происходящих в материале конструкции в результате нагрева. Тепловой режим нагревателей и стенда в целом должен быть отлажен до такой степени, чтобы обеспечить проведение испытания с первой попытки.

3. Конструкции печи радиационного нагрева. Стенд радиационного нагрева (рис. 3) представляет собой полую призму, грани которой (футеровка) выполнены из легковесного корундового кирпича, каолинового и углеродного войлока [1]. Внутри печи в несколько ярусов смонтированы углеродные нагревательные элементы

с токоподводами. Каждый из ярусов имеет свою систему управления и контроля нагрева, что позволяет получить переменные по времени и по образующей изделия тепловые потоки.

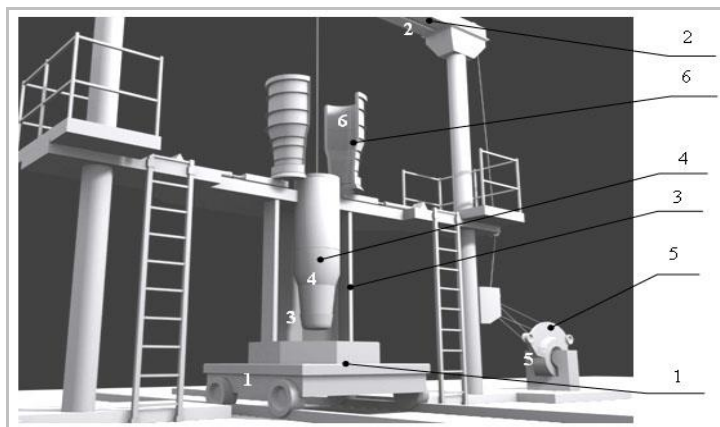


Рис. 3. Схема стенда радиационного нагрева

1 – монтажная тележка, 2 – траверса, 3 – печь радиационного нагрева, 4 – исследуемый объект, 5 – подъемный механизм (механизм перемещения объекта), 6 – кожух охлаждения

Под и свод печи также выполнены из корундового легковесного кирпича с аналогичной теплоизоляцией. Свод печи состоит из подвижной и неподвижной частей. Неподвижная часть имеет отверстие для ввода объекта в зону нагрева. До достижения рабочей температуры это отверстие закрыто подвижной крышкой, способной в течение короткого промежутка времени открыться для ввода изделия. Оба свода печи имеют охлаждаемую водой “рубашку”. Для предотвращения выгорания нагревателей на воздухе в стенде обеспечена нейтральная азотная среда.

Над печью на траверсе висит нагруженный осевой сжимающей силой исследуемый объект термообработки с имитаторами жесткости. Траверса вместе с объектом по сигналу датчиков подвижного свода в течение нескольких секунд перемещается вниз. Скорость перемещения объекта выбрана с учетом необходимого переменного по времени темпа нагрева. Проходя вдоль зон нагрева, объект получает заданный температурный режим, который контролируется датчиками тепловых потоков и термопарами, установленными на объекте. По достижении заданного интегрального теплового потока на сис-

тому управления подается сигнал на отключение питания нагревателей и вывод объекта термообработки из печи. Вывод объекта производится с помощью подъемного механизма в течение нескольких секунд, затем подвижный свод снова закрывает входное отверстие. Находящееся над печью изделие охватывает кожух охлаждения, обеспечивающий необходимый темп охлаждения с помощью азота.

4. Конечно-элементная математическая модель стенда (рис. 4) содержит в себе и объект, изменяющий свое положение в течение времени, и сам стенд. Решается связанная задача теплопрочности с элементами расчета тепловыделения в электрических цепях. Свойства материалов могут быть нелинейными, учитывается фазовый переход, внешнее давление и другие факторы. Объект может и не быть телом вращения, когда задача решается в осесимметричной постановке (это наиболее простой случай). Более сложная форма объекта испытания обусловит другую конфигурацию печи, другой температурный режим нагревателей, будет учтено «затенение» нагревателей объектом. Введенная в расчет оптимизация по целевой функции заметно ускорит подбор оптимальных энергетических параметров для обеспечения заданного температурного режима на объекте с учетом возможностей оборудования.

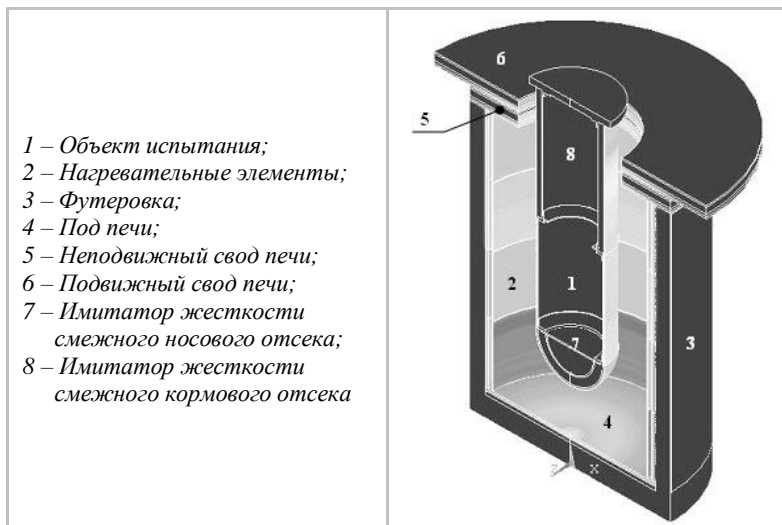


Рис. 4. Конечно-элементная математическая модель стенда радиационного нагрева в исполнении ПК ANSYS

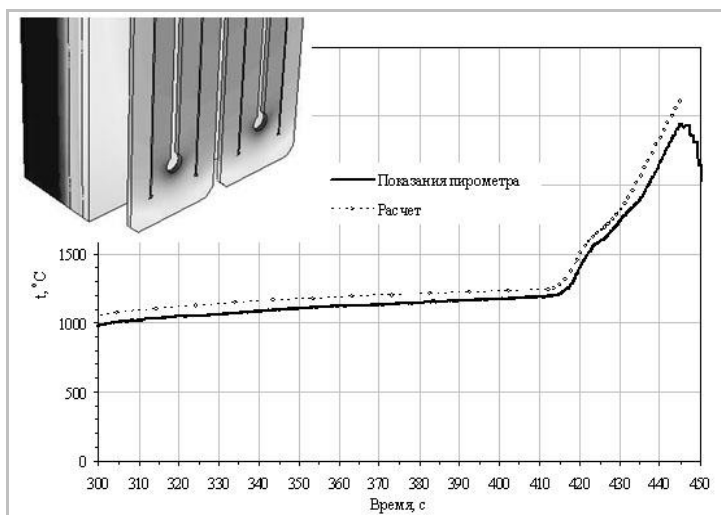


Рис. 5. Расчетно-экспериментальная отработка нагревателей

Для обеспечения заданного температурного режима на объекте испытания специальным образом рассчитано тепловыделение на нагревательных элементах с учетом конфигурации объекта, размеров и инерционности нагревателей. Теоретический расчет тепловыделений был экспериментально подтвержден (рис. 5). С помощью математического моделирования отработаны конструктивные изменения, обеспечивающие прочность нагревателей.

Обработка результатов эксперимента с помощью математического моделирования выполняется при определении теплофизических характеристик материалов по результатам отработки образцов теплозащиты, при определении теплового потока на объект по показаниям термопар, при обосновании работоспособности измерительных средств по их показаниям в сомнительных случаях.

5. Неисправность датчика. Конечно-элементная математическая модель датчика теплового потока (типа фольгового датчика Гордона) с неисправным чувствительным элементом позволяет теоретически обосновать резкое отклонение показаний этого прибора от средних измеряемых значений подобных датчиков, установленных на объекте испытаний. Частичное отслоение чувствительного элемента в процессе проведения испытания искажает показания в сторону увеличения. Подобное повреждение и его реальное развитие также нашло отражение в математической модели. Рассматривалось отслоение мембраны по двум типам – секторному и сегментному.

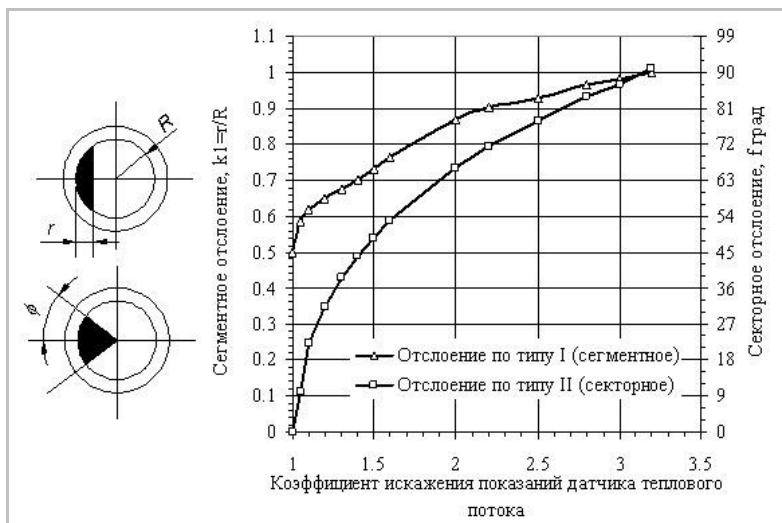


Рис. 6. Влияние степени повреждения датчика теплового потока на искажение его показаний

Серия расчетов показала возможность существования подобного дефекта и влияние этого дефекта на показания датчика. При относительно небольшом отслоении мембраны по I или II типу (до 15° или до $0,5 R$, где R – радиус чувствительного элемента) показания неисправного датчика практически не отличаются от показаний исправного. С развитием повреждения погрешность нарастает и зафиксированный датчиком тепловой поток будет значительно завышен относительно реального (рис. 6). Проверка измерительных приборов перед испытанием тестовым тепловым потоком в течение короткого интервала времени позволит выявить поврежденные датчики, заменить их или учесть погрешность, внесенную повреждением.

6. Тестирование теплозащитных и конструкционных материалов с целью определения их реальных теплофизических свойств – необходимость в этом часто возникает при разработке ЛА. Задача определения ТФХ материалов также сводится к математическому моделированию процесса теплового испытания, решается обратная задача теплопроводности. От классической постановки в современных условиях эта задача отличается тем, что исследуемые материалы составляют многослойный пакет – «сэндвич», работающий не

только в переменном тепловом поле, но и при переменном по времени давлении, влажности и других внешних факторах.

Если пытаться решать обратную задачу теплопроводности с учетом всех перечисленных факторов вручную, многократно подбирая величины теплопроводности и теплоемкости для каждого узла температуры или иного фактора, временные затраты могут быть непредсказуемы. С помощью математического моделирования и оптимизации по целевой функции можно определить основные ТФХ материалов в виде полиномиальных зависимостей от температуры, давления и т.д. Таким образом, этот трудоемкий процесс может быть сведен к проведению нескольких серий расчетов с различными внешними факторами, анализу влияния этих факторов на характеристики материалов и к выявлению функционалов, которые будут учтены при выборе линий движения ЛА.

7. Выводы. Показано, что применение вычислительной техники, современного программного обеспечения, новых методов расчетно-экспериментальных исследований ведет к новым наукоемким технологиям проектирования ЛА, позволяющим значительно ускорить и удешевить экспериментальную часть проектных работ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гурвич О.С., Ляхин Ю.Л., Соболев С.Н. Высокотемпературные электропечи с графитовыми элементами. М., Энергия, 1974 с. 60.

С.В. Константинов, П.Г.Редько,
Г.В.Квасов, М.Г. Каннер,
П.А. Осетров, В.М. Кувшинов,
Л.В. Халецкий, А.И. Стеблинкин

ПРИМЕНЕНИЕ НОВЫХ СХЕМОТЕХНИЧЕСКИХ И КОНСТРУКТИВНЫХ ПОДХОДОВ ДЛЯ РАЗРАБОТКИ РУЛЕВЫХ ПРИВОДОВ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАНЕВРЕННЫХ САМОЛЕТОВ

Рассматриваются основные проблемы, возникающие при разработке рулевых приводов нового поколения в системах управления полетом перспективных маневренных самолетов с неустойчивой аэродинамической компоновкой. Показана эффективность новых схемотехнических и конструктивных подходов для обеспечения безопасности полетов.

1. Введение. Характерной чертой развития современных и перспективных маневренных самолетов является использование неустойчивых аэродинамических компоновок с управляемым вектором тяги (УВТ) для реализации высокоманевренных характеристик на всех режимах полета самолета, включая и околонулевые скорости полета (режим сверхманевренности). В этих экстремальных условиях система управления полетом (СУП) должна обеспечивать чрезвычайно высокий уровень надежности управления, чтобы сохранить управление и возможность выполнения им целевой задачи даже при наличии отказов и нарушениях в работе различных элементов СУП.

Одними из основных элементов СУП являются электрогидравлические следящие рулевые приводы (ЭГРП) (рис. 1), которым предъявляются особо высокие требования по безотказности функции управления и по отработке малых входных сигналов, соответствующих перемещениям выходного звена до 0,1% от максимального хода. Реализация указанных требований заставила пересмотреть основные принципы формирования структуры и конструктивной схемы рулевого привода в направлении повышения надежности его конструкции и расширения диапазона эффективного управления.

К настоящему времени в организациях ОАО «ПМЗ Восход», ОАО «ОКБ Сухого», ОАО «МНПК Авионика», ФГУП НИИ «Суб-

микрон» и ЦАГИ был выполнен большой объем научно-исследовательских, опытно-конструкторских и экспериментальных работ, который позволил обосновать подход к оптимальному решению рассматриваемой задачи. В работе рассматриваются некоторые из выработанных путей решения.

2. Концепция интегрированной компоновки. Для рассматриваемого типа маневренных самолетов наиболее актуальна проблема обеспечения требуемых динамических характеристик в области малых входных сигналов рулевых приводов продольного канала управления СУП – переднего горизонтального оперения (ПГО) и горизонтального оперения (ГО). При формировании функциональной схемы ЭГРП необходимо обеспечить выполнение следующих основных условий: - Отсутствие зазоров в механических передачах от выходных звеньев регулирующих элементов привода. - Устойчивость собственно привода в области малых сигналов, в которой существенно проявление нелинейных эффектов. - Выполнение весьма жестких требований к линейности регулировочных характеристик сервопривода золотника основного гидрораспределителя исполнительного механизма силового привода в области малых сигналов.

Поскольку в указанных рулевых приводах потребные расходы рабочей жидкости велики, то для эффективного управления потоком жидкости применяются трехкаскадные электрогидравлические агрегаты. Они состоят из электрогидравлических сервоприводов, управляющих положением золотника основного гидрораспределителя и силового исполнительного механизма, состоящего, в свою очередь, из основного (силового) гидрораспределителя и гидроцилиндра. В соответствии со схемой интегрированной компоновки, исполнительный механизм сервопривода и основной гидрораспределитель объединены в один конструктивно законченный элемент.

Такое построение привода обеспечивает отсутствие зазора в механическом соединении золотника основного гидрораспределителя и поршня сервопривода. Схема рулевого привода содержит двухканальный исполнительный механизм силового привода, получающий гидравлическое питание от двух независимых гидросистем, и многоканальный электрогидравлический сервопривод золотника основного сдвоенного гидрораспределителя. При этом рулевая машина сервопривода и основной золотниковый распределитель выполняются в виде единого конструктивно законченного элемента. При такой компоновке рулевого привода силовой гидроцилиндр связан с гидрораспределителем только гидравлическими магистралями.

Многоканальные электрические обратные связи по положению поршня сервопривода и выходного звена силового гидроцилиндра образуют внутренний позиционный контур (сервопривода) и внешний позиционный контур – позиционный контур рулевого привода.

В состав сервопривода вводятся специальные подсистемы выравнивания сил, действующих на поршни сервопривода при разбросе его параметров и управляющих сигналов. В ОАО «ПМЗ Восток» разработаны типовые модульные конструкции специальных электрогидравлических подсистем выравнивания сил в гидроцилиндрах сервопривода [1]. Эти подсистемы реализуют интегральные обратные связи по давлению нагрузки гидроцилиндров сервопривода с помощью миниатюрных гидроцилиндров коррекции и набора клапанов и гидромуфт, определяющих уровень разгрузки. Такая схема привода широко используется в приводах основных рулевых поверхностей современных маневренных самолетов различных модификаций ОАО «ОКБ Сухого» - Су-30МК, С-37, Су-33 и т. д.

Горизонтальное оперение и переднее горизонтальное оперение являются теми рулевыми поверхностями маневренного самолета, отказ привода которых приводит к катастрофическим последствиям даже при правильных действиях летчика. Поэтому их к безотказности предъявляются наиболее высокие требования, а сами приводы относятся к категории особо важных подсистем самолета. При этом необходимо учитывать вероятность появления отказов в элементах не только собственно рулевого привода, но и во взаимодействующих с ним системах самолета.

3. Надёжность. Критерием надежности и, в частности, безотказности привода рулевых поверхностей принимается вероятность отказа, приводящего к возникновению предпосылки к катастрофе самолета. Эта оценка соответствует величине $q_k \leq 10^{-7}$ за один час полета. Следует отметить, что это значение интенсивности отказа привода соответствует вероятности отказа чисто механического привода рулевой поверхности маневренного самолета времён Второй мировой войны. Таким образом, условие существования проекта системы рулевого привода по критерию надежности определяется следующим условием

$$q_k(n_i, \lambda_j) \leq q_k, \quad (1)$$

где: $q_k(n_i, \lambda_j)$, – зависимость вероятности возникновения предпосылки к катастрофе от интенсивности отказов элементов (λ_j) системы привода и кратности n_i резервирования подсистем и компо-

нентов системы привода и взаимодействующих с ним систем управления и энергопитания.

Эта зависимость определяется на основе количественных и качественных показателей безотказности компонентов системы привода и последствий отказов. По последствиям различают следующие классификационные группы отказов: - Повторяющиеся отказы, интенсивность которых не больше величины 10^{-3} за один час полета; - Умеренно вероятные отказы, интенсивность которых не больше величины $10^{-5} \dots 10^{-7}$ за один час полета. - Крайне маловероятные отказы, интенсивность которых не больше 10^{-7} за один час полета.

Последние группы в [2, 3] рассматриваются, как практически невероятные. На практике в эту группу включаются отказы типа разрушения и рассоединения механических элементов привода. Такая высокая безотказность указанных элементов привода обеспечивается специальными отработанными конструктивными решениями, что позволяет не учитывать эти события при оценке безотказности системы привода. Все остальные виды отказов, вероятность возникновения которых за час полета превышает величину 10^{-7} , должны учитываться при оценке надежности системы привода [2, 3].

При анализе безотказности систем рулевых гидравлических приводов, получающих энергию от централизованной гидравлической системы питания, можно выделить два вида отказов: -1. Функциональный отказ, под которым понимается отказ элемента привода в процессе его работы. Этот отказ может быть активным в случае стремления выходного звена привода занять крайнее положение, или пассивным – когда движение выходного звена практически отсутствует. -2. Энергетический отказ, соответствующий прекращению питания гидравлической энергией системы привода. Этот отказ относится к категории пассивных отказов.

При экспоненциальном законе распределения моментов времени появления отказов, интенсивность отказа элемента привода можно представить в виде суммы составляющих

$$\lambda_j = \lambda_{fj} + \lambda_{ej}, \quad (2)$$

где $\lambda_{fj}, \lambda_{ej}$ – интенсивность функциональных и энергетических отказов j -го элемента соответственно. Анализ [3, 4] показывает, что отказы из-за нарушения внешней герметичности гидроагрегатов составляют около 50 – 60 % от всех видов отказов. Как правило, они происходят в уплотнительных узлах гидродвигателей. Интенсивность этих видов отказов соответственно составляет: 0.6×10^{-6} и 2.77×10^{-8} 1/ч. Типовой одноканальный привод содержит от 10 до 20 комплектов уплотнительных элементов. Вероятность появления

струйной течи за один час полета в таком приводе составляет от 0.6×10^{-5} до 1.2×10^{-5} 1/ч. В рамках одного канала обеспечить требуемую степень безотказности не возможно. Её можно достигнуть только использованием структурного резервирования, при котором

$$q_j(t) = [1 - P_k(t)]^{m+1},$$

где $P_k(t)$ – вероятность отсутствия отказа в одном гидроагрегате за время t ; m – количество резервных гидроагрегатов.

4. Решение проблемы безотказности. Традиционное решение проблемы обеспечения требуемого уровня безотказности исполнительного механизма – построение в виде тандемных двухканальных гидроцилиндров, подключенных к сдвоенным золотниковым гидрораспределителям. Камеры гидроцилиндров для обеспечения независимости отказов должны быть изолированы друг от друга и не иметь общих точек, кроме механических элементов связи.

Практика показывает, что при относительно больших расходах через основной золотниковый гидрораспределитель (40 л/мин и более) установить в рулевой гидропривод фильтры требуемой тонкости фильтрации рабочей жидкости (5 – 12 мкм) и достаточной грязеемкости невозможно. В этом случае обеспечить надежную работу привода возможно только за счет повышения развиваемой гидроцилиндром силы, достаточной для срезания кромками золотника попавшей в гидрораспределитель металлической стружки. При столь большом расходе рабочей жидкости сила должна быть около 1350 Н. При расходе 15 – 20 л/мин требуемая сила может составлять до 200 – 300 Н. Такую силу развивают типовые двухкаскадные электрогидравлические усилители мощности (ЭГУ) типа «сопло-заслонка» или «струйная трубка». Они имеют рабочие окна малых размеров и являются отказоопасными элементами привода. Новые разработки однокаскадных электрогидравлических усилителей мощности прямого действия (линейных электродвигателей – ЛЭД), использующие в магнитной системе редкоземельные магнитные материалы, подтверждают возможность обеспечения достаточной надежности.

Устройства преобразования электрических сигналов управления, содержащие операционные усилители, электронные ключи, транзисторы и другие элементы, характеризуются интенсивностью отказов около 10^{-4} – 10^{-3} 1/ч. Очевидно, что для обеспечения требуемого уровня безотказности (не более 10^{-7} 1/ч) управления необходимо введение дополнительных (резервных) каналов управления. Структура контура управления с электронными устройствами должна иметь кратность резервирования минимум в два раза выше крат-

ности резервирования гидравлических элементов. В этом случае используется комбинация методов общего и отдельного структурного резервирования. Проведенные исследования показывают: при трех каналах системы электрического управления можно обеспечить интенсивность отказа электрической резервированной системы управления не более 3×10^{-6} 1/ч, при четырех – 4×10^{-9} 1/ч.

5. Оценки последствий локальных отказов. При разработке приводов возникает задача оценки последствий локальных отказов на безопасность полета и методов подтверждения уровня безотказности. При стендовых и летных испытаниях практически невозможно подтвердить надежность привода с точки зрения полной потери функции управления. Поэтому реализуется следующий подход: количественная оценка используется для обоснования выбора определенных видов отказов привода и для оценки вероятности полной потери управления q_k ; влияние определенных отказов на безопасность полета рассматривается с учетом «тяжести» последствий независимо от вероятности их появления.

Рассматриваются четыре группы состояния системы управления, которые связаны с определенным количеством отказов в приводе и определяют степень ухудшения летно-технических характеристик самолета в виде уровней его управляемости (1, 2, 3) [6]. Отказ одной гидравлической системы приводе приводит к уменьшению в два раза развиваемой приводом силы, которой должно быть достаточно для перехода самолета с предельного режима полета на безопасный режим с обеспечением уровня 3 летно-технических характеристик самолета и его безопасной посадки. Указанный подход к оценке безотказности привода иллюстрируется таблицей 1.

Влияние отказов в системе рулевого привода на безопасность полета регламентируется оценками кратковременного изменения параметров движения самолета, которые легко могут быть парированы действиями летчика или могут быть незамечены им. В качестве основного критерия, например, для продольного канала управления рассматривается предельная величина изменения нормальной перегрузки Δn_y , которая появляется вследствие отказа привода. Эта величина нормируется при переходе системы из указанного выше состояния 1 в состояние 2 и из состояния 2 в состояние 3. Таким образом, по мере появления отказов и увеличения их значимости ухудшается уровень управляемости самолета. При этом одновременно снижаются требования по допустимой амплитуде автоколебаний нормальной перегрузки и угла тангажа самолета. Указанная система оценок приведена в таблице 2.

Таблица 1

		Характеристика группы	Допустимое количество и виды регламентируемых отказов		
Группа состояния привода	1	Нормальное состояние системы управления в предельной области режимов полета.	Уровень управляемости	1	Отказов нет.
	2	Сокращение области режимов полета до основной области.		2	Один любой отказ в электроэлементах системы привода.
	3	Безопасное прекращение этапа полета с обеспечением посадки.		3	Два любых последовательных отказа в электроэлементах или один любой отказ в электроэлементах и один любой отказ в гидроэлементах.
	4	Создание условий для катапультирования пилота.			При количестве отказов, большем, чем в группе 3.

Таблица 2

Переход системы управления после отказа из одного состояния в другое	Уровень управляемости самолета	Изменение нормальной перегрузки Δn_y	Требования к параметрам автоколебаний самолета (амплитуда перегрузки, тангажа)
Из состояния 1 в состояние 2.	2	± 0.3	$a_{ny} \leq 0.05$ $a_v \leq 0.2^\circ$
Из состояния 2 в состояние 3.	3	± 0.5	$a_{ny} \leq 0.07$ $a_v \leq 0.3^\circ$

Изложенное выше говорит о предпочтительности варианта привода с четырьмя резервными электронными каналами. Многочисленные исследования показали, что каждый канал должен иметь систему встроенного контроля, обеспечивающую выполнение следующих основных функций по отказобезопасности: 1. Контроль внешнего позиционного контура и информационных каналов на основе устройств мажоритарной логики. 2. Контроль электрогидравлических сервоприводов (внутренних контуров) с использованием электронных или цифровых модельных каналов. 3. Самоконтроль датчиков состояния элементов привода и преобразователей сигналов. 4. Контроль систем энергоснабжения по предельным отклонениям давления подачи и напряжения.

Следящие приводы с такой системой встроенного контроля позволяют обеспечить следующие уровни безопасности управления полетом: - Сохранить управление рулевой поверхностью без ухудшения функциональных характеристик после первого отказа в электроэлементах. - Обеспечить управление после второго отказа в электроэлементах с вероятностью прекращения выполнения полетного

задания менее 6×10^{-6} 1/ч. - Обеспечить управление рулевой поверхностью при появлении одного любого отказа в гидравлической части рулевого привода или гидравлической системы питания с ухудшением механической характеристики и, следовательно, с ограничением на режимы полета. - Обеспечить управление с обеспечением функциональных характеристик после третьего отказа в элементах с вероятностью меньшей, чем 10^{-7} 1/ч для выполнения требований по 4-й группе состояния таблицы № 1 или завершения полетного задания с 3-им уровнем управляемости.

6. Проект перспективного рулевого привода. С учетом указанных выше требований в ОАО «ПМЗ Восход» совместно с ОАО «ОКБ Сухого» был разработан проект перспективного рулевого привода с непосредственным управлением золотником сервопривода и четырехканальным трактом управления СПМ-6П. Общий вид привода показан на рис. 1.

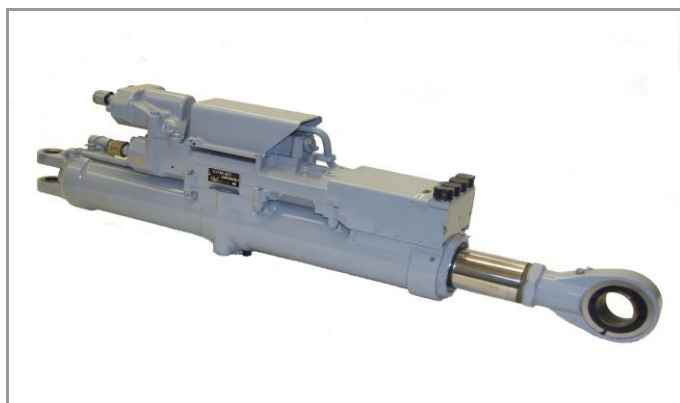


Рис. 1. Общий вид привода СПМ-6П

В качестве иллюстрации достоинств электрогидравлического рулевого привода с непосредственным управлением гидрораспределителем сервопривода рассмотрим поведение рулевых приводов при имитации расчетных видов отказов на основе анализа результатов экспериментальных исследований. Контроль исправности канала сервопривода с ЛЭД фактически сводится к контролю исправности электрического тракта управления каждого канала, включая электрический усилитель мощности и обмотку управления ЛЭД. Основной целью экспериментальных исследований функциональных схем

ЭГРП являлось получение сравнительных оценок эффективности систем встроенного контроля. При этом в качестве основных критериев использовались следующие показатели. - Максимальная величина неуправляемого движения выходного звена рулевого привода (ΔY_{pn}) после отказа при отсутствии управляющего сигнала. - Максимальное отклонение выходного звена привода от траектории при синусоидальном или пилообразном управляющем сигнале. - Интервал времени между возникновением отказа и началом реагирования на него системы встроенного контроля (T_0), а также общее время, необходимое для отключения отказавшего канала ($T_{отк}$). - Максимальная величина неуправляемого движения золотника (ΔX_3) основного гидрораспределителя (штока рулевой машины).

Исследования проводились при совместной работе двух каналов сервопривода и при имитации активного отказа в электронном тракте управления сервопривода (в усилителе мощности ЭГУ и ЛЭД) как для наиболее критичного случая. Объектами исследований являлись опытные образцы рулевых приводов СПМ-6Б и СПМ-6П, выполненные соответственно по схемам на рис. 2 и 4 и изготовленные ОАО «ПМЗ Восход». Основные результаты исследований приведены в таблицах № 3 и 4. Анализ результатов показывает, что система встроенного контроля привода с ЛЭД имеет гораздо большее быстродействие, вследствие чего в этом приводе при появлении отказа существенно (в 1,5 – 2 раза) уменьшаются неуправляемые движения выходного звена. Были получены оценки максимальных возмущений по нормальной перегрузке самолета при возникновении активного отказа в приводе переднего горизонтального оперения (ПГО) с параметрами движения его выходного звена, которые также приведены в таблицах 3 и 4.

Показатели реакции привода на активный отказ при отсутствии управляющего сигнала

Таблица 3

<i>Тип рулевого привода</i>	$T_0, с$	$\Delta Y_{pn}, мм$	$T_{отк}, с$	$\Delta X_3, мм$
СПМ-6Б – привод, соответствующий схеме на рисунке 2	0,035	3,5	0,2	1,6
СПМ-6П – привод, соответствующий схеме на рисунке 4	0,01	1,8	0,034	1,04

Показатели реакции привода на отказ при гармоническом управляющем сигнале

Таблица 4

<i>Тип рулевого привода</i>	$T_0, \text{с}$	$\Delta Y_{pn}, \text{мм}$	$T_{отк}, \text{с}$	$\Delta X_z, \text{мм}$
СПМ-6Б – привод, соответствующий схеме на рисунке 2	0,037	2,5	0,34	1,0
СПМ-6П – привод, соответствующий схеме на рисунке 4	0,01	1,6	0,035	1,1

Результаты анализа последствий отказов привода ПГО на изменение параметров движения самолета по нормальной перегрузке показали, что наиболее критичной областью режимов полета является режим $H = 0$ и $M = 1,1 - 1,2$.

7. Применение адаптивных регуляторов. При разработке описанного выше привода с непосредственным управлением приходится решать проблему обеспечения требуемых статических и динамических характеристик сервопривода в области малых сигналов. Эта проблема возникает из-за нелинейности характеристик самого преобразователя ЛЭД. Последнее обстоятельство является особенно важным при разработке рулевых приводов маневренных самолетов со статически неустойчивыми компоновками. В рулевых приводах таких самолетов требуется обеспечить сравнительно малые амплитудные и фазовые искажения частотных характеристик при амплитудах входных сигналов, соответствующих 0,1% от максимального, что соответствует перемещению выходного звена сервопривода (перемещению двухсистемного золотника гидрораспределителя) на величину примерно 0,005 мм. Нелинейность характеристик в области малых сигналов приводит к искажению частотных характеристик. Учитывая, что указанные нелинейности характеристик сервопривода с ЛЭД зависят от условий его эксплуатации и от уровня управляющих сигналов, становится целесообразным применение адаптивных регуляторов, позволяющих обеспечить высокую стабильность характеристик при изменении параметров системы, а в некоторых случаях – обеспечить заранее заданные динамические характеристики.

Основная проблема внедрения в практику адаптивных регуляторов (АР) для рассматриваемого типа ЭГРП связана с возможностью реализации их алгоритмов в цифровых СУП. Как показывают результаты проектно-поисковых работ, выполненных в ФГУП НИИ «Субмикрон», ОАО «ПМЗ Восход», ОАО «ОКБ Сухого» и ЦАГИ, для перспективных СУП должен использоваться принцип встраива-

ния цифровых микроконтроллеров в позиционный контур управления привода. В этом случае открываются принципиально новые возможности улучшения качества управления рулевыми поверхностями, в первую очередь это ГО и ПГО, путем использования цифровых адаптивных регуляторов (АР). При этом могут использовать весьма сложные алгоритмы коррекции рабочих процессов сервопривода без усложнения аппаратной части привода. Такой схемотехнический подход позволяет интегрировать вычислительные устройства и рулевой привод в единый комплекс.

8. Технические решения. Ряд технических решений данного подхода был использован при разработке комплексной цифровой системы управления (СУП) для самолета Су-35. Эта СУП проходит в настоящее время летные испытания. В ней микровычислительная система (МВС) управления рулевыми приводами представляет собой интегрированную подсистему, включающую в каждом резервном канале СУП центральный управляющий микропроцессор «А» типа TMS320F2812 и шесть микроконтроллеров типа ADUC841, обеспечивающих управление каждым из рулевых приводов. При этом процессор «В» каждого резервного канала СУП выполняет функцию формирования заданного командного входного сигнала для каждого рулевого привода. Микроконтроллеры ADUC841 связаны с TMS320F2812 гальванически развязанным цифровым каналом связи типа SPI, обеспечивающим частоту обновления информации в пределах $\sim 250\div 500$ Гц. При этом достигается оптимальное распределение задач и программного обеспечения между центральным процессором TMS320F2812 и каждым микроконтроллером ADUC841. Микроконтроллеры ADUC841 обеспечивают непосредственное цифровое управление и встроенный автономный контроль резервных каналов рулевых приводов с частотой обновления информации более 500 Гц. Микропроцессор TMS320F2812 («А») обеспечивает формирование входных сигналов управления, взаимный контроль резервных каналов привода и их синхронизацию, связь с микропроцессором «В» и контроль поступающей с него информации с возможностью перехода на резервные алгоритмы управления. При этом все микропроцессоры «А» и «В» каждого резервного канала СУП объединены внутренним цифровым каналом связи типа МКЮ, а каждая МВС управления рулевыми приводами имеет встроенные источники электропитания и формирования вторичных видов напряжений, что существенно повышает быстродействие системы и улучшает качество ее работы.

Особенность рассматриваемой структуры перспективной СУП позволяет повысить уровень безопасности полета за счет реализации новых технических решений: 1) Децентрализация отдельных элементов СУП и размещение вычислительных устройств по разным бортам самолета. Это позволяет при выходе из строя отдельных блоков СУП обеспечить функциональное взаимозамещение и практически избежать полной потери управляемости самолета – реконфигурация структуры и алгоритмов управления. 2) реализация в МВС управления рулевыми приводами резервных алгоритмов управления, которые позволят сохранить управление самолетом с 3-м уровнем управляемости.

Достижение потребных статических и динамических характеристик привода при воздействии внешних и внутренних параметрических возмущений может быть обеспечено, как показали экспериментальные и теоретические исследования, реализацией следующих основных мероприятий:

1) Во внешнем контуре управления приводом – использование золотниковых распределителей, имеющих перфорированные отверстия с отрицательными перекрытиями по отсечным кромкам золотника, где высокая стабильность обеспечивается известными технологическими средствами [5, 6].

2) Во внутреннем контуре управления приводом – обеспечение линеаризации характеристик сервопривода с сохранением стабильности его свойств в требуемом диапазоне частот и при заданном уровне управляющих сигналов.

Рассмотрим один из эффективных способов обеспечения стабильных динамических и статических характеристик сервопривода – введение в его контур управления адаптивного регулятора с эталонной моделью и сигнальным алгоритмом самонастройки, как показано на рис. 2 [6].

9. Эталонная модель сервопривода задается с желаемыми динамическими свойствами и формой переходной характеристики. Она должна содержать ограничение по максимальной скорости перемещения штока рулевой машины, а в зоне пропорционального управления ее передаточная функция может быть выбрана в виде:

$$W_{ЭМ}(s) = \frac{1}{T_M^2 s^2 + 2\xi_M T_M s + 1}, \quad (4)$$

где: $T_M = \sqrt{T_{СП}/D_{СП}}$, $2\xi_M T_M = 1/D_{СП}$, $T_{СП}$, $D_{СП}$ – расчетные значения постоянной времени ЛЭД и добротности сервопривода.

Эталонная модель сервопривода приобретает здесь новое свойство, заключающаяся в возможности коррекции канала управления при действии на него дестабилизирующих факторов, путем введения сигнального канала адаптивной коррекции. Для этой цели используется разностный сигнал обратной связи рулевой машины и модели, как это показано на рис. 2.

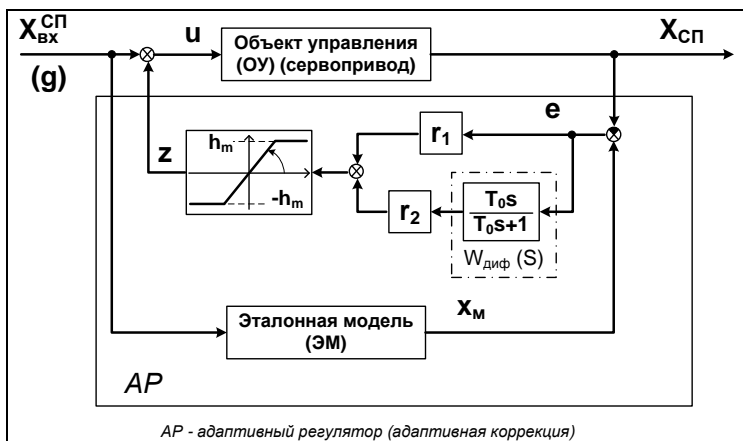


Рис. 2. Структурная схема сервопривода с адаптивной коррекцией и эталонной моделью

Благодаря этому обеспечивается поддержание стабильных динамических характеристик сервопривода в условиях действия дестабилизирующих факторов, приводящих, например, к появлению зоны нечувствительности. Высокий контурный коэффициент усиления в динамических режимах обеспечивает наибольшую скорость приближения динамических характеристик сервопривода к динамическим характеристикам эталонной модели при наличии внешних возмущений – изменения давления нагнетания на входе привода, температуры, разброса коэффициентов усиления контура управления сервопривода, появления зоны нечувствительности в регулировочной характеристике золотника ЛЭД сервопривода и т.д.

10. Эффективность рассматриваемых мер подтверждена расчетами типовых динамических характеристик привода при включенном и выключенном адаптивном регуляторе. Расчёты показали, что введение адаптивного регулятора позволяет обеспечить заданные требования по динамике привода с сохранением их высокой стабильности в условиях внешних и внутренних возмущений.

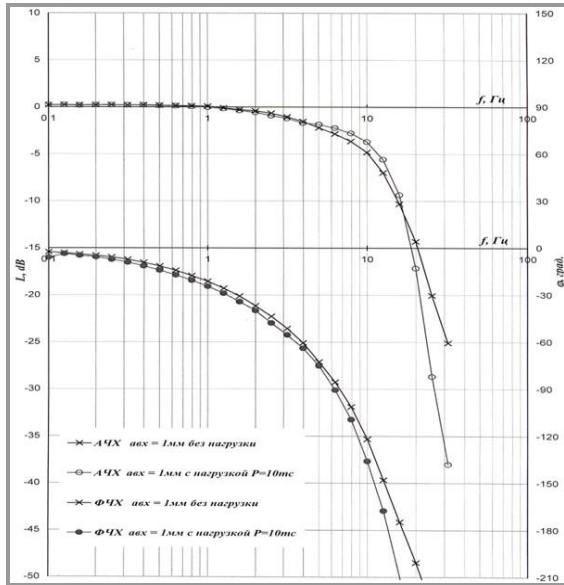


Рис. 3. Экспериментальные динамические характеристики привода СПМ-6П

Практическое подтверждение эффективности указанных выше схмотехнических решений проводилось в процессе проведения комплексных испытаний на аналого-цифровых стендах при имитации внешних аэродинамических нагрузок и полунатурного моделирования с СУП. На рис. 3 представлены экспериментальные динамические характеристики привода СПМ-6П, полученные на стенде в ходе комплексных испытаний опытного образца привода разработки ОАО «ПМЗ Восход» с электронной частью управления.

11. Заключение. Реализация рассмотренных в данной работе схмотехнических и конструктивных решений позволяет существенно повысить показатели качества рулевых приводов и обеспечить требуемый уровень отказобезопасности систем управления полетом для перспективных маневренных самолетов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ермаков С.А., Константинов С.В., Редько П.Г. Системы разгрузки конструкций от силового взаимовлияния каналов в резерви-

- ванных двухканальных сервоприводах и встроенный контроль их состояний./ *Авионика*, № 4, 2001г.
2. Единые нормы летной годности гражданских транспортных самолетов стран - членов СЭВ. М.: Межведомственная комиссия СССР. 1985г.
 3. Надежность изделий авиационной техники. ОСТ 1 00132-84.
 4. Ермаков С.А., Константинов С.В., Редько П.Г. Резервирование систем рулевых приводов летательных аппаратов./ Учебное пособие/ - М.: Изд-во МАИ. 2002г.
 5. Константинов С.В., Ключев М.А., Борцов А.А. Некоторые вопросы разработки рулевых приводов современного маневренного самолета. ТВФ, ЦАГИ, 1990г.
 6. С. В. Константинов, П. Г. Редько, С. А. Ермаков Электрогидравлические рулевые приводы. Учебное пособие, изд. «Янус-К», Москва, 2006г.
-

Б.Н. Натаров, С.В. Афонин,
Л.С. Точилов

БЕСПИЛОТНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ В МНОГОУРОВНЕВОЙ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ МОНИТОРИНГА

Дан обзор ряда беспилотных летательных аппаратов (БЛА) различных классов, в том числе и разработанных в ОАО «ВПК «НПО машиностроения». Обосновывается целесообразность взаимного дополнения космических аппаратов и БЛА для эффективного решения широкого класса задач в рамках единой системы.

ОАО «ВПК «НПО машиностроения» выполнило ряд разработок в области беспилотных летательных аппаратов (БЛА). Некоторые из них представлены в известной энциклопедии «Оружие и технологии России. Энциклопедия. XXI век» [1].

Для разных видов задач используются различные классы БЛА: микро, мини, миди, макси, супермакси. БЛА класса «микро» имеют массу до 5 кг, могут взлетать с любой самой маленькой площадки и даже с руки, поднимаются на высоту 1-2 километра и находятся в воздухе не более часа. Типичным примером БЛА этого класса является «Dragon Eye» («Драконий глаз»). При весе 2,5 кг «Драконий глаз» может лететь со скоростью 72 км/ч на высоте до ста метров и находиться в воздухе не более часа.

В классе «микро» ОАО «ВПК «НПО машиностроения» разработан БЛА U-107, который имеет скорость в 2 раза выше, чем «Драконий глаз». Отличительной чертой БЛА U-107 является его оригинальная конструкция с использованием эффекта арочного крыла (рис.1), предложенная Генеральным конструктором ОАО «ВПК «НПО машиностроения» д.т.н. А.А. Дергачёвым.

БЛА класса «мини» имеют массу до 150 кг. Они работают на высоте до 3-5 км, продолжительность их полета составляет 3-5 часов. Типичным примером БЛА этого класса является «Silver Fox» («Серебряная лисица»), который при весе 9 кг может находиться в воздухе до 5 часов. Вариант БЛА U-107 класса «мини», разработанный ОАО «ВПК «НПО машиностроения», имеет более высокий уровень в классе, чем «Серебряная лиса».



Рис.1. БЛА U-107

БЛА класса «миди» - тяжелые многоцелевые аппараты массой от 200 до 1000 кг. Высота полета достигает 5-6 км, продолжительность - 10-20 часов. Типичным примером БЛА этого класса является БЛА "Аист" весом до 500 кг. К этому же классу относится и БЛА «Сорока» разработки ОАО «ВПК «НПО машиностроения» со стартовой массой 290 кг. БЛА «Сорока» обладает возможностями работы над сушей, водной поверхностью в любое время суток в простых и сложных метеорологических условиях. Стоит отметить необычную форму БЛА «Сорока» (рис.2), предложенную конструкторами ОАО «ВПК «НПО машиностроения» ещё в 90-е годы. На прошедшей недавно выставке БЛА этот облик был практически в точности повторен другой фирмой, что подтверждает перспективность этого опережающего время решения.

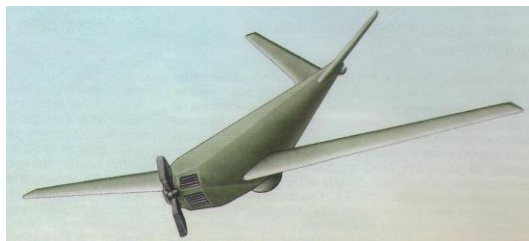


Рис.2. БЛА «Сорока»

БЛА класса «макси» имеют массу от 1 до 10 т. Их потолок - 20 км, продолжительность полета - более 24 часов. Типичным примером БЛА этого класса является «Глобал Хоук»: высота полета - 20 км, масса - 11,5 т, продолжительность полета - более 24 часов. В классе «макси» скоро появятся российские разработки, использующие опыт разработки советских БЛА [2]. В настоящее время в мире

ведутся разработки БЛА класса «супермакси». Можно предположить, что их вес превысит 15 т. Они будут нести на борту множество аппаратуры различного назначения и смогут выполнять самый широкий круг задач.

Одной из важнейших задач, решаемых с помощью различных летательных аппаратов (ЛА) и космических аппаратов (КА), является задача дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). ДЗЗ - процесс получения информации об объектах Земли на основе обработки отражённых и / или излучаемых ими полей различной природы.

КА ДЗЗ также подразделяются на классы: низковысотные (высота орбиты 200 - 400 км), средневысотные (как правило, на солнечно-синхронных орбитах высотой 600 - 1400 км и наклоном 96 - 99 град), геостационарные (36000 км). Более качественные результаты ДЗЗ дают низковысотные КА. Учитывая также хорошие характеристики съёмочной аппаратуры КА в некоторых изданиях, например [3], делаются выводы о неоспоримых преимуществах КА перед БЛА в задачах ДЗЗ. Однако более объективный взгляд на проблему приводит к выводу о целесообразности взаимного дополнения КА и БЛА для эффективного решения широкого класса задач в рамках единой системы [4].

В настоящее время роль БЛА в решении различных задач мониторинга атмосферы, суши, гидросферы, в том числе и водной поверхности постоянно растёт. Ограничителями в решении этих задач выступают следующие факторы: адекватность технических средств решаемой задаче; технические характеристики элементов; технические характеристики системы управления.

КА имеют возможность обзора достаточно широкой полосы поверхности, но лишь в ограниченные интервалы времени. БЛА могут находиться над заданной точкой поверхности продолжительное время, на различной высоте, выполняя аэрофотосъёмку под разным ракурсом, получать информацию в ночное время суток, используя тепловизоры. Минусами БЛА по сравнению с КА являются ограничения по времени полёта и проблема приема/передачи информации при работе за линией горизонта.

Для устранения минусов отдельных БЛА и КА может использоваться многоуровневая авиационно-космическая система мониторинга (МАКСиМ), включающая БЛА и КА различных классов и назначения. Проблема формирования эффективной многоуровневой авиационно-космической системы мониторинга с использованием КА, БЛА и системы управления требует выполнения следующих этапов: 1. Разработка облика МАКСиМ, эффективного для основных

классов задач. 2. Проектирование и конструирование БЛА, как элементов МАКСиМ. 3. Исследования тепловых режимов БЛА и КА, прочности, теплопрочности, аэродинамики, баллистики и управления БЛА в составе МАКСиМ. 4. Моделирование применения МАКСиМ, анализ результатов, оценка эффективности.

Эффективность системы во многом определяется техническими характеристиками её элементов. Для эффективного решения широкого спектра задач в составе МАКСиМ целесообразно использовать БЛА и КА различных классов. Учитывая то, что ОАО «ВПК «НПО машиностроения» имеет разработки в обоих направлениях, а также большой опыт в создании сложных систем и комплексов, эта задача представляется не только перспективной, но и реализуемой на практике.

Перспективной разработкой ОАО «ВПК «НПО машиностроения» является КА «Кондор-Э» с РСА. В настоящее время вопросы создания КА ДЗЗ, наземного приемного пункта (НПП), наземного пункта обработки и архивации (НПОА) реализуются в рамках ряда федеральных целевых программ (ФЦП) общего направления: "Федеральная космическая программа России" (ответственный за реализацию - Роскосмос).

С разделением РАКА на авиационную и космическую части ещё более непростой задачей становятся вопросы о заказчике многоуровневой авиационно-космической системы мониторинга и подготовке молодых кадров, способных реализовать эффективные инновационные решения в этой области. Работа в этом направлении ведётся. Например, ОАО «ВПК «НПО машиностроения» участвует в поисковых научно-исследовательских работах по созданию многоуровневой авиационно-космической системы мониторинга.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. «Оружие и технологии России. Энциклопедия. XXI век», Авиационное вооружение и авионика, Том X, Издательский дом «Оружие и технологии», Москва, С. 420-421, 721, 2005
2. Советские беспилотные самолеты - разведчики первого поколения / Матусевич А.Н. - М.: АСТ, Мн.: Харвест, 2002
3. Филатов В.Н., Присяжнюк С.П., Зиновьев В.Г., Полетаев А.М. Тенденции в дистанционном зондировании Земли и проблемы стандартизации данных // Информация и космос №1, 2005, С.9 – 23
4. Точиллов Л. Системы управления БЛА, www.ispl.ru/Sistemy_upravleniya-BLA.html, 2009.

В.В. Конюков, В.И. Крайнюков,
Г.Ф. Реш, М.Ю. Иванов

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГИДРОКАПИЛЛЯРНЫХ ЛИОФОБНЫХ СИСТЕМ В ДЕМПИРУЮЩИХ УСТРОЙСТВАХ И АККУМУЛЯТОРАХ МЕХАНИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ

Выполнены теоретические и экспериментальные исследования, которые показали возможность создания демпфирующих устройств и аккумуляторов механической энергии на основе лиофобных жидкостей и нанопористых тел.

1. Введение. Проблема транспорта не смачивающей (лиофобной) жидкости в нанопористых телах вызывает в последнее время повышенный интерес у разработчиков технических приложений нанотехнологий. Одним из перспективных из них является разработка устройств поглощения и аккумуляции механической энергии. В целях подтверждения возможности технической реализации подобных устройств МИФИ (ГУ), ОАО «ВПК «НПО машиностроения», в/ч 68240 и МГУ им. М.В. Ломоносова были предприняты экспериментальные исследования по изучению процессов заполнения и истечения в гетерогенных системах (ГТС) «нанопористое тело – лиофобная жидкость». В результате исследований были обнаружены новые эффекты, не имевшие ранее теоретического обоснования: гистерезис функции изменения объема жидкости, транспортируемой в нанопористое тело, под воздействием перепада давления (рис. 1) и не вытекание жидкости из пор после снижения перепада давления. Разработаны теоретические положения, объясняющие полученные экспериментальные результаты и позволяющие связать энергетические, силовые и динамические характеристики ГТС с требуемыми параметрами проектируемых устройств, а также обосновать выбор пор в ГТС [1]. В настоящей статье приводятся и обсуждаются некоторые результаты этих работ и, в частности, результаты взаимодействия силовых нанопористых тел с размерами пор 50-220 нм и не смачивающих жидкостей – растворов этиленгликоля в воде или сплава Вуда ($Bi = 50\%$, $Pb = 25\%$, $Sn = 12,5\%$, $Cd = 12,5\%$).

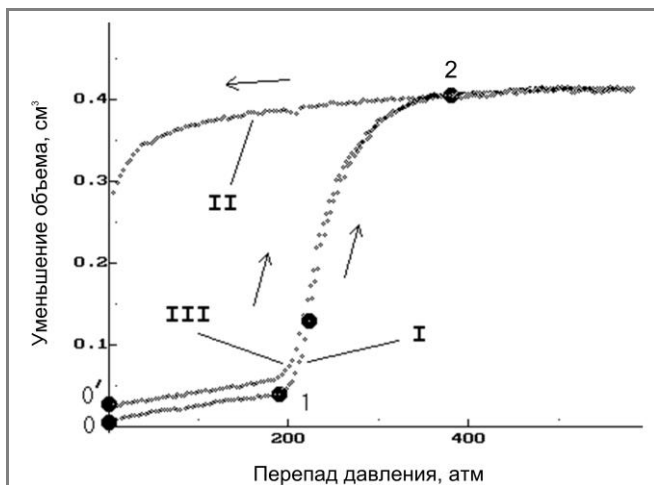


Рис. 1. Зависимость изменения объема от перепада давления.

I – увеличение давления, II – уменьшение давления, III – повторное увеличение давления, участок 0-1 – упругая деформация пористого тела, участок 1-2 – заполнение пор жидкостью, участок 2-0' – выход жидкости из пор

2. Условия входа и выхода несмачивающих жидкостей из нанопористых тел. Будем считать, что в результате тепловых флуктуаций при давлении p возникают макроскопически малые области в виде кластеров из N заполненных жидкостью пор. Каждый кластер начинается на границе пористого тела и жидкости и растёт путём последовательного заполнения флуктуационным образом сообщающихся пор жидкостью. Можно полагать, что в начале роста каждый кластер представляет собой разветвлённые цепочки заполненных пор. Рассмотрим условия начала роста флуктуаций заполнения. Взаимодействием между кластерами будем пренебрегать. Внешнее давление при заполнении жидкостью пористого тела совершает работу. При этом образуется энергетически невыгодные поверхности менисков жидкости в порах и границы раздела жидкость – пористое тело. Изменяется также упругое состояние пористого тела. Если работа образования флуктуации заполнения равна $\delta A(N, p)$, то вероятность возникновения флуктуации определяется как $W \sim \exp(\delta S)$, где δS – флуктуация энтропии, для которой $\delta S = -\delta A/T$, T – абсолютная температура. Поэтому, в случае увеличения δA ($\delta A > 0$)

при возрастании числа пор N в кластере вероятность флуктуации W уменьшается. Это соответствует термодинамической стабильности исходного состояния системы (участок 0-1 на рис. 1). В противоположном случае ($\delta A < 0$) рост флуктуации энергетически выгоден, система становится неустойчивой, и жидкость начинает заполнять пористое тело (участок 1-2). Работа образования флуктуации заполнения N пор вычисляется по формуле:

$$\delta A(N, p) = \delta A_{\text{exp}} + \delta A_{s1} + \delta A_{s2} + \delta A_{el},$$

где δA_{exp} – работа, совершаемая при заполнении жидкостью пористого тела; $\delta A_{\text{exp}} = -4\pi R^3 pN/3$; R – радиус пор; p – давление жидкости; δA_{s1} – работа образования поверхности раздела жидкость – пористое тело; $\delta A_{s1} = 4\pi R^2 (1 - \eta) N \delta \sigma$; η – коэффициент связанности пор, равный отношению поверхности образовавшихся менисков к полной поверхности поры; $\delta \sigma = \sigma_{ms} - \sigma_{sg}$; σ_{ms} – поверхностная энергия границы раздела жидкость – пористое тело, σ_{sg} – поверхностная энергия границы раздела пористое тело-газ, δA_{s2} – работа образования менисков, $\delta A_{s2} = 4\pi R^2 \eta N \sigma_m$, σ_m – поверхностная энергия жидкости, δA_{el} – работа по изменению упругой энергии деформации пористого тела, $\delta A_{el} \approx -4\pi R^3 p^2 N (\chi - \chi_s)/3$, χ – сжимаемость пористого тела, χ_s – сжимаемость материала каркаса пористого тела, для которых $\chi \gg \chi_s$.

Более подробное изложение теории транспорта лиофобных жидкостей в нанопористых телах, описывающей все особенности входа и выхода из пор, приведено в [1-4].

3. Экспериментальные стенды. Для исследования процессов заполнения пор были созданы экспериментальные стенды (рис. 2-4). На стенде статического нагружения (рис. 3) пористое тело фиксированной массы (от 1 до 4 г) помещалось в герметичную камеру высокого давления объемом 65 см³. Оставшийся объем камеры заполнялся жидкостью. В камеру вставлялся шток с уплотнениями длиной 17 см и площадью сечения 0,8 см², через который передавалось усилие для его перемещения внутри камеры. Усилие измерялось тензометрическим датчиком силы с диапазоном измерения от 1 до 2000 кГс. Изменение объема системы жидкость – пористое тело определялось с помощью датчика перемещения, фиксирующего длину штока, вошедшего в камеру.

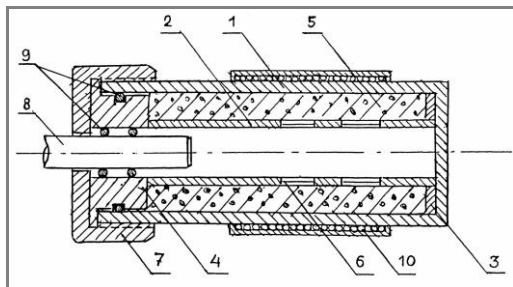


Рис. 2. Макет демпфирующего устройства.

1 – корпус, 2 – цилиндр, 3 – фиксирующее кольцо, 4 – пробка, 5 – пористое тело, 6 – сетка, 7 – крышка, 8 – шток, 9 – резиновое кольцо, 10 – нагревательный элемент

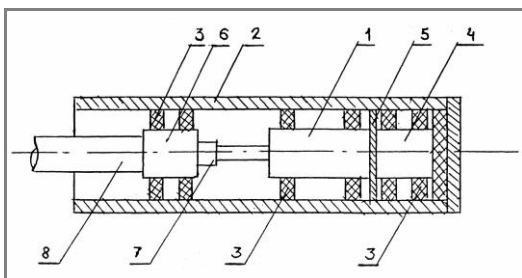


Рис. 3. Экспериментальный стенд для изучения квазистатического заполнения лиофобной жидкостью нанопористого тела

1 – макет динамического устройства, 2 – направляющая труба, 3 – фторопластовое кольцо, 4, 6 – тензометрический датчик силы, 5 – теплоизолирующая прокладка, 7 – шток макета, 8 – стержень

Измерения давления в камере и объема проводилось с погрешностями, не превышающими 10%. Скорость изменения давления не превышала 1 атм/сек , что позволяет считать процесс заполнения квазистатическим. Показания датчиков поступали на компьютерную систему управления и регистрации

Для исследования динамических характеристик ГТС был разработан экспериментальный стенд, схема которого представлена на рис. 4. Возможности стенда и макета демпфирующего устройства (рис. 2) позволяли исследовать динамические процессы с характерными временами $\sim 10 \text{ мс}$ и энергоёмкостью от 10 до 500 Дж. Конструктивно стенд состоит из макета демпфирующего устройства, направляющего цилиндра и системы измерений. Метаемая масса разгоняется взрывом порохового заряда.

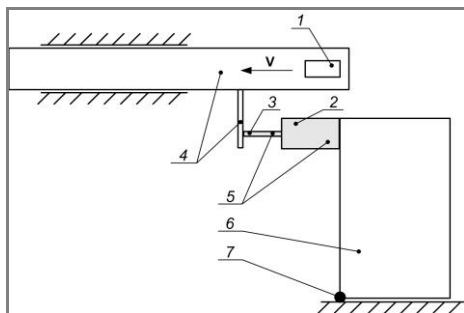


Рис. 4. Экспериментальный стенд для изучения динамического заполнения лиофобной жидкостью нанопористого тела.

1 – метаемый груз, 2 – камера, 3 – шток, 4 – откатная часть, 5 – демпфирующее устройство, 6 – опора, 7 – ось вращения.

4. Результаты исследований. В качестве ГТС использовались несколько типов силохромов и жидкий сплав Вуда (температура плавления $\sim 400\text{ K}$). Статические характеристики этих пар были исследованы на стенде статического нагружения. Полученные экспериментальные данные по давлениям начала заполнения и выхода сплава Вуда из пор и удельного объёма пор для использованных типов пористых тел приведены в *таблице 1*.

По экспериментальным данным и табличным значениям удельного объёма пор исследуемых типов силохромов, оценены удельные энергоёмкости процессов заполнения и выхода жидкости из пористых тел. Погрешность экспериментальных данных, приведённых в таблице, не превышает 10%.

Таблица 1

Тип силохрома	Радиус пор, нм	Плотность силохрома, г/см ³	Удельный объём пор, см ³ /г	Удельная поверхность пор, м ² /г	Давление входа жидкости в поры, атм	Давление выхода жидкости из пор, атм	Удельная энергоёмкость, Дж/г	Удельная энергоёмкость, кДж/л
CX-1	220	0,56	1,3	20	60	30	10,4	5,8
CX-2	130	0,48	1,6	52	90	50	19,2	9,2
CX-3	70	0,42	1,9	100	160	100	41,8	17,6
C-80	50	0,56	1,3	80	180	115	35,1	19,6

В камеру, где располагался макет, можно было помещать другие демпфирующие устройства (пружинные и гидравлические). Ти-

личная зависимость показаний датчиков силы от времени для силохрома СХ-2 представлена на рис. 5. Показания датчиков силы для остальных типов использованных пористых тел СХ1, СХ3 и С-80 за некоторыми различиями (величина силы в максимуме, временные интервалы процессов) остаются аналогичными.

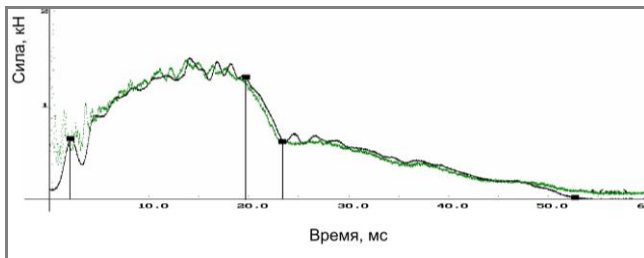


Рис. 5. Показания тензометрических датчиков силы

На рис. 6 представлены сравнительные характеристики пружинного, гидравлического и «нанопористого» демпферов при одной и той же ударной нагрузке. Как видно из графиков, наилучшими характеристиками обладает демпфер на основе силохрома СХ2.

Макет демпфирующего устройства с ГТС размещался на стенде динамических испытаний. При испытаниях откатная часть соединялась с макетом металлическим стержнём (рис. 4).

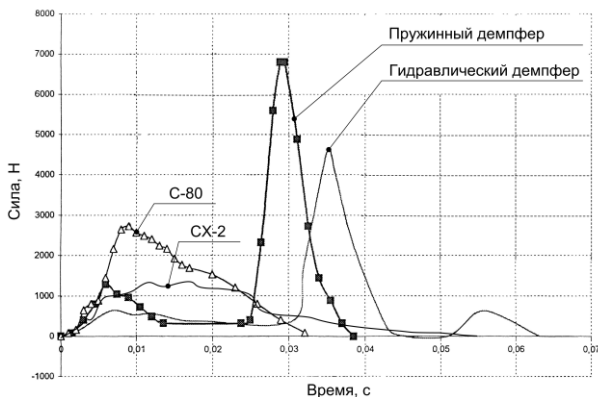


Рис. 6. Зависимость силы от времени по показаниям тензодатчика при ударной нагрузке для различных демпфирующих устройств

5. Выводы. Проведенные теоретические и экспериментальные исследования показали возможность создания демпфирующих устройств и аккумуляторов механической энергии на основе лиофоб-

ных жидкостей и нанопористых тел. Выявлены взаимосвязи энергетических, силовых и временных характеристик ГТС с параметрами проектируемых устройств, что позволяет обоснованно подбирать рабочие пары лиофобная жидкость – нанопористое тело. Для устройств с заданными характеристиками разработаны прикладные программы, позволяющие проводить расчеты с целью подбора ГТС.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Борман В.Д., Белогорлов А.А., Грехов А.М., Лисичкин Г.В., Тронин В.Н., Троян В.И. Перколяционный переход при заполнении нанопористого тела не смачивающей жидкостью. ЖЭТФ, 2005 г., т. 127, с. 431.
2. Борман В.Д., Белогорлов А.А., Грехов А.М., Лисичкин Г.В., Тронин В.Н., Троян В.И. О механизме аккумуляции механической энергии системой не смачивающая жидкость – нанопористое тело. Письма в ЖЭТФ, 2005 г., т. 30, № 23, с.1.
3. Белогорлов А.А., Грехов А.М., Грибанов Е.В., Конюков В.В., Лисичкин Г.В., Тронин В.Н., Троян В.И. Способ поглощения энергии ударного воздействия с использованием гетерогенной системы. Патент № 2309307 от 24.07.2006.
4. V.D. Borman, A.A. Belogorlov, V.V. Konyukov, G.V. Lisichkin, V.N. Tronin, V. I. Troyan, G.F. Resh, M.Y. Ivanov. Power sources for micro flight vehicles on the basis of nano technologies. The Collection of the Theses of Ist IAA RACTs Conference Space For Humanity, Korolev, Moscow Region, 2008, P. 191.

Г.Я. Гулидов, Г.Ф. Реш,
А.К. Буряк, А.В. Ульянов

ИССЛЕДОВАНИЕ ХИМИИ ПОВЕРХНОСТИ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С ЦЕЛЮ ПРОДЛЕНИЯ СРОКОВ ЭКСПЛУАТАЦИИ МБР

Работа посвящена приложению физико-химических методов анализа к прогнозированию состояния конструкционных материалов (КМ) при длительной эксплуатации МБР с ЖРД. Рассмотрены методические подходы к оценке состояния КМ в целях подтверждения их работоспособности при длительном контакте с компонентами ракетного топлива (КРТ). Предложена технология консервации баков, обеспечивающая сохранение физико-химических характеристик при длительном хранении с остатками КРТ для использования МБР в качестве РН.

1. Введение. Наиболее полное использование фактического ресурса эксплуатации стоящих на вооружении МБР, принимая во внимание их высокую подтвержденную надежность и эффективность применения, отвечающим современным требованиям, является существенным резервом экономии затрат на вооружение. Для большинства МБР с ЖРД решение этой проблемы связано с решением задач подтверждения герметичности и прочности КМ, находящихся в контакте с агрессивными компонентами топлива (НДМГ и амилон), и прогнозирования состояния этих материалов при увеличении сроков эксплуатации. Вместе с тем, мероприятия, проведенные в соответствии с ОСВ-2, вывели из эксплуатации значительное количество ракет, многие из которых могут использоваться и используются в качестве РН для доставки на рабочие орбиты космических аппаратов различного назначения. В этих условиях возникают новые научные задачи по подтверждению работоспособности МБР, хранящихся до нескольких лет с остатками КРТ после их слива из баков и подтверждению возможности использования их в качестве РН. Для решения всего комплекса указанных задач необходимо проведение исследований состояния КМ, контактирующих с КРТ и их парами. В ФГУП «РНЦ «Прикладная химия» предложены и реализованы на практике научно-обоснованные методики проведения таких исследований, позволяющие на образцах, вырезанных из баков ракет, провести исследование коррозионной стойкости и прочности.

Методики включают в себя:

- металлографические исследования с целью выявления коррозионных поражений, изменений микроструктуры КМ, контактирующих с КРТ и их парами. При этом определяется тип коррозии, форма коррозионных поражений и распределение их в материале, измерение глубины коррозионного поражения, анализ микроструктуры материала и определение ее изменений с использованием метода оптической спектроскопии;

- механические испытания, проводимые с целью определения влияния КРТ на механические характеристики КМ баков, при этом определяются: условный предел текучести, временное сопротивление разрыву, относительное удлинение.

Указанные методики подтвердили свою эффективность при проведении работ по подтверждению сроков эксплуатации МБР.

Вместе с тем, следует отметить, что для подтверждения применения МБР в качестве РН после длительного хранения с остатками КРТ требуются дополнительные исследования. В частности, изучение состояния внутренних поверхностей топливных баков с целью выявления существа физико-химических процессов, протекающих в них, определения количества продуктов трансформации, возможности их отслоения от поверхности КМ и попадания в КРТ.

В связи с этим предложено дополнить методы, представленные выше, современными методами исследования химии поверхности [1, 2]. Эти методы включают термодесорбционную масс-спектрометрию (ТДМС), хромато-масс-спектрометрию (ХМС), и электронную микроскопию (ЭМС). Применение указанного комплекса методов позволяет исследовать химию и морфологию поверхностей, находившихся в контакте с КРТ и их парами, определить глубину проникновения КРТ и продуктов их трансформации в поверхностные слои материала, определить состав примесей и микропримесей, оценить глубину коррозионного поражения.

2. Используемое оборудование. В исследованиях использовался хромато-масс-спектрометр JMS-D300 с хроматографом HP 5890 и термодесорбционной приставкой. Термодесорбционные исследования проводились с помощью прямого ввода в интервале температур от 30 до 400°C, скорость нагрева образца варьировалась от 2 до 50°C в минуту. Скорость записи спектров в диапазоне массовых чисел (отношение массы иона к заряду) от 10 до 300 m/z , либо от 40 до 450 m/z составляла 1 с. Время между регистрацией спектров варьировалась от 1 до 9 с. Образец помещался в кварцевый капилляр (пиролизер), присоединяемый непосредственно к ионному источнику.

ку масс-спектрометра. Для определения качественного и количественного состава органических соединений на поверхностях баков исследуемые образцы омывались растворителем, полученные смывы упаривались и исследовались в хромато-масс-спектрометре. Полученные в результате эксперимента термограммы представлены в виде кривых полного ионного тока (ПИТ) и в виде масс-хроматограмм по отдельным ионам, характерным для исследуемых молекул.

Электронный рентгеноспектральный микроанализ (РСМА) образцов проводился на приставке к электронному микроскопу – микроанализаторе КАМЕБАКС (Франция, фирма Cameca) с помощью волнового и Si(Li) твердотельного детекторов. Энергия первичного электронного пучка составляла 15 кэВ, ток электронов на образце – 1-200 нА, растр сканирования пучка – 50×50 мкм², угол между поверхностью образца и детектором – 40°, время анализа – 10-100 с, остаточный вакуум в колонне – 10⁻⁶ Торр.

3. Термодесорбционные масс-спектрометрические исследования. На рис. 1 представлены термодесорбционные кривые выделения продуктов с поверхностного и приповерхностного слоев баков хранения. При детальном рассмотрении масс-спектров

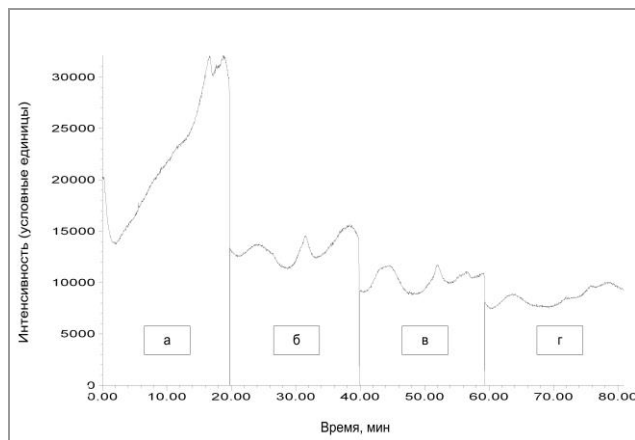


Рис. 1. Термодесорбционные кривые, записанные по полному ионному току для серии образцов, соскобленных с поверхности бака горючего, отобранных с глубины:
а – 0-10 мкм, б – 10-20 мкм, в – 20-30 мкм, г – 30-40 мкм

установлено, что основными загрязнителями являются фталаты, непредельные углеводороды, предельные углеводороды и жирные кислоты. Характерный масс-спектр продуктов термодесорбции

представлен на рис. 2. Видно, что загрязнителями являются, в основном, предельные и непредельные углеводороды. В масс-спектрах предельных углеводородов наиболее характерно присутствие ионов с $m/z = 43, 57, 71$, для непредельных $m/z = 55, 69$. Присутствие таких загрязнений может быть обусловлено применением различных смазок и смазочно-охлаждающих жидкостей. В составе органических загрязнений отсутствуют КРТ и продукты их трансформации. Основное количество загрязнений присутствует в поверхностном слое сплава на глубине 0-10 мкм. По мере продвижения вглубь материала количество загрязнителей уменьшается. На глубине 30-40 мкм загрязнения практически отсутствуют. Можно предполагать, что загрязнения проникли вглубь материала по коррозионным дефектам. Присутствие органических загрязнений является своеобразным индикатором глубины коррозионного поражения сплава АМГ-6.

Можно утверждать, что глубина коррозионного поражения материала АМГ-6, в основном составляет 5-10 мкм, незначительная часть достигает 30-40 мкм.

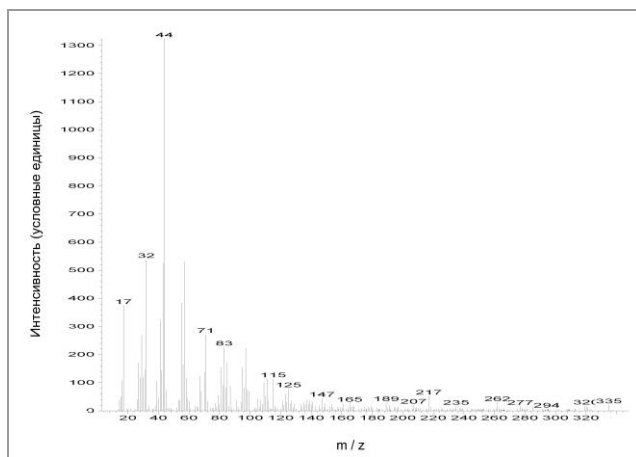


Рис. 2. Масс-спектр характерных продуктов десорбции

На рис. 3 представлены результаты ТДМС исследования поверхностей и приповерхностных слоев баков окислителя.

Из сравнения рис. 2 и 4 видно, что качественный состав загрязнителей для баков окислителя и горючего практически одинаков, за исключением присутствия в составе загрязнителей бака окислителя окислов азота ($m/z = 30$). Из рис. 3 видно, что основная часть органических загрязнений присутствует в слое до 10 мкм. Однако, в от-

личие от бака горючего, на глубине 30-40 мкм наблюдается максимум термодесорбции. Это свидетельствует о том, что значительная часть коррозионного поражения достигла этой глубины.

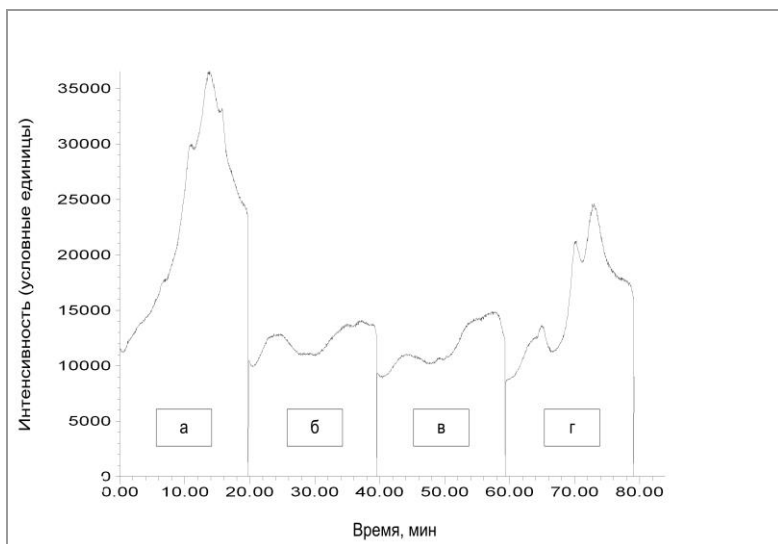


Рис. 3. Термодесорбционные кривые, записанные по полному ионному току для серии образцов, соскобленных с поверхности бака окислителя, отобранных с глубины: а – 0-10 мкм, б – 10-20 мкм, в – 20-30 мкм, г – 30-40 мкм

Для определения качественного и количественного состава органических загрязнителей, присутствующих на поверхности и в приповерхностных слоях баков, исследованы смывы органическими растворителями. На рис. 5 представлена хроматограмма по ПИТ ацетонового смыва с поверхности бака горючего. На хроматограмме присутствуют пики, соответствующие примесям в растворителе, фталатам и тяжелым углеводородам. Следов КРТ и продуктов их трансформации на хроматограмме не обнаружено. Присутствие в смыве тяжелых углеводородов может объясняться контактом материалов с различными смазками и смазочно-охлаждающими жидкостями на стадии производства. Для других исследованных образцов получены аналогичные результаты.

Полученные ХМС результаты находятся в хорошем соответствии с результатами ТДМС исследования: на поверхности присутствуют соединения, появление которых не может объясняться при-

сутствием КРТ. ТДМС исследования показали, что НДМГ хемосорбируется на поверхности КМ, образуя хемосорбированный НДМГ, а N_2O_4 – смесь солей азотистой кислоты.

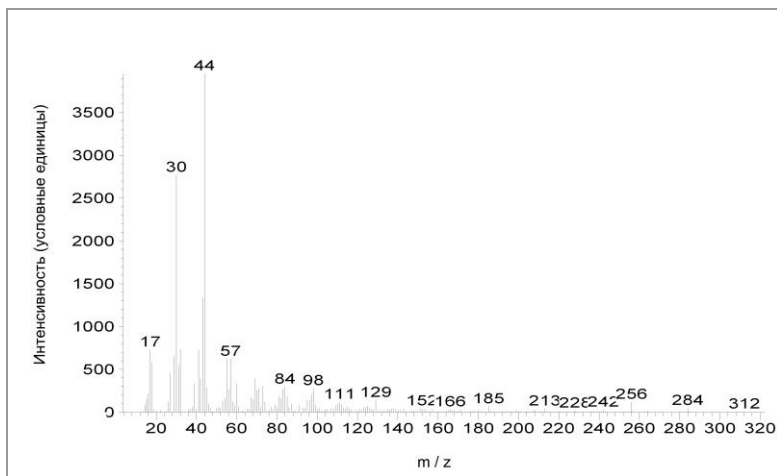


Рис. 4. Масс-спектр характерных продуктов десорбции

Исследования проводились на образцах вырезанных из баков «О» и «Г». Образцы были вырезаны после слива и обдува внутренних полостей баков азотом в целях удаления с них токсичных КРТ. Установлено, что продукты трансформации (диметиламин, нитрозодиметиламин, метилтриазол, тетраметилтетразен) на поверхности отсутствуют, но присутствуют органические загрязнители (рис. 5).

4. Рентгеноспектральный микроанализ образцов КМ. Рентгеноспектральным методом исследованы образцы КМ баков окислителя и горючего. На рис. 6 представлены изображения различных участков образца бака горючего. Видно, что поверхность поражена питтинговой коррозией. Количество питтингов на различных участках различно, однако размеры отличаются незначительно: большая часть по размерам не превышает 10 *мкм*, встречаются до 40 *мкм*. Глубина питтингов составляет 30-40 *мкм*. Питтинги расположены в виде цепочек, часто они сливаются друг с другом. Направление цепочек питтингов совпадает с направлением проката листов и границами зерен. Питтинги расположены вдоль дефектов: наклеп, границы зерен и т.п. мест.

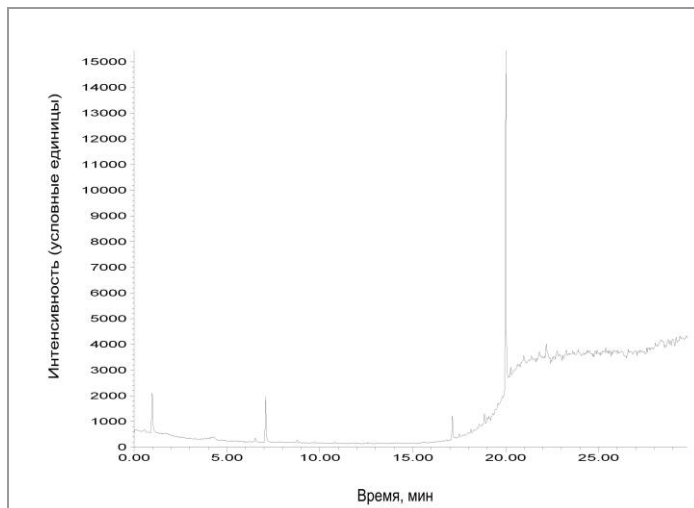


Рис. 5. Хроматограмма ацетонового смыва с поверхности образцов бака горючего изделия после слива: 1 мин, 7 мин – примеси из растворителя; 17 мин и 20 мин – фталаты; 19 мин и 22 мин – алканы

На рис. 7 представлены характеристические рентгеновские спектры участков поверхности бака горючего, изображенных на рис. 6. Видно, что элементный состав поверхности и приповерхностных слоев практически одинаков. Основные элементы – алюминий и магний. Их соотношение соответствует сплаву АМГ-6. Также в спектрах видны в незначительных количествах кислород и углерод. Присутствие кислорода объясняется наличием на поверхности окисного слоя, а присутствие углерода – органическими загрязнителями.

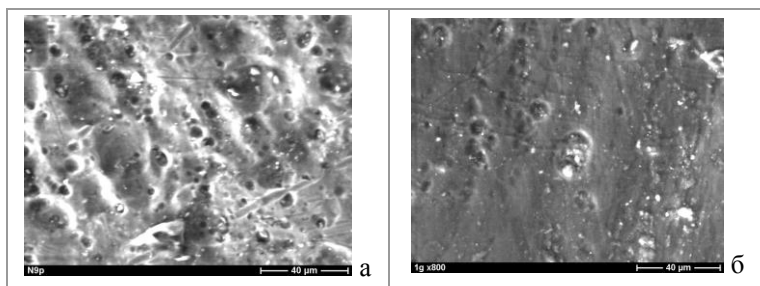


Рис. 6. Вид во вторичных электронах различных участков поверхности образца бака горючего, контактировавшей с горючим

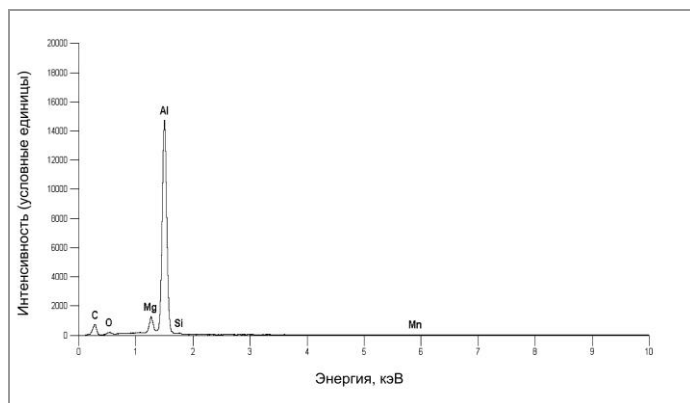


Рис. 7. Характеристические рентгеновские спектры различных участков поверхности бака горючего.

Аналогично исследованы образцы бака окислителя. На рис. 8 представлен вид во вторичных электронах поверхности бака окислителя, на рис. 9 – характеристический рентгеновский спектр. Из сравнения рис. 8 и 6 видно, что по характеру коррозионного поражения бак окислителя не отличается от бака горючего. На поверхности бака окислителя присутствуют питтинги размером до 40 мкм, элементный состав поверхности и приповерхностных слоев содержит алюминий и магний в соотношении, соответствующем сплаву АМГ-6, кислород и углерод. Глубина коррозионного поражения составляет 20-30 мкм.

Таким образом, на основании данных электронной микроскопии, можно утверждать, что поверхность КМ баков окислителя и горючего покрыта окисным слоем. Поверхность окисного слоя поражена питтинговой коррозией. Глубина коррозионного поражения 30-40 мкм. Питтинги, присутствующие на поверхности, открытого и закрытого типа. Окисный слой, присутствующий на поверхности баков «О» и «Г», надежно защищает КМ в процессе длительного хранения КРТ.

Вместе с тем, это не исключает в случае изменения условий эксплуатации (например, слива КРТ и повторной заправки баков), возможность развития коррозионного поражения. В связи с этим, на основании результатов исследования предложена технология слива КРТ с использованием азота особой чистоты с содержанием в нем кислорода не более 0,03% и точкой росы не более минус 55°С при 1 ата [3]. Это позволяет гарантировать отсутствие коррозионного по-

ражения баков при хранении МБР с остатками КРТ, а также после повторной заправки и использования в качестве РН.

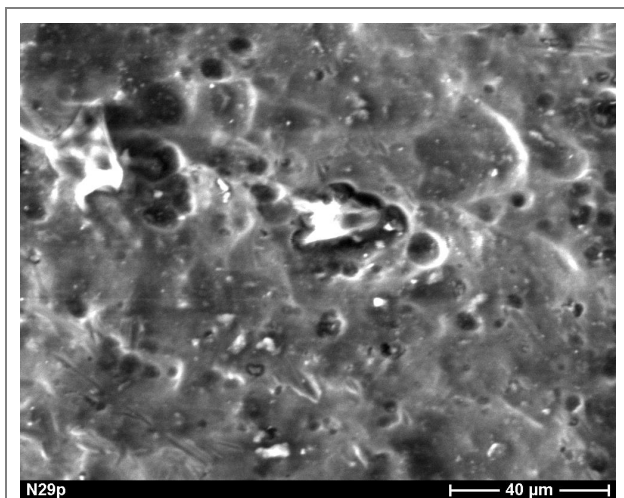


Рис. 8. Вид во вторичных электронах поверхности корпуса бака окислителя, контактировавшей с окислителем

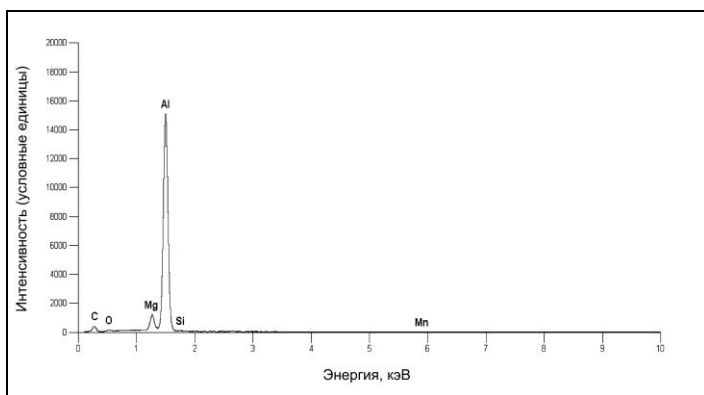


Рис. 9. Характеристический рентгеновский спектр поверхности

Предложенная технология апробирована при снятии с эксплуатации МБР А35.

5. Выводы. Применение физико-химических методов исследования поверхностей баков позволило провести углубленный анализ состояния КМ после длительной эксплуатации МБР в штатных

условиях после слива КРТ и хранения МБР в арсенале и получить научно-обоснованные рекомендации по прогнозированию состояния КМ для продления сроков эксплуатации МБР. На основании результатов исследований предложена методика слива КРТ, препятствующая развитию коррозионного поражения КМ баков после длительного хранения с остатками КРТ и последующего использования МБР в качестве РН.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Томашов Н.Д., Чернова Г.П. Теория коррозии и коррозионно-стойкие сплавы, М.: Металлургия. 1986, – 359 с.
2. Гулидов Г.Я., Реш Г.Ф., Курбаков А.А., Прохоров Н.С., Маннинен А.И., Элькин Л.Н., Буряк А.К., Ульянов А.В., Чирков А.М.. Методы прогнозирования коррозионной стойкости конструкционных материалов баков МБР при продлении сроков эксплуатации и хранения с остатками компонентов топлива. Сборник трудов научных чтений, посвященных памяти Б.В. Гидаспова, Санкт-Петербург, 2008 г. С. 92-98.
3. Патент на изобретение № 2141434 «Способ опорожнения топливных гептильных баков». Приоритет от 20.08.98 г.

С.А. Короткий

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ДЕСАНТИРОВАНИЯ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ИЗ САМОЛЕТА-НОСИТЕЛЯ МЕТОДОМ ВИХРЕВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Численным моделированием определены параметры переходного режима десантирования ракеты из самолета-носителя. Учено влияние возмущений от вихревого следа за фюзеляжем самолета-носителя на динамику процесса.

1. Введение. В рамках развития новых поколений ракетно-космической техники актуально создание аэрокосмических систем с воздушным стартом из грузового отсека транспортного самолета-носителя [1]. При проектировании таких систем одной из важнейших задач является анализ переходных режимов в системе амортизации воздушного стартового комплекса в процессе десантирования [2]. Проведение экспериментальной отработки узлов амортизации сопряжено со значительным риском и требует больших затрат. Поэтому желательно иметь компьютерную модель для инженерного анализа конструкций и планирования экспериментов. При решении задачи о воздушном старте особое внимание необходимо уделять взаимодействию выдвигаемой в поток упругой конструкции с вихревым следом за самолетом-носителем.

Современные методы решения связанных задач аэроупругости рассмотрены в [3]. Они основаны на численном моделировании обтекания. При решении таких задач весьма актуально использование бессеточных вихревых методов с использованием упрощенных моделей среды [4 – 6]. Расчет эволюции поля завихренности позволяет сосредоточить вычислительные ресурсы в ограниченной пространственной области вихревого следа, где отличная от нуля завихренность позволяет получать приемлемые для инженерных расчетов нестационарные нагрузки при значительно меньших, по сравнению с сеточными методами, затратах машинного времени [7].

Целью работы является исследование процесса десантирования прототипа аэрокосмической системы из грузового отсека самолета-носителя методом вихревых элементов.

2. Постановка задачи. Поток несжимаемой среды с малой вязкостью и плотностью ρ_∞ движется с постоянной скоростью \vec{V}_∞ .

В потоке находится осесимметричное тело B (самолет-носитель). С ним связана неподвижная система координат (НСК) $OXYZ$, как показано на рис. 1. В момент времени $t_0 = 0$ из тела B начинает выдвигаться тело b (ракета-носитель) моделируемая цилиндром, длиной L и диаметром D с коническим окончанием. Рассматривается балочная модель упругого тела b , на которое со стороны потока действуют нестационарные аэродинамические нагрузки \vec{F}_{ad} , сила тяжести $m\vec{g}$, и силы реакции от упругого основания.

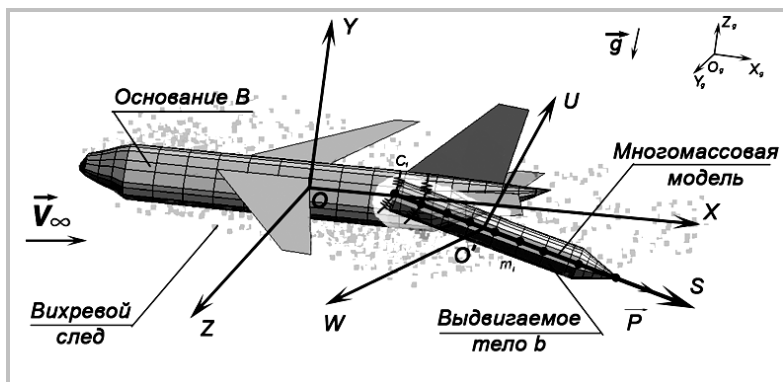


Рис. 1. Схема задачи

Тело b работает на изгиб как балка, имеющая постоянное по длине поперечное сечение с погонной массой ρ . Поверхность тела b изменяет свою форму при прогибах балки таким образом, что выполняется гипотеза плоских сечений (рис. 2).

Подвижная система координат (ПСК) $O'SUW$ связана с центром масс тела b . Ось тела b $O'S$ в начальный момент времени совпадает с осью OY . Жесткости балки при изгибе в плоскостях $O'SU$ и $O'SW$ одинаковы и равны EJ .

Рассматриваются поперечные прогибы $u(s,t)$ $w(s,t)$ упругой балки, возникающие в процессе выхода тела b из тела B , в двух плоскостях $O'SU$ и $O'SW$ соответственно.

Представление упругих свойств конструкции с помощью балочной схематизации подробно рассмотрено в [3,8]. Для расчета переходного режима производится построение дискретной модели.

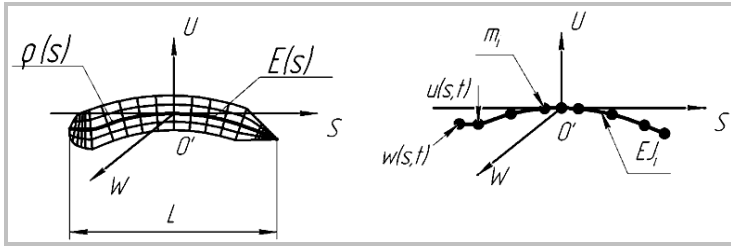


Рис. 2. Представление упругих свойств тела *b* с помощью балочной схематизации

Балка разбивается на q участков. Массы участков m_i сосредотачиваются в $N = q + 1$ узлах, имеющих координаты s_i . Жесткость системы обеспечивается набором балочных элементов с изгибной жесткостью EJ_{si} , последовательно соединяющих точечные массы (рис. 2). Записывается матрица масс системы. $[M] = \text{diag}(m_i)$, $i = 1..N$

В начальный момент времени тело b закреплено на упругом основании, жесткость которого $C_{осн}$ и коэффициент демпфирования $n_{осн}$. Упругое основание моделируется пружинами, жесткостью C_i с коэффициентом демпфирования n_i , $i = 1..N$ которые крепятся ко всем узлам упруго-массовой модели на идеальных шарнирах и работают на растяжение-сжатие вдоль осей OY и OZ . (рис. 1)

В момент времени t_c срабатывает пусковое устройство десантирования РН из СН. Воздействие пускового устройства на тело b моделируется внешней силой \vec{P} , приложенной к узлу с номером N упруго-массовой модели, направленной вдоль оси OX и действующей в течении времени t_f . При движении тела b точки крепления пружин свободно перемещаются вдоль оси OX (рис. 1). Обрыв связей упругого основания при десантировании моделируется изменением жесткости пружин по закону $c_i = C_i H(X_{л} - X_i)$, где $H(x)$ – функция Хевисайда, $X_{л}$ – заданная координата обрыва связей, X_i – текущая координата i -ой пружины в $OXYZ$.

После обрыва связи первого узла профиль движется под действием силы тяжести и нестационарных аэродинамических сил до момента окончания расчета $t = t_k$.

2. Вычисление аэродинамических сил. Поверхность объединенного тела $B \cup b$ аппроксимируется многогранником, составленным из N_p многоугольных панелей. Каждая j -ая n -угольная панель задана следующими параметрами: радиус-векторами в неподвижной системе координат для вершин \vec{r}_{jg} ($g = 1, \dots, n$); контрольной точкой \vec{k}_j в центре панели; внешней нормалью к панели в контрольной точке \vec{n}_j ; площадью панели σ_j . Построение многогранника производится с учетом выдвигания тела b и его упругой деформации. Изменение формы тела b при изгибе балки и расчет скорости движения обтекаемой поверхности в контрольных точках панелей \vec{V}_{Kj} производится на основе гипотезы плоских сечений по известным векторам прогибов узлов в соответствующих плоскостях $\{S_U\}$ и $\{S_W\}$.

Для вычисления нестационарных аэродинамических факторов каждому узлу s_i ставятся в соответствие N_i панелей на контуре профиля. По известному давлению среды $p(\vec{k}_g, t)$ вблизи этих панелей определяются аэродинамические нагрузки в узле:

$$\vec{F}_{adi} = - \sum_{g=1}^{N_i} \sigma_g p(\vec{k}_g, t) \vec{n}_g. \quad (1)$$

В рамках вихревого подхода рассматривается процесс эволюции пространственного распределения завихренности за телом B $\vec{\Omega}(\vec{r}, t) = rot[\vec{V}(\vec{r}, t)]$, где $\vec{V}(\vec{r}, t)$ – скорость среды в точке с радиус-вектором \vec{r} в неподвижной системе координат. При расчете взаимодействия тела с потоком используется подход Прандтля. Среда считается идеальной везде, кроме тонкого слоя вблизи тела, где эффекты вязкости учитываются как причина образования завихренности на всей обтекаемой поверхности.

Движение среды описывается уравнением неразрывности $div \vec{V} = 0$ и уравнением Гельмгольца $\frac{d\vec{\Omega}}{dt} = (\vec{\Omega} \cdot \nabla) \vec{V}$.

Граничные условия заданы на бесконечном удалении от обтекаемой поверхности $\lim_{r \rightarrow \infty} \vec{V}(\vec{r}, t) = \vec{V}_\infty = const$, $\lim_{r \rightarrow \infty} p(\vec{r}, t) = p_\infty = const$ и в контрольных точках панелей $[\vec{V}(\vec{k}_j, t) - \vec{V}_{Kj}] \vec{n}_j = 0$.

При дискретизации уравнений движения среды вихревой след аппроксимируется множеством из N_v симметричных вихревых следов [9]. Параметрами вихревого следа являются: радиус-вектор центра в неподвижной системе координат \vec{r}_0 ; направляющий вектор $\Delta\vec{r}$; интенсивность Γ . Поле скоростей описывается выражениями:

$$\vec{V}(\vec{r}_{0i}, t) = \vec{V}_\infty + \sum_{j=1}^{N_v} \vec{V}_j(\vec{r}_{0i}),$$

$$\vec{V}_j(\vec{r}_{0i}) = \frac{\Gamma_j}{4\pi} c \vec{a}, \quad c = 2 \cdot \left((\vec{\lambda}_1 - \vec{\lambda}_2) \cdot \Delta\vec{r}_j \right) |\vec{a}|^{-2}, \quad \vec{a} = 2(\vec{\eta}_0 \times \Delta\vec{r}_j),$$

$$\vec{\lambda}_1 = |\vec{\eta}_1|^{-1} \vec{\eta}_1, \quad \vec{\lambda}_2 = |\vec{\eta}_2|^{-1} \vec{\eta}_2, \quad \vec{\eta}_0 = \vec{r}_0 - \vec{r}_{0i}, \quad \vec{\eta}_1 = \vec{\eta}_0 + \Delta\vec{r}_j, \quad \vec{\eta}_2 = \vec{\eta}_0 - \Delta\vec{r}_j.$$

Чтобы исключить неограниченный рост скорости $\vec{V}_j(\vec{r}_{0i})$ при приближении к оси вихревого следа внутри цилиндра радиуса ε , индуцированная скорость убывает по линейному закону до нуля.

3. Динамика упругого тела. Положение ПСК относительно НСК задается вектором $\vec{R}_0 = \{X, Y, Z\}$ и матрицей направляющих косинусов [А]. Ориентация ПСК в пространстве определяется с помощью трех углов Эйлера $\{\psi(t), \vartheta(t), \gamma(t)\}$ (рис 3)

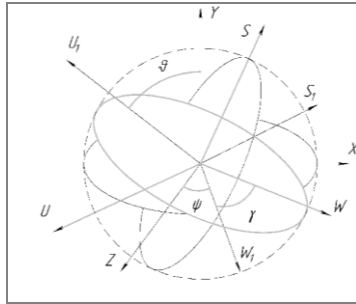


Рис. 3. Углы $\{\psi(t), \vartheta(t), \gamma(t)\}$

Переход от НСК к ПСК осуществляется параллельным переносом начала ПСК по вектору \vec{R}_0 и тремя последовательными некоммутирующими поворотами на углы Эйлера.

Движение начала отсчета ПСК в НСК определяется вектором скорости $\vec{U}_0 = \{U_x, U_y, U_z\}$ начала отсчета и вектором мгновенной угловой скорости вращения ПСК относительно полюса O' $\vec{\omega}_0 = \{\omega_x, \omega_y, \omega_z\}$.

В [3] показано, что если начало ПСК совпадает с центром масс деформируемого тела, и рассматривается режим движения аппарата с малыми угловыми скоростями, то пренебрегая дополнительными инерционными характеристиками, обусловленными малыми упругими перемещениями, для определения компонентов векторов \vec{U}_0 и $\vec{\omega}_0$ используются следующие соотношения:

$$M \left(\dot{\vec{U}}_0 + \vec{\omega} \times \vec{U}_0 \right) = [A] \sum_{i=1}^N \vec{F}_{a\omega i} + m_i \vec{g}$$

$$[J] \dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times [J] \vec{\omega} = [A] \sum_{i=1}^N \left(\vec{F}_{a\omega i} + m_i \vec{g} \right) \times \vec{r}_i$$

Для определения углов Эйлера и вектора \vec{R}_0 система дифференциальных уравнений движения тела дополняется кинематическими соотношениями.

Для исследования динамики колебаний свободной балки, используется метод разложения колебаний по собственным формам.

В результате решения задачи перемещение каждой точки упруго-массовой модели представляются в виде суммы деформаций от отдельных тонов колебаний. Упругие перемещения раскладываются в ряд по функциям собственных форм колебаний системы

$u_i = \sum_{j=1}^{Nq} f_{ji} \vec{q}_j$, $w_i = \sum_{j=1}^{Nq} f_{ji} \vec{q}_j$. В [3] показано, что для определения обобщенных координат \vec{q}_i необходимо решать уравнение малых колебаний вида:

$$M_n (\ddot{\vec{q}}_n + 2\kappa_n \omega_n \dot{\vec{q}}_n + \omega_n^2 \vec{q}_n) = F_n,$$

где ω_n – частота собственных колебаний системы, по форме n , κ_n – коэффициент демпфирования по форме n , F_n – обобщенная по форме n , сила, M_n – обобщенная по форме n масса

Таким образом, для определения прогибов свободной упругой балки под воздействием внешних силовых факторов, необходимо знать ее собственные формы f_n и частоты собственных колебаний ω_n (паспорт системы).

Собственные формы и частоты упругой системы получают, сводя динамическую задачу к эквивалентной задаче статики используя принцип Даламбера [3]. Рассматривается равномерно-ускоренное движение, вызванное приложенной к балке системой силовых факторов. Вычисляется функция влияния для балки, на кото-

рую действует преобразованная система сил, так что вместо реакций опор в рассматриваемой задаче появляются силы инерции [10].

Колебания свободной трехмерной балки без учета кручения, можно представить как колебания двух двумерных балок, продольные оси которых совпадают, а плоскости изгиба – перпендикулярны.

Сила инерции, действующая на точечную массу m_i , складывается из двух составляющих: силы инерции поступательного перемещения и силы инерции вращения (рис. 4). Аналитическое значение силы инерции вычисляется с помощью зависимости

$$F_{Gij} = -m_j \left(\frac{1}{M} + \frac{s_i s_j}{J_w} \right) + \delta_{ij}$$

где δ_{ij} – символ Кронекера. Нагрузив упруго-массовую модель силовыми факторами F_{Gij} , определяем прогибы системы, которые затем по строкам записываются в матрицу влияния.

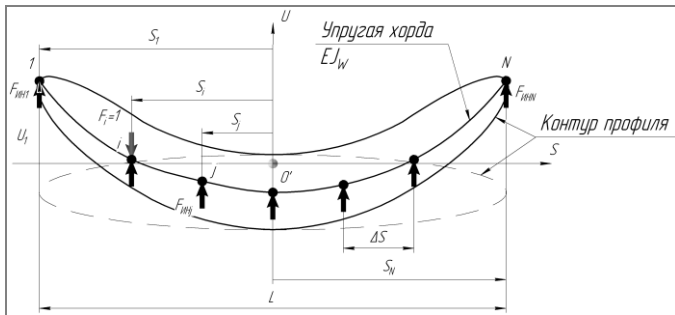


Рис. 4. Схема приведения динамической задачи к эквивалентной задаче статики, для определения собственных форм и частот

Ранг получившейся матрицы влияния $Rg[G]=N-2$, для определения собственных частот такой матрицы решается задача на обобщенную проблему собственных значений, а для определения форм, используется метод последовательных приближений.

Для тестирования правильности методики определения собственных форм и частот используется модель свободной балки, длиной $L_B = 1$ м и диаметром круглого сечения $D_B = 0,01$ м плотностью $\rho_B = 7800 \text{ кг/м}^3$, модулем жесткости $E = 2 \cdot 10^{11}$. Определялись собственные частоты и формы упругой балки, также производилось сравнение с аналитическим решением.

Производится сравнение результатов полученных авторским программным комплексом MDVDD3DK, коммерческими пакетами CosmosWorks 2008 и MSC.NASTRAN R5 с аналитическим решением задачи.

При определении собственных и частот свободной балки первые 6 тонов колебаний имеют нулевые значения, и соответствуют перемещению центра масс балки как жесткого тела. При тестировании методики определения собственных форм и частот эти частоты не рассматривались. (Таблица 1). Полученные формы колебаний нормировались единичным прогибом левого края. (Рис. 5).

В таблице 1 представлены квадраты собственных частот колебаний первых 6 тонов свободной упругой балки, полученные при расчете модельной задачи в программе MDVDD3DK (2) и в коммерческих пакетах CosmosWorks 2008 (3) и MSC.ADAMS (4) и погрешность, выраженная в процентах.

Таблица 1

№ тона	Аналитическое решение (1)	MDVD D3DK (2)	Cosmos Works 2008 (3)	MSC NASTR AN (4)	% (1) (2)	% (2) (3)	% (2) (4)
7	283,37	280,96	283,15	283,4	1%	1%	1%
8	781,12	769,97	780,15	780,83	1%	1%	1%
9	1531,30	1500,91	1528,3	1529,6	2%	2%	2%
10	2531,31	2467,05	2524	2526,1	3%	2%	2%
11	3787,76	3664,54	3766	3769,1	3%	3%	3%
12	5146,12	5089,22	5252,6	5256,8	3%	3%	3%

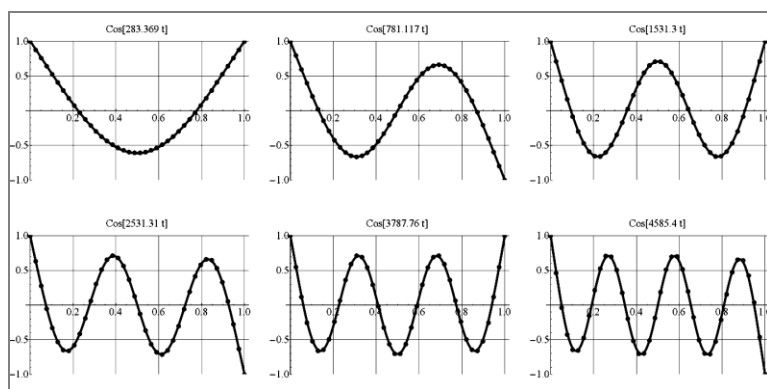


Рис. 5. Формы колебаний первых 6 тонов свободной упругой балки. Сплошная линия – аналитическое решение, точки – приближенное,

полученное в программном комплексе MDVDD3DK.

$t_{II} = 3$ с. Значения параметров расчетной схемы представлены в табл. 2. На компьютере с процессором Pentium IV, тактовой частотой 3,0 ГГц расчет 6 с (150 шагов) потребовал 8 часов счета. Время счета одного шага изменялось от менее 30 с на первых шагах до 10 мин на последнем шаге. Расчеты производились при помощи разработанной авторами программы MDVDD3DK.

4. Результаты моделирования. Ниже приведен пример решения модельной задачи $t_c = 0$ с, масс тела b в НСК. На рис. 7 приведены графики углов Эйлера в зависимости от времени. На рис. 6 показаны графики изменения положения центра

Параметры расчетной схемы

Таблица 2

<i>Параметр</i>	<i>Значение</i>	<i>Размерность</i>
Временной шаг интегрирования	0,04	с
Давление на бесконечности	34247,85	кг·м/с ²
Плотность среды	0,3	кг/м ³
Общая скорость	200	м/с
Скорость потока вдоль оси OX	195,6	м/с
Скорость потока вдоль оси OY	41,6	м/с
Масса ракеты	100 000	кг
Скорость выхода	30	м/с
Сила Вытягивания Ракеты	1000000	кг·м/с ²
Длина ракеты	35	м

Из рис. 6 видно, что центр масс тела b в момент времени $t = 3$ с смещается не только вдоль оси ординат НСК, но и вдоль оси аппликат.

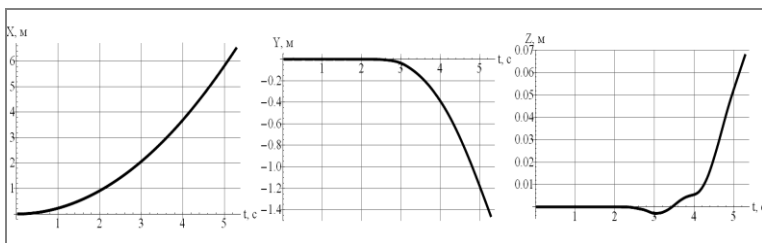


Рис. 6. Изменение координат центра масс тела b от времени.

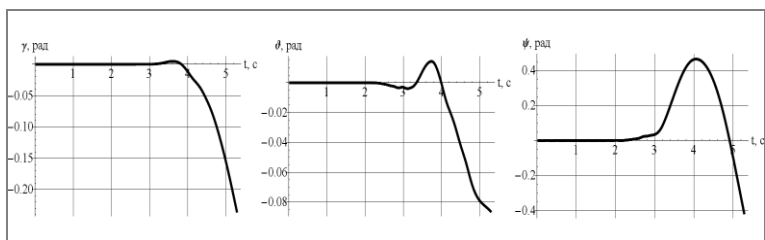


Рис. 7. Изменение углов Эйлера тела b от времени.

Из рис. 7 следует, что в тот же момент времени происходит поворот оси тела b на углы ψ, ϑ . Полученный результат качественно согласуется с результатами бросковых испытаний, описанных в [11]. При вытягивании РН из грузового люка парашютом было зафиксировано отклонение оси на 17° в плоскости рысканья. По мнению авторов работы, это возмущение вызвано воздействием несимметричного вихря, оторвавшегося от фюзеляжа самолета-носителя. Во время испытаний такое значительное отклонение пришлось компенсировать наклоном вектора тяги ракеты.

На рис. 8, 9, 10 показаны графики изменения прогибов в точках 1, 6, 11 тела b в ПСК в плоскостях $O'SU$ и $O'SW$ в зависимости от времени. На рис. 8 виден отклик упругой оси тела b на разрыв последних связей. Из рис. 8, 9, 10 видно, что в первом узле смещение по осям максимально и составляет 15 мм. На носовом узле с номером 11, переходной процесс проходит плавно, а минимальные прогибы наблюдаются в узлах близких к центру масс тела b .

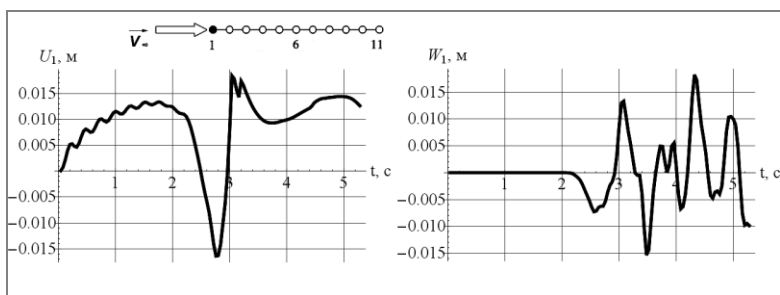


Рис. 8. Изменение прогиба в первой точке дискретной модели в ПСК

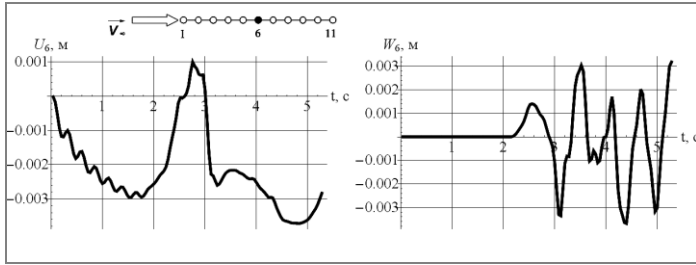


Рис. 9. Изменение прогиба в 6-ой точке дискретной модели в ПСК

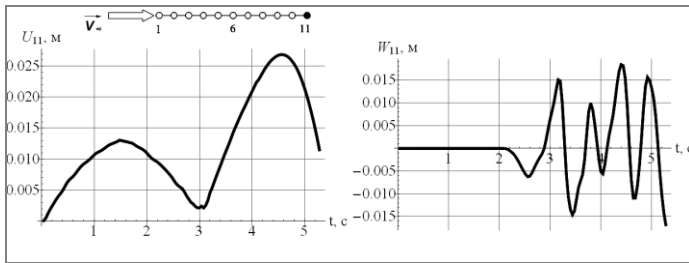


Рис. 10. Изменение прогиба в 11-ой точке дискретной модели в ПСК

5. Выводы. По результатам численных экспериментов определены параметры переходного режима десантирования ракеты из самолета-носителя с учетом влияния на динамику процесса возмущений от вихревого следа за фюзеляжем самолета-носителя.

Анализ параметров переходного режима позволяет сделать вывод о том, что ракета-носитель в процессе взаимодействия с вихревым следом может получать значительные возмущения в плоскости рысканья, что следует учитывать при проектировании систем с воздушным стартом.

Также следует отметить что использование метода вихревых элементов при решении связанной задачи аэроупругости позволяет эффективно определять нагрузки с минимальными затратами машинного времени.

Работа поддержана грантом РФФИ 09-08-00657-а

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Афанасьев И. «Воздушный старт»... по-американски // Новости космонавтики. – 2006, № 1. С 26 – 31. ISSN 1561-1078.

2. M. Sarigul-Klijn, N. Sarigul-Klijn A Study of Air Launch Methods for RLVs // AIAA 2001 – 4619. 2001. 16 p.
3. Горшков А.Г., Морозов В.И., Пономарев А.Т., Шклярчук Ф.Н. Аэрогидроупругость конструкций. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2000. – 592 с.
4. Трехмерное отрывное обтекание тел произвольной формы / Под ред. С.М. Белоцерковского. – М.:ЦАГИ, 2000. – 265с.
5. Morgenthal G. Aerodynamic Analysis of Structures Using High-resolution Vortex Particle Method. – Cambridge, 2002. – 185 p.
6. Андронов П.Р., Гувернюк С.В., Дынникова Г.Я. Вихревые методы расчета нестационарных гидродинамических нагрузок. – М.: МГУ, 2006. – 184С.
7. Марчевский И.К., Щеглов Г.А. Об одном подходе к расчету аэродинамических характеристик профиля в идеальной жидкости методом дискретных вихрей // Вісник Харківського національного університету. Серія «Математичне моделювання. Інформаційні технології. Автоматизовані системи управління», 2005. – №661. – С. 182 – 191.
8. Бисплингофф Р.Л., Эшли Х., Халфмэн Р.Л. Аэроупругость. – М.: ИЛ, 1958. – 799 с.
9. Марчевский И.К., Щеглов Г.А. Модель симметричного вортон-отрезка для численного моделирования пространственных течений идеальной несжимаемой среды // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Естественные науки». – 2008. – №4. – С.62-71
10. Короткий С.А., Щеглов Г.А. Прямое численное моделирование процесса разделения профилей в плоскопараллельном потоке // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Естественные науки». – 2008. – Специальный выпуск – С.41-51
11. M.Sarigul-Klijn, N. Sarigul-Klijn, G.Hudson, L.Hoider, D.Fritz, C.Webber, G.Liesman, D.Shell, M.P.Gionfriddo. Flight Testing of a Gravity Air Launch Method to Enable Responsive Space Access. // AIAA-2007-6146, 2007, 10 p.

А.С. Федюшкин, А.Н. Шляпников

РАСЧЁТНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ВЫТЕСНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ТОПЛИВНОГО БАКА

Определяются конструктивные параметры вытеснительной системы топливного бака двигательной установки численным моделированием процесса вытеснения. Исследовано влияние параметров мембран на их работоспособность.

1. Введение. Существенная нелинейность поведения мембранных конструкций топливных баков с вытеснительной мембранной системой подачи топлива, работающих весь жизненный цикл в зоне пластических деформаций – чрезвычайно сложная, трудоемкая и дорогостоящая проектная задача [1]. До недавнего времени она решалась исключительно путём экспериментальной отработки большой серии опытных образцов баков с различными параметрами мембран. Наличие специализированного программного обеспечения и квалифицированное его использование позволяет существенно сократить цикл проектирования, объем, сроки и стоимость стендовой отработки.

Основной задачей настоящей работы является расчетное определение (проектирование) начальных конструктивных параметров вытеснительной мембранной системы топливного бака, удовлетворяющего требуемым условиям эксплуатации.

2. Методика. Расчетное определение начальных конструктивных параметров вытеснительной мембранной системы топливного бака, осуществлялось моделированием процесса вытеснения с использованием программного комплекса MSC.MARC (лицензия №Е3437). Моделирование процесса вытеснения топлива мембраной – высоко нелинейная сложная и ресурсоёмкая задача. В расчёте необходимо учитывать геометрическую и физическую нелинейности.

Понятие «геометрическая нелинейность» включает в себя: 1. Изменение жёсткости всей системы в зависимости от характера деформирования. 2. Изменение жёсткости всей системы в зависимости от состояния перед нагружением. 3. Неоднозначность состояния устойчивости в процессе деформирования. 4. Система не возвраща-

ется в исходное состояние после снятия нагружения. 5. Нагружение имеет характер "следящей" нагрузки. 6. Однонаправленная жёсткость (контактирующие поверхности).

«Физическая нелинейность» включает в себя: 1. Нелинейная зависимость напряжений в зависимости от деформации. 2. Конечная величина напряжений. 3. Наличие остаточных деформаций после снятия нагружения. 4. Модель материала со свойством упрочнения.

Нелинейный расчёт представляет собой циклический поиск равновесных состояний системы по отношению к внешнему и внутреннему нагружению с учётом нелинейностей, при которых перемещения "идут" вдоль кривой наименьшего действия. Расчёт состоит из многочисленных итераций. Результат каждой – новая матрица жёсткости, новые векторы перемещений и внешних нагрузок.

В силу сложности итерационной схемы, многочисленных условий удовлетворения и неоднозначности решения добиться сходящегося решения не просто. Сходимость зависит от сетки разбиения, определяющей как форму элемента в исходном и деформированном состояниях, так и условия контакта. Так, например, в программном комплексе MSC.MARC может не быть сходимости равновесного решения в задаче контакта при совпадении узлов в разных контактирующих областях. Прогнозировать эту ситуацию крайне сложно и решается она подбором сетки разбиения, прерывая процесс вычисления, начиная его вновь. При этом невозможно продолжать решение, начиная с какой-либо точки счёта.

Наложение дополнительных условий по физической нелинейности также приводит к дополнительной проблеме сходимости решения, которое зависит не только от достаточности дискретизации сетки, но и от правильного подбора модели материала. Успешность вычислительного процесса может зависеть не только от сходимости решения. Даже если все условия удовлетворены и расчёт закончен с минимальным количеством итераций – нет гарантии достоверности результатов. Это может быть по причинам: 1. Недостаточная сетка разбиения. 2. Неверный шаг приращения.

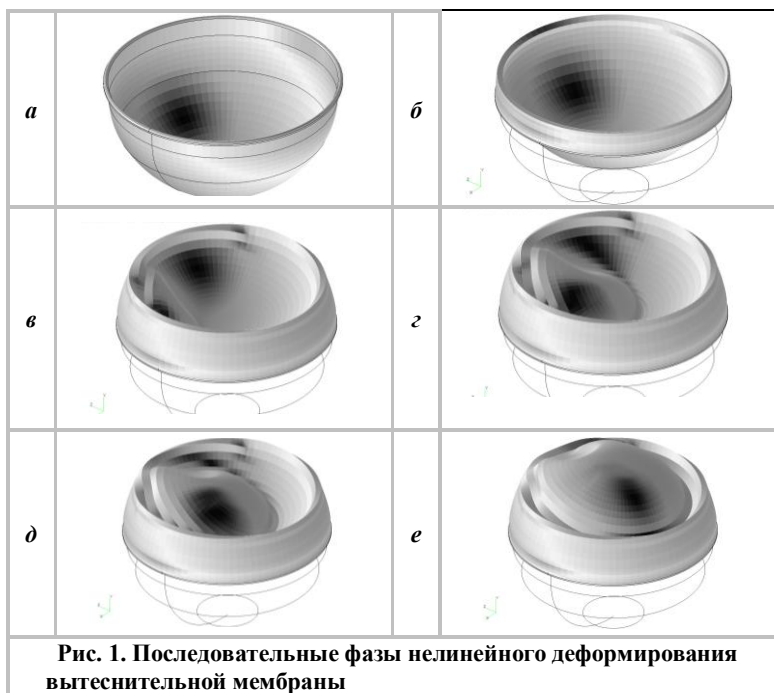
Кроме итерационной проблемы есть проблема потери зоны контакта, когда начинает происходить ускоренное изменение перемещений. Программа может "не заметить" приближение контактирующей зоны и узел может проскочить в недопустимую область. Неверность результатов решения здесь очевидна.

Все перечисленные проблемы имеют свои особенности, зависящие от типа решаемой задачи и от исследуемого объекта. Не су-

существует общих критериев и настроек решения. Каждая задача имеет свои этапы "настройки" и "налаживания" процесса счёта.

3. Эксперимент и моделирование. В обоснование принятых системных решений построения и отладки расчётной модели бака с вытеснительной мембраной выполнено моделирование процесса вытеснения топлива мембраной разработанного ранее топливного бака, по которому идентифицирована расчётная схема.

Многочисленными решениями подобраны параметры счёта, которые будут использованы при расчёте проектируемого бака. Конечному облику этого реального объекта предшествовали многочисленные трудоёмкие и дорогостоящие испытания с использованием до 40 опытных образцов с различными вариантами конструктивных параметров.



Сетки разбиения, параметры итерационного расчёта, по которому выполнялось моделирование процесса вытеснения топлива, подбирались для различных моделей упрочнения материала. На

рис.1 приводятся примеры результатов расчётного моделирования – показаны стадии деформирования мембраны (а, б, в, г, д, е).

4. Расчёт напряжённо-деформированного состояния мембраны топливного бака с резервуаром высокого давления для вытеснения. Схема бака представлена на рис. 2. Материал АД-1.

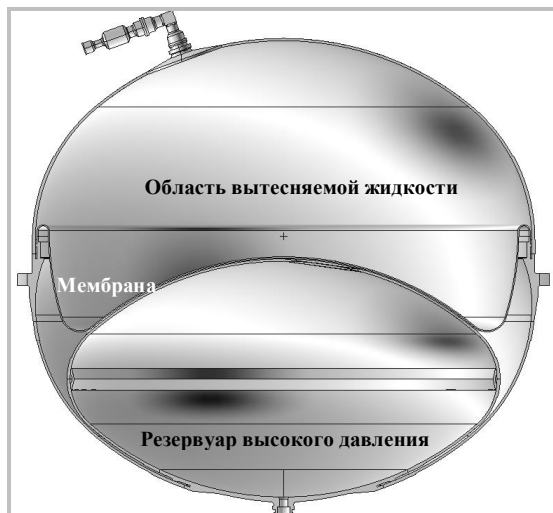


Рис. 2

Расчёт выполнялся путём поиска равновесных состояний мембраны и прикладываемого давления в зависимости от её движения. Стенки бака рассматривались как абсолютно жёсткие. Предварительные тестовые расчёты и опыт сторонних разработчиков показали, что мембрана должна иметь переменную толщину, которая должна увеличиваться к центру. В частности, тестовые расчёты по моделированию вытеснения топлива показали, что для мембраны с данным начальным профилем и с постоянной толщиной происходит потеря устойчивости с перекосом, из которого она без разрушения не в состоянии выйти. Причём, перекос мембраны появляется на начальной стадии движения.

На рис. 3 приведены графики изменения давления в зависимости от положения мембран. Фаза перемещения равная 1 соответствует состоянию, когда мембрана лежит на внутренней полости бака. В процессе движения мембрана испытывает слабые перекосы, из-

за чего возникают частые перепады давления, вызывая пластические деформации и разрушение.

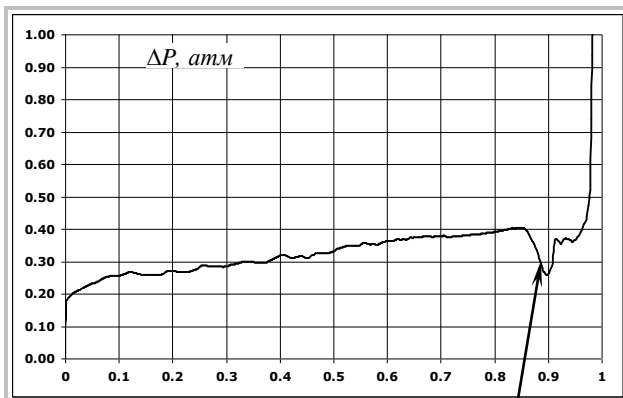


Рис. 3. Зависимость давления в баке от деформирования

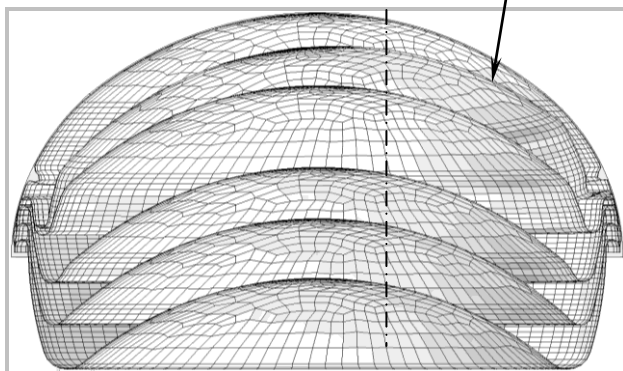


Рис. 4. Последовательные состояния деформирования

На рис. 3 и 4 показаны последовательные состояния (фазы) движения мембраны и соответствующая кривая изменения давления в баке для одного из расчетных вариантов. Потеря устойчивости происходит только один раз в форме перекоса. Перепад давления перед потерей устойчивости достигает своего максимального значения 0,4 атм. Мембрана укладывается на внутреннюю поверхность с перепадом давления 0,5 атм. При этом образуется складка как след-

ствии остаточных деформаций. Мембрана не полностью ложится на внутреннюю стенку бака, из-за чего не всё топливо вытесняется. Была сделана попытка уменьшить размер складки введением кольцевого подкрепления в области её формирования. Результат оказался тем же. Можно предположить, что складка обусловлена остаточными деформациями растяжения срединного слоя, а не остаточными деформациями изгиба.

По результатам подбора параметров был выбран вариант для более детального анализа напряжённо-деформированного состояния мембраны. Подробная сетка разбиения представлена на рис. 5. Она имеет сгущение в зоне ожидаемых остаточных деформаций в виде складки. Именно в этом месте в процессе движения мембрана испытывает изгиб с минимальным радиусом.

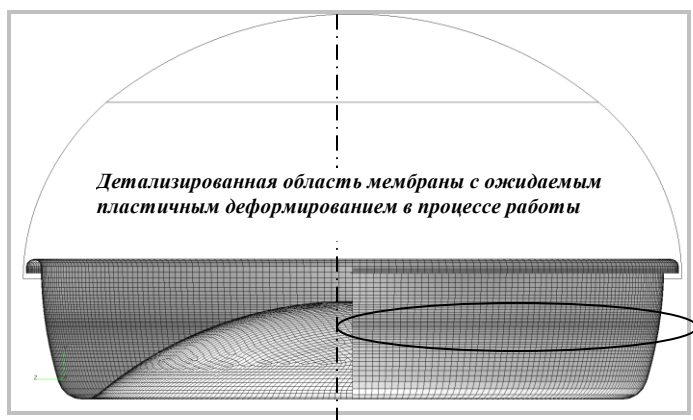


Рис. 5. Расчётная модель мембраны для определения напряжённо-деформированного состояния

Расчёт этой модели в постановке геометрической и физической нелинейности на платформе Athlon XP 2500+ с 1 CPU занял 95 часов и 1,2 GB физической памяти. Проанализировано 556 равновесных состояний мембраны в процессе своего движения. В качестве примера результата расчётов на рис. 6 представлены два этапа деформирования, а на рис. 7 – график эквивалентных напряжений, который показывает, что значительная область, примерно 2/3 высоты мембраны, подвержена пластическим деформациям. Максимальное напряжение возникает в конце процесса вытеснения и составляет $5,84 \cdot 10^7 \text{ Па}$, что соответствует запасу на разрушение 1,2.

Эти результаты позволяют сделать вывод, что из-за малого запаса на разрушение бак с данными типом мембраны и параметрами пригоден только для краткосрочного использования.

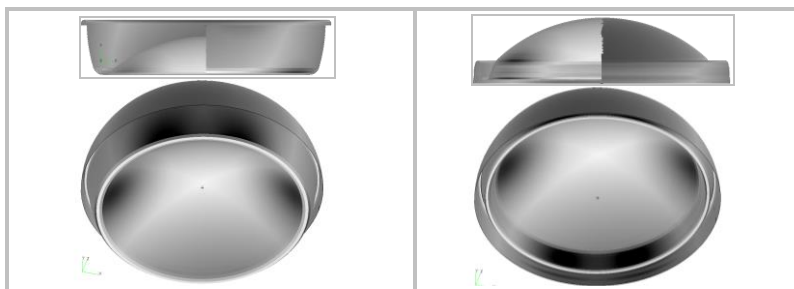


Рис. 6. Две фазы деформирования

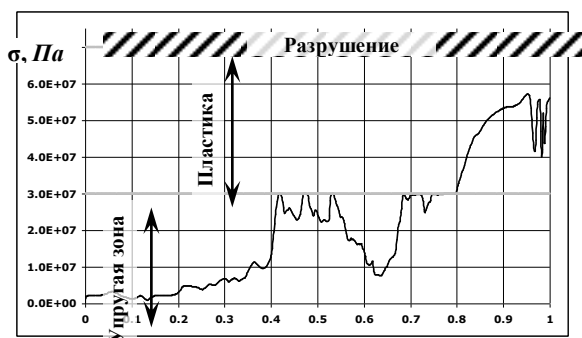


Рис. 7. Зависимость эквивалентных напряжений от фазы деформирования

5. Топливный бак с двойной мембраной. В целях уменьшения зоны максимальных пластических деформаций и их амплитудных значений рассматривался вариант топливного бака с двойной мембраной (рис. 8).

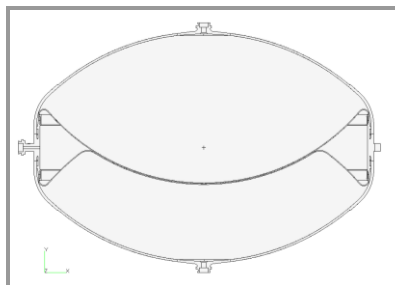


Рис. 8. Топливный бак с двойной мембраной

Расчёт выполнялся путём поиска равновесных состояний мембраны и прикладываемого давления в зависимости от её движения. Материал АД-1. Условия эксплуатации бака прежние. Как показали оценочные расчёты, в данной схеме возможно использование мембран постоянной толщины, что существенно упрощает их изготовление. Из условий прочности и беспрепятственного движения была принята толщина 1,2 мм. На рис. 10 приведён график, показывающий перепады давления на мембранах в зависимости от фазы их движения. Фаза равная 1 – соответствует состоянию, когда мембраны лежат на внутренней поверхности стенки бака. На рис. 9 приведена форма мембраны в процессе образования вмятины.

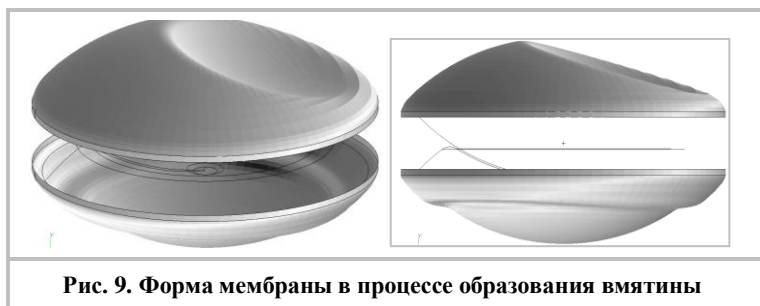


Рис. 9. Форма мембраны в процессе образования вмятины





Рис. 10. Зависимость перепада давления от положения мембраны

Расчёты показали, что мембрана в своём конечном состоянии не вытянута и достаточно плотно прилегает к стенкам бака. В данном варианте конструкции перепад давления на мембранах на протяжении почти всего процесса вытеснения составляет $\approx 0,14$ атм. Наблюдается всплеск перепада давления до $\approx 0,17$ атм в момент, когда начинает движение верхняя мембрана. Дальнейшее увеличение давления обусловлено процессом выворачивания верхней мембраны и выкладыванием по внутренней поверхности бака верхней и нижней мембран. Характерно то, что промежуточная стадия движения мембран происходит в виде перекоса. Мембраны продолжают движение одним боком, при этом противоположный бок двигается вспять. Такая форма потери устойчивости проявляется в графике на рис. 10 в виде первых двух "провалов". Первый "провал" соответствует нижней мембране, второй "провал" – верхней. Третий "провал" соответствует потере устойчивости, при которой на верхней мембране формируется вмятина (рис. 9).

Максимальное напряжение для верхней мембраны, которое возникает в конце процесса вытеснения, составляет $4,3 \cdot 10^7$ Па, которое соответствует запасу на разрушение 1,6. Максимальное напряжение для нижней мембраны в конце процесса вытеснения составляет $3,55 \cdot 10^7$ Па, которое соответствует запасу на разрушение 1,97.

Расчёт перепада давления при более детальной сетке разбиения даёт результат $\approx 0,13..0,14$ атм для основного этапа вытеснения. Примечательно то, что в детальной сетке разбиения верхняя мем-

брана начинает движение раньше нижней. При этом отсутствуют всплески перепадов давлений. Подход к моменту потери устойчивости мембран (их перекося) происходит гладко. В момент потери устойчивости (первая впадина – верхняя мембрана, вторая - нижняя) наблюдается падение перепада до $\approx 0,08$ атм. Мембраны выкладываются на внутренней поверхности бака ровно, без складок остаточных деформаций.

6. Выводы.

- По имеющимся данным экспериментальной отработки серии опытных образцов бака проведено численное моделирование топливного бака с мембранной вытеснительной системы существующей конструкции. Проведено расчётное проектирование. Достигнуто хорошее совпадение результатов расчета и эксперимента, что позволяет утверждать о пригодности методического аппарата для процесса расчетного проектирования бака с вытеснительной мембранной системой.

- В процессе расчетного проектирования рассмотрены 4 варианта конструктивного исполнения топливного бака с вытеснительной мембранной системой. Проведены численные параметрические исследования влияния конструктивных параметров мембран на их работоспособность.

- По результатам численного моделирования и на основании принятых критериев прочности и пластичности было показано, что наилучшими характеристиками обладает конструкция вытеснительной мембранной системы с двойной мембраной.

- Полученные расчетным путем результаты требуют обязательного экспериментального подтверждения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Залесов В.Н., Даев Н.Ф. Пластические деформации вытеснительных диафрагм. -М., Машиностроение, 1977, 72 с.

И.В. Петрова, Ю.Ю. Ширшов,
И.И. Лопухов

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ НАГРЕВАТЕЛЕЙ ИЗ УГЛЕРОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ

Разработана технология расчётно-экспериментальной отработки нагревателя стенда тепло-прочностных испытаний. По результатам отработки выбрана конструкция нагревателя, обеспечивающая требуемые технические параметры при минимальных уровнях эквивалентных напряжений в процессе эксплуатации.

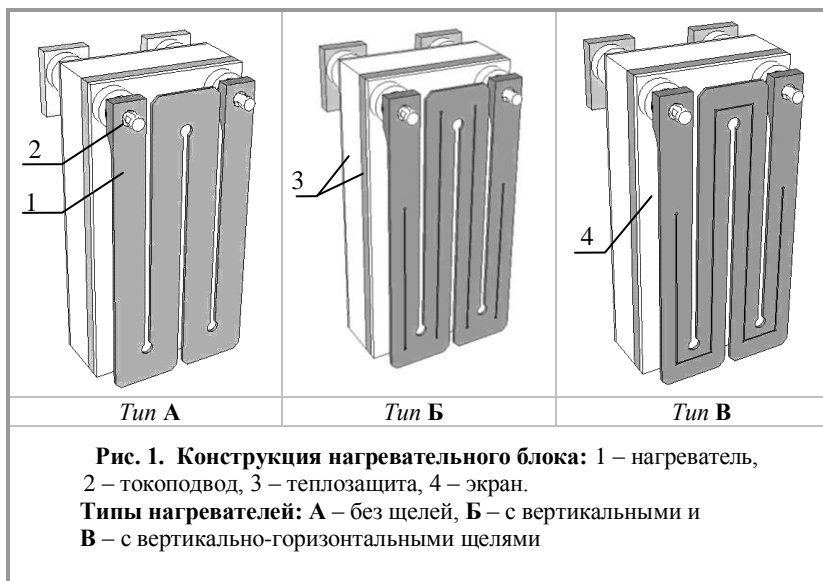
1. Введение. Для проведения тепло-прочностных испытаний конструкций ЛА необходимы специальные испытательные стенды, в которых помимо силовых нагрузок обеспечивался температурный режим, максимально приближенный к эксплуатационным условиям. А это, в свою очередь, требует разработки современных нагревательных устройств. Нагревательные устройства проектируют в соответствии с рядом технических требований. В их числе, прежде всего, такие как достижение заданного распределения температур с определённым градиентом в функции времени; высокая температуростойкость; работоспособность нагревателя и комплектующих при больших плотностях тока; низкая инерционность нагревателя и т.д.

В работе приведены результаты численного эксперимента по определению зависимости основных технических характеристик нагревательного блока от размеров и типа конструкции нагревателя и результаты экспериментальной отработки нагревательных панелей при выбранном режиме нагружения. Стенд для теплопрочностного испытания представляет собой собранную из блоков конструкцию, соответствующую испытываемому изделию [1]. Конструкция нагревательного блока представлена на рис.1.

Расчет проводился в конечно-элементном пакете ANSYS 9.0 в два этапа: - расчет теплового состояния нагревательного блока при прохождении по нему электрического тока заданного напряжения; - расчет напряженно-деформированного состояния нагревателя с учетом переменного во времени теплового поля. Для определения

характеристик нагревателя от его толщины и от конструктивных особенностей было проведено 3 серии расчетов.

Рассчитывалось тепловое и напряженно-деформированное состояние для каждого из трёх типов нагревателей и для разных толщин (5, 10 и 15 мм). Типы нагревателей представлены на рис. 1. Размеры нагревательного блока в расчетах заданы параметрически.



2. Расчёт теплового состояния нагревательного блока. Конечно-элементные модели нагревателей всех представленных выше типов выполнены в ПК ANSYS 9.0 [2]. Модели нагревателей типа Б и В выполнены путем удаления частей объёма и образования вертикальных (для нагревателя типа Б) и вертикально-горизонтальных (для нагревателя типа В) щелей. Это позволило существенно упростить процесс теплового и прочностного расчета для каждого типоразмера нагревательного блока. Теплофизические и механические свойства материалов, использованных в конструкции нагревательного блока, представлены в таблицах 1 и 2. Зависимость электрического напряжения от времени приведена на рис. 2. Напряжение для всех типов и размеров нагревателей одинаково, но ввиду различной толщины собственно графитового нагревателя плотность тока различна. Величина максимально возможной плотности тока ограничена 500 A/cm^2 . Начальная температура конструкции принята рав-

ной 300 К. Поверхности нагревателя, токоподводов и экрана участвуют в радиационном теплообмене между собой и с окружающей средой, температура которой принята равной 300 К. Степень черноты излучающих поверхностей принята равной 0.9.

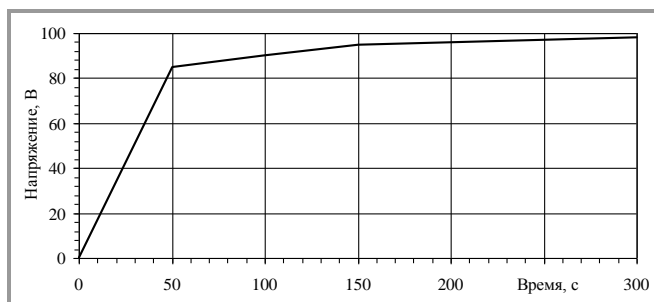


Рис. 2. Зависимость электрического напряжения на токоподводах от времени

Типичные результаты расчета теплового состояния нагревателей всех трех типов для данного нагружения представлены на рис. 3, 4. Из графиков температурных режимов в контрольных точках видно, что для нагревателей типов Б и В обеспечивается более равномерное тепловое поле по всей площади, участвующей в радиационном теплообмене. Однако, предпочтительнее нагреватель типа В. При выборе толщины нагревателя, необходимо учитывать ограничение по плотности тока. Общепринятая максимально допустимая плотность тока в графитовых нагревателях в настоящее время составляет $100\text{--}120 \text{ А/см}^2$. Расчеты показали, что нагреватели с большей толщиной обеспечивают более высокий уровень температуры при меньшей плотности тока, хотя они и более инерционны.

Расчетно-экспериментальная обработка нагревателей из углеродных материалов показала, что при соответствующей доработке конфигурации нагревателей возможны плотности тока, на порядок превышающие максимально допустимые значения без потери прочности и с высокими теплотворными характеристиками. При экспериментальной обработке нагревателя характер распределения тепловых полей и величины температур в контрольных точках с достаточной точностью совпали с расчетными параметрами.

Теплофизические характеристики материалов

Таблица 1

Материал	Плотность, кг/м ³	Теплопроводность, Вт/м·К		Теплоемкость, Дж/кг·К		Удельное сопротивление, Ом·мм ² /м		Коэффициент линейного тер- мического рас- ширения, 10 ⁻⁶ 1/К	
		T, K	λ	T, K	c	T, K	ρ	T, K	α
МГ-1	1650	-	85	293	710	293	14	-	4,5
				673	1510	673	11		
				1273	1930	1273	12,9		
				1773	2030	1773	14,1		
				2273	2160	2273	15,3		
				2773	2220	2773	16,5		
ГМЗ	1650		в аргоне	293	710	293	10,5	673	4,3
				1273	120	673	8,5	1073	4,9
				1773	35 – 58	1273	9,2	1273	5,1
				2273	23 – 46	1773	10,2	1473	5,25
				2773	23 – 46	2273	11,2	1773	5,52
				2773	23 – 26	2773	12,2	2273	5,85
				2773		2773		2773	6,07
Войлок углерод- ный	180	-	0,3	273	1930	-	-	-	-
				1273	1930				
				1773	2030				
				2273	2160				
				2773	2220				
Войлок каоли- новый	355	-	0,05	273	689	-	-	-	-
				473	764				
				1073	1016				
				1273	1100				
				1473	1184				
Медь	8900	-	390	-	400	0,0172	-	16,5	
Сталь	7900	-	20	-	570	-	-	11,7	
ВНС	2000 – 2200	-	7,77	-	1100	-	-	293 – 573	0,77
								293 – 2273	4,6

Механические характеристики графита

Таблица 2

Свойства	Марка графита	
	ГМЗ	МГ-1
Предел прочности при сжатии, МПа	27,4	34,3
Предел прочности при изгибе, МПа	9,8	11,7
Предел прочности при растяжении, МПа	5,5	6,2
Модуль упругости, Н/мм ²	5300	6800

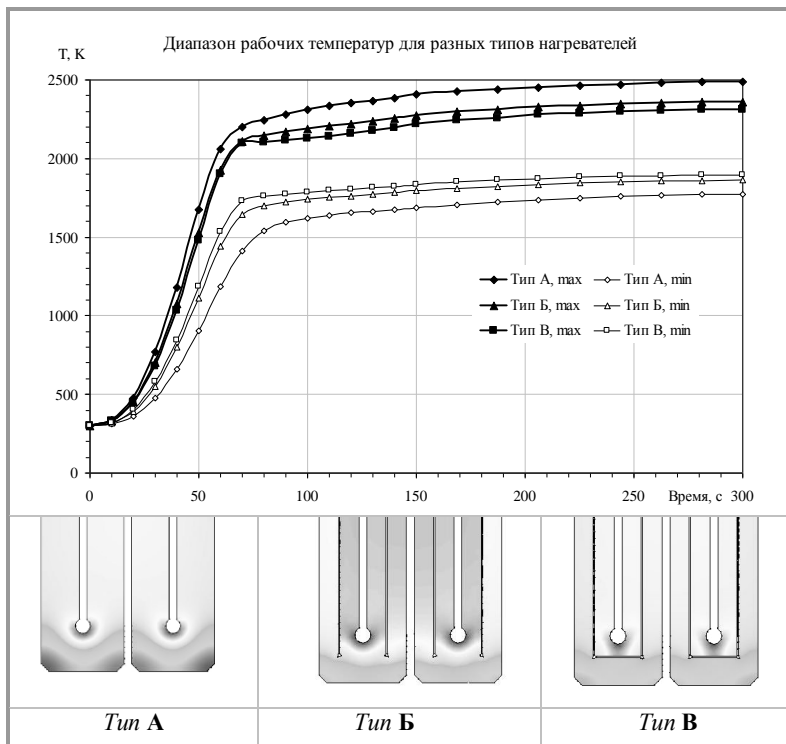


Рис. 3. Тепловое поле и диапазон температур в характерных точках нагревателей типов А, Б и В. Толщина нагревателя $\delta=10$ мм

3. Расчёт напряжённо-деформированного состояния. Как показали эксперименты, при больших значениях силы тока в нагревателях возникают значительные деформации, ведущие к разрушению нагревательных элементов. Зоны высоких напряжений, превышающих предел прочности, локализуются в районе концентраторов напряжений. На рис. 5 приведены характерные примеры разрушения образцов нагревателей различных типов. Разрушение нагревателей типов А и Б произошло при воспроизведении заданного режима нагружения. Разрушение нагревателя типа В – при значительном превышении заданного режима нагружения.

Рассмотрим нагревательный элемент с точки зрения прочности. Конечно-элементная модель нагревателя для расчета напряженно-деформированного состояния соответствует модели, приня-

той в тепловом расчете. Из полной модели нагревательного блока выделен собственно нагреватель, который закрепляется по 3 степеням свободы в узлах, соответствующих сопряжению с поверхностями токоподводов (рис.1.). В итоге – решена сквозная задача теплопрочности с элементами тепловыделения в электрической цепи.

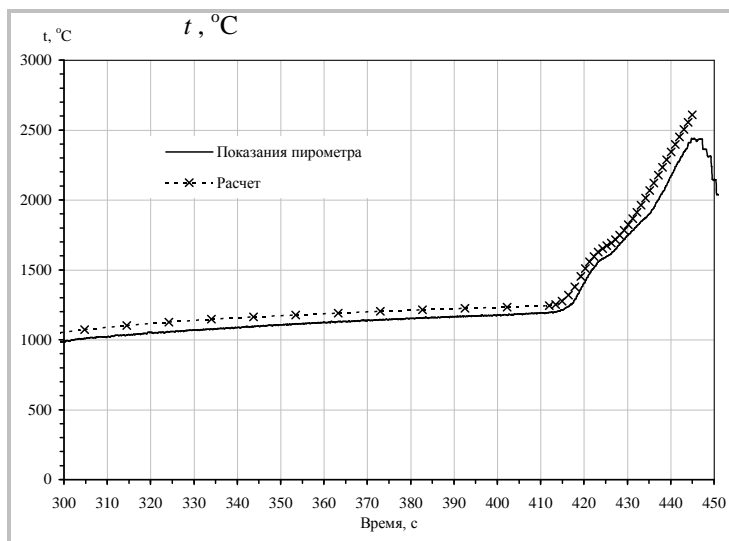


Рис. 4. Расчетно-экспериментальная обработка нагревателей.

В качестве нагрузки для определения НДС конструкции использовано переменное во времени температурное поле, полученное в результате теплового расчета. Механические свойства материала нагревателя приведены в таблице 2. Для каждого из типов и размеров нагревателей проведен расчет напряженно-деформированного состояния. Отмечены характерные изменения формы нагревателей всех типов. Показано, что ввиду большой плотности тока особенно важно соблюдение зазора между петлями нагревателя, так как уменьшение его до критических значений влечет возникновение тока короткого замыкания. Определены характерные поля эквивалентных напряжений и уровни максимальных эквивалентных напряжений для разных типов нагревателей. Расчеты показали, что влияние толщины нагревателя на уровень максимальных напряжений незначительно.

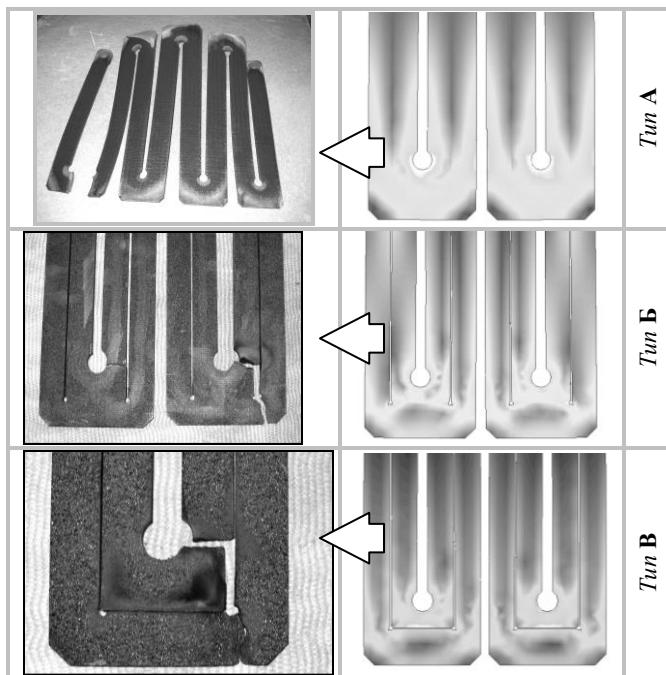


Рис. 5. Разрушение нагревателей типов А, Б и В.

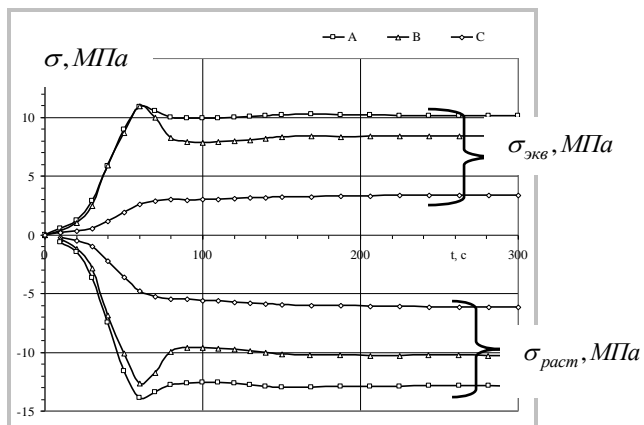


Рис. 6. Характерные НДС и максимальные напряжения для различных типов нагревателей.

4. Выводы. Разработана технология расчётно-экспериментальной отработки нагревателя стенда тепло-прочностных испытаний конструкций летательных аппаратов. По результатам отработки выбрана конструкция нагревателя, обеспечивающая требуемые технические параметры при минимальных уровнях эквивалентных напряжений при эксплуатации.

Выбор оптимальной толщины нагревателя необходим для обеспечения низкой инерционности нагревательного устройства. При этом уменьшение толщины нагревателя ведет к превышению максимально допустимой плотности тока и возникновению электрических дуг. К тому же, более тонкие нагреватели неудобны при монтаже ввиду хрупкости материала. Увеличение толщины нагревателя ведет к его большей инерционности и увеличению уровня рабочих температур. Для каждого режима испытаний необходимо решать проблему выбора толщины нагревателя конкретно.

Наличие в реальной испытываемой конструкции зон с различным темпом и уровнем нагрева поверхности диктует необходимость комплектации испытательного стенда нагревателями с различной толщиной, выбор которой можно произвести расчетным способом.

Применение в расчетах ПК ANSYS позволило существенно снизить затраты на экспериментальную отработку нагревателей и обосновать выбор материала и типоразмера нагревательного элемента для испытательного стенда.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гурвич О.С., Ляхин Ю.Л., Соболев С.Н. Высокотемпературные электропечи с графитовыми элементами. М., Энергия, 1974 с. 60.
2. www.ansys.com

С.О. Вязьмин, А.Г. Жогов, А.И. Потапенко,
Л.И. Денисович, А.П. Тихонов, Д.А. Жуков,
В.И. Крайнюков, В.В. Конюков, В.Е. Смирнов

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ РЕНТГЕНОЗАЩИТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

В работе предлагается экспериментально-расчетная методика определения рентгенозащитных характеристик композиционных материалов при больших кратностях ослабления.

1. Выбор источника рентгеновского излучения. Необходимо выбрать источник рентгеновского излучения (РИ), максимально обеспечивающий воспроизведение спектрально-энергетического распределения воздействующего РИ и минимизирующий трудоемкость пересчета результатов эксперимента на натурные условия.

В настоящее время для научных исследований широко используются различные рентгеновские аппараты [1...3]. Промышленностью выпускается несколько типов трубок, отличающихся материалом мишени (Cu, Re, Mo и др.) и верхним пределом ускоряющего напряжения (от 45 кВ до 160 кВ). От типа трубки и напряжения в значительной степени зависит спектральный состав излучения.

Пусть требуется воспроизвести спектр со средней энергией ≈ 60 кэВ. На рис.1 приведены расчетные значения спектра РИ от медной мишени для различных толщин мишени (ускоряющее напряжение 100 кВ). Для сравнения приведен и моделируемый спектр $S_{02}(E)$. Расчетные данные получены методом Монте-Карло по программе MCNP-4C.

Из представленных данных видно, что с увеличением толщины мишени происходит ужесточение спектра и его «сглаживание» за счет подавления мягкой части излучения внешними слоями мишени. Средняя энергия спектра $S_M(E)$ для толщины мишени 0,5 мм на расстоянии от мишени 40 см составляет $E_{cp}=61.6$ кэВ, что близко к средней энергии моделируемого спектра $S_{02}(E)$.

2. Выбор спектрометрической и дозиметрической аппаратуры. В настоящее время развиваются методы спектрометрических исследований с использованием сцинтилляционных и полупроводниковых детекторов. Перспективные детекторы на основе теллурида кадмия (CdTe) и дийодида ртути (HgI₂) позволяют измерять энергетические спектры характеристического рентгеновского излучения и

электронов в диапазоне энергий до нескольких $MэВ$, в то время как детекторы на основе кремния могут быть использованы для регистрации рентгеновского излучения с энергиями не более $50 кэВ$.

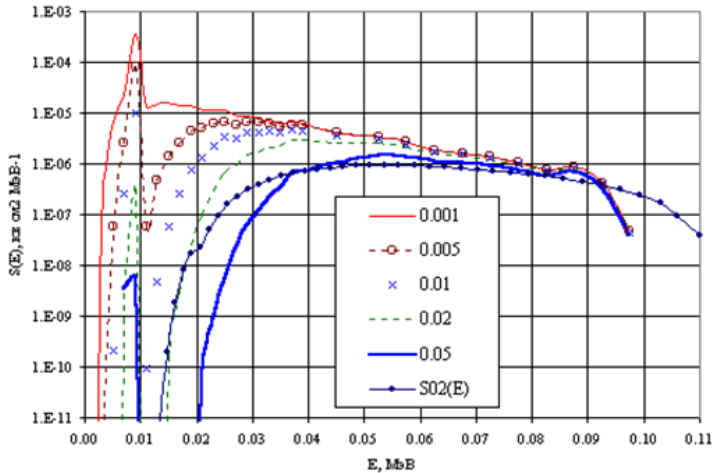


Рис. 1. Расчетные значения спектра РИ от медной мишени

На рис.2 приведены результаты расчета эффективности регистрации рентгеновского излучения кремниевыми рpn-диодами различной толщины (от $200 мкм$ до $680 мкм$) и при нескольких значениях толщины входного бериллиевого окна (от $0,3 мкм$ до $1 мкм$). Изменение энергии падающих рентгеновских фотонов при этом от $1 кэВ$ до $100 кэВ$. Из приведенных данных видно, эффективность регистрации фотонов с энергиями $100 кэВ$ лежит в пределах от 1 до 5% .

На рис.3 приведены результаты расчета эффективности регистрации рентгеновского и гамма-излучений теллурид-кадмиевым детектором толщиной $1 мм$ при двух значениях толщины входного бериллиевого окна ($4 мкм$ и $10 мкм$) при изменении энергии падающих фотонов в диапазоне от $1 кэВ$ до $1000 кэВ$. Как видно из приведенных данных, эффективность регистрации фотонов с энергиями $100 кэВ$ равна 60% . Следует иметь в виду, что при энергиях фотонов $100 кэВ$ и больше в полную вероятность взаимодействия фотона с веществом детектора начинает давать вклад комптоновское рассеяние. Для наглядности на рисунке приведены данные по полной эффективности регистрации фотонов (включая эффект фотопоглощения и комптоновское рассеяние) и только по фотопоглощению.

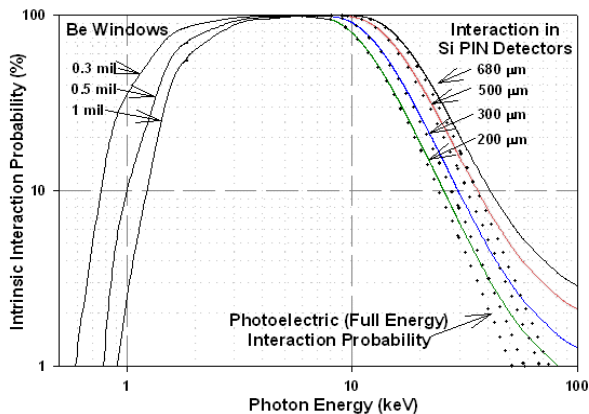


Рис. 2. Эффективность регистрации рентгеновских фотонов кремниевыми pin-диодами различной толщины

Энергетическая калибровка детектора производилась по квантам фиксированных энергий с использованием источников америций-241 и цезий-137. На рис. 4 представлен измеренный энергетический спектр рентгеновского и гамма-излучений из источника Am^{241} . Расстояние от источника до детектора составляло 5 см, время измерения равнялось 2 минутам. Положение пиков и соответствующие энергии гамма-квантов приведены в таблице 1.

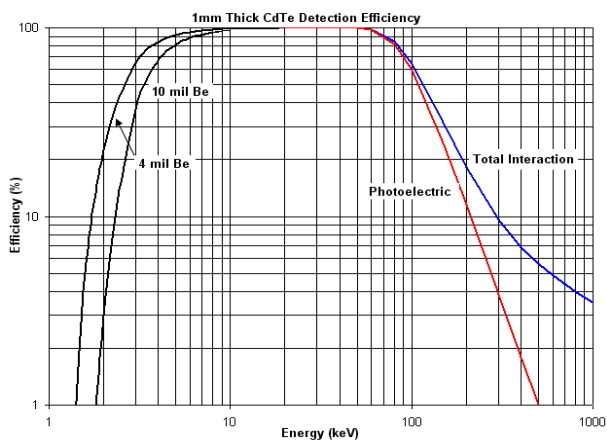


Рис. 3. Эффективность регистрации рентгеновского и гамма-излучений теллурид-кадмиевым детектором

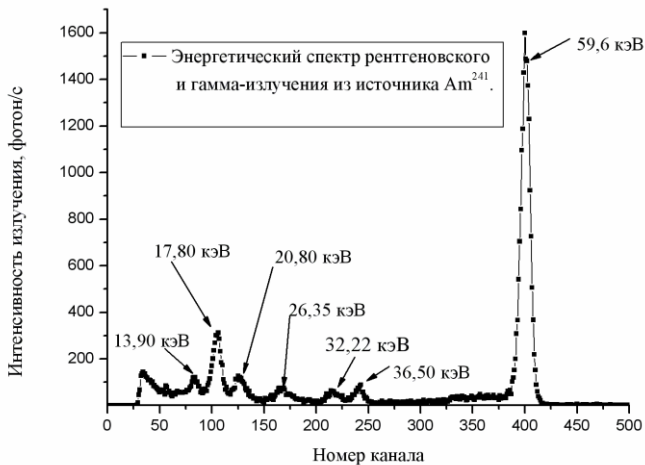


Рис. 4. Измеренный с помощью CdTe-детектора энергетический спектр гамма-излучения из источника Am241

Соответствие пиков в амплитудном распределении импульсов по энергиям регистрируемых фотонов

Таблица 1

Положение пика, N канала	Энергия гамма-кванта, кэВ	Примечание
400 ± 1	59,60 кэВ	Пик полного поглощения
240 ± 1	36,50 = 59,60 – 23,10	Пик вылета квантов К-серии атомов Cd с энергией 23,10 кэВ
217 ± 1	32,22 = 59,60 – 27,38	Пик вылета квантов К-серии атомов Te с энергией 27,38 кэВ
166 ± 1	26,35	Пик полного поглощения
124 ± 1	20,80	Пик полного поглощения
105 ± 1	17,80	Пик полного поглощения
87 ± 1	13,90	Пик полного поглощения

Энергетическая калибровка осуществлялась по всем шести пикам в энергетическом спектре от источника Am^{241} по формуле

$$E_{\gamma} = A + B \cdot N_{\text{канала}},$$

где E_γ – энергия регистрируемого фотона; $N_{\text{канала}}$ – соответствующий этой энергии номер канала в амплитудном спектре; А, В – подгонные параметры. Результаты калибровки представлены на рис. 5.

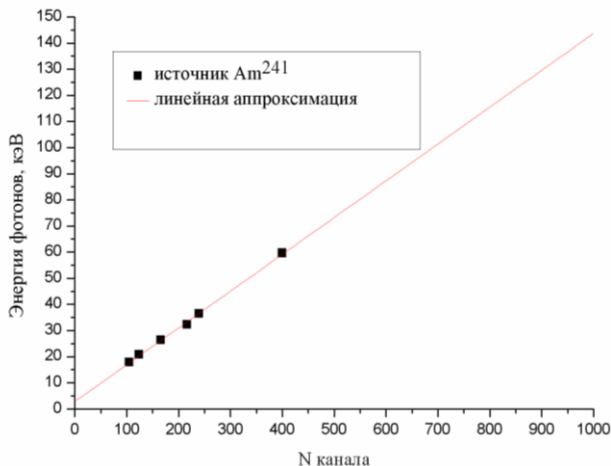


Рис. 5. Результаты энергетической калибровки детектора в области 5 – 150 кэВ по источнику Am^{241}

Аналогично проводится калибровка детектора в области 50 – 500 кэВ по источнику Cs^{137} . По результатам измерений энергетических спектров стандартных источников гамма- и рентгеновского излучений CdTe-детектором определялась чувствительность энергетической шкалы выходного АЦП, максимальный и минимальный диапазон регистрируемых энергий.

Для проведения интегральных измерений кратности ослабления по дозе предлагается использование термолюминесцентной системы индивидуального дозиметрического контроля фирмы BICRON с дозиметрами типа HARSHAW серии 8806. Дозиметр состоит из алюминиевого слайда с четырьмя элементами термолюминесцентных детекторов (ТЛД) LiF, корпуса из акрил-бутадиен-стиренового (АБС) пластика, включающего кадмиевый фильтр (Рис. 6). Два элемента ТЛД-600 и ТЛД-700, обогащенные изотопами Li^6 и Li^7 , соответственно, размещены под передней крышкой (слоями АБС – 70 мг/см^2 и кадмия – 395 мг/см^2 и два аналогичных детектора под слоем АБС – 300 мг/см^2). Дозиметры могут быть без передней крышки.

Размер алюминиевого слайда – $30 \times 42 \text{ мм}^2$. Размер элемента ТЛД – $3.2 \times 3.2 \text{ мм}^2$, толщина 0.38 мм . Расстояние между центрами элементов №1 и №2 (№3 и №4) – 15 мм , между центрами элементов №1... №4 (№2 и №3) – 26 мм . Все четыре элемента изначально имеют примерно одинаковую чувствительность к гамма-электронному излучению. В процессе калибровки системы для каждого ТЛД-элемента определяются индивидуальные коэффициенты коррекции, что обеспечивает разброс и воспроизводимость результатов не более $\pm 2 \%$. Диапазон измерения поглощенной дозы – от 10^{-4} до 20 Гр .

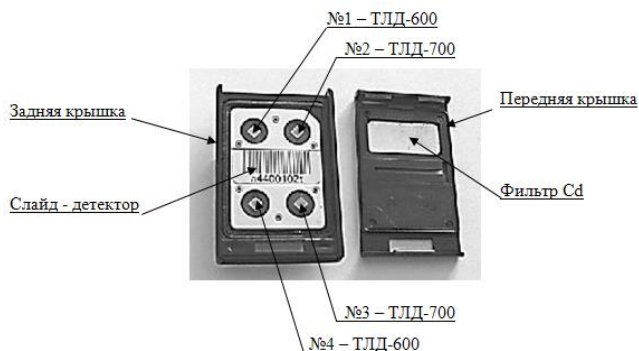


Рис. 6. Конструкция дозиметра 8806

В исследуемом энергетическом диапазоне кремний и LiF имеют схожий характер чувствительности (Рис. 7). Это позволяет (с несложной последующей корректировкой) использовать ТЛД-детекторы для предварительной оценки качества защитного материала для радиоэлектронной аппаратуры. Многократность использования детекторов обеспечивается восстановлением измерительных свойств детекторов, подвергавшихся облучению в разные периоды различными видами и уровнями излучений. Процедура восстановления заключается в отжиге всех детекторов, их облучении в облучателе BICRON (модель 2210, источник $^{90}\text{Sr}/^{90}\text{Y}$) и последующем 2-х кратном отжиге.

3. Выбор системы фильтрации излучения. Для трансформации спектра необходимо использование фильтров. В настоящей работе предложено использование двух фильтров из разнородных материалов. Дальнейшие результаты по выбору системы фильтрации

проводятся для случая использования первым дюралюминиевого фильтра толщиной 1 мм.

Дополнительный фильтр трансформирует спектр в зависимости от своего химического состава. Это вызвано различием в сечениях поглощения излучения химическими элементами. При отсутствии скачков поглощения в значимой (до 100 кэВ) области спектра (например, углерода, меди, циркония), количество квантов во всех частях спектра примерно равномерно уменьшается с ростом Z . Для материалов, имеющих в указанной области скачки поглощения (от лантана до свинца), закон поглощения будет иметь

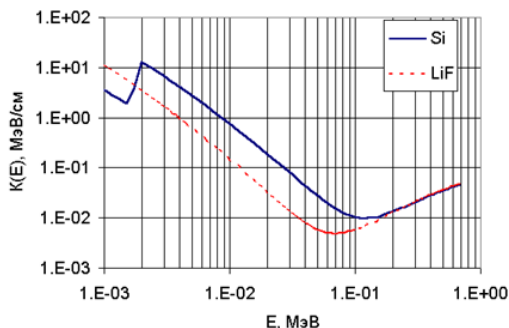


Рис. 7. Энергетическая зависимость кермы для кремния и LiF

более сложный характер. Например, для энергий ниже примерно 40 кэВ церий поглощает излучение так же, как медь, а в диапазоне 40...70 кэВ – сильнее вольфрама.

Из проведенного анализа видно, что количество квантов РИ во всех областях спектра можно варьировать в достаточно широком диапазоне путем подбора материалов.

Использование дополнительных фильтров приводит к ослаблению излучения. Для проверки возможности их использования с точки зрения применимости контрольной аппаратуры были выполнены расчеты коэффициентов ослабления. Для некоторых материалов функции ослабления излучения по спектру приведены на рисунке (Рис. 8). Расчет проводился по программе MCNP4c с регистрацией распределения частиц по спектру в фоновом режиме и в режиме ослабления пластинами равной массовой толщины, после чего строилось их отношение для каждого энергетического интервала. Ширина интервала принималась 1 кэВ.

При интегрировании функции ослабления по спектру с целью сокращения времени расчетов использованы аналитические оценки:

$$n_1 = \frac{\int S(E) \cdot k_{Si}(E) \cdot f_1(E) \cdot dE}{\int S(E) \cdot k_{Si}(E) \cdot f_1(E) \cdot dE}, \quad f_{1(2)} = e^{-\sigma_{\Sigma}^{1(2)}(E) \cdot m_{1(2)}},$$

где $S(E)$, $k_{Si}(E)$, $f_1(E)$, $f_2(E)$, $\sigma_{\Sigma}^Z(E)$, m – соответственно функция распределения частиц по спектру излучения; конверсионные коэффициенты для кремния; функции ослабления излучения первым фильтром и вторым фильтром; суммарный коэффициент поглощения; массовая толщина.

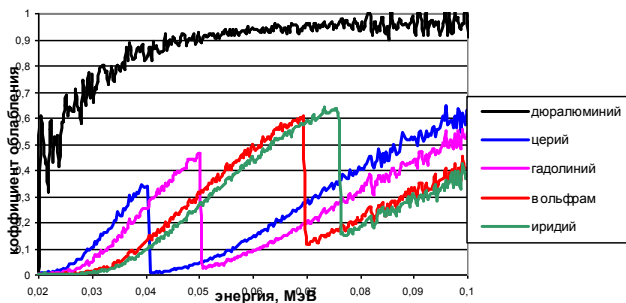


Рис. 8. Функции ослабления по спектру для различных мономатериалов

Рассчитанные функции ослабления при толщине дюралюминиевого фильтра равной 1 мм для ряда элементов приведены в таблице 2. Из полученных при численном моделировании результатов видно, что варьированием материала фильтра можно добиться удовлетворительного воспроизведения спектрально-энергетического состава РИ.

При проведении исследований ослабляющих свойств образцов должны быть обеспечены условия облучения, максимально приближенные к реальным, а именно, нормальное падение широкого мононаправленного пучка излучения спектра $S_{02}(E)$ на образцы. Создать истинно широкий мононаправленный пучок в лабораторных условиях не представляется возможным, однако излучение точечного источника в определенной пространственной зоне является достаточным приближением к излучению широкого мононаправленного пучка. Для определения характеристик такой зоны проведены расчеты пространственно-энергетического распределения излучения вдоль оси X, перпендикулярной оси распространения излучения Z на различных расстояниях от мишени.

На рис. 9...11 приведены расчетные значения спектра РИ от медной мишени толщиной 0.5 мм (ускоряющее напряжение 100 кВ, расстояние от мишени 40 см), распределение флюенса и средней энергия спектра от расстояния X (на рис.10 для сравнения приведена зависимость $1/R^2$).

Функции ослабления

Таблица 2

Массовые толщины $t, \text{г/см}^2$	C	O	Na	Al	Si	S
0.05	0.01116	0.0151	0.02589	0.03846	0.04812	0.06828
0.1	0.02231	0.03013	0.05132	0.07564	0.09409	0.132
0.2	0.04457	0.06	0.1009	0.1466	0.1806	0.2483
0.4	0.08897	0.119	0.1958	0.2777	0.3366	0.4315
0.6	0.1332	0.1772	0.2856	0.3971	0.4755	0.6197
0.8	0.1773	0.2345	0.3714	0.49	0.6018	0.7707
1.0	0.2212	0.291	0.4535	0.6106	0.7183	0.9076
1.5	0.3303	0.4294	0.631	0.8445	0.9792	1.21
2.0	0.4386	0.5641	0.8242	1.054	1.211	1.479
4.0	0.8639	1.057	1.449	1.773	2.003	2.394
8.0	1.685	2.002	2.512	2.982	3.329	3.91
10.0	2.085	2.439	3.001	3.535	3.932	4.59
15.0	3.059	3.486	4.161	4.834	5.34	6.158

Массовые толщины $t, \text{г/см}^2$	Fe	Cu	Sn	Gd	Pb	U
0.05	0.2284	0.2928	0.5871	0.5791	0.6807	0.8549
0.1	0.3905	0.5127	1.066	1.066	1.11	1.369
0.2	0.6906	0.8434	1.848	1.877	1.749	2.139
0.4	1.102	1.324	3.056	3.162	2.736	3.312
0.6	1.428	1.708	3.999	4.242	3.551	4.257
0.8	1.712	2.044	4.787	5.226	4.271	5.073
1.0	1.971	2.348	5.478	6.154	4.929	5.805
1.5	2.543	3.022	6.955	8.338	6.406	7.4
2.0	3.047	3.611	8.229	10.41	7.737	8.792
4.0	4.701	5.519	12.56	18.16	12.4	13.55
8.0	7.234	8.412	20.07	32.07	20.58	22.03
10.0	8.318	9.651	23.69	38.59	24.51	26.11
15.0	10.77	12.48	32.55	54.59	34.22	36.13

4. Выбор условий облучения. Из представленных данных видно, что при расстоянии от мишени 40 см условия «хорошей геометрии» реализуются в пятне радиусом 5 см. В этой области перепад флюенса не превышает 3 %, а минимальное значение косинуса угла падения излучения на преграду $\mu_{\text{мин}} = 0.9846$ (аналогичные характеристики для пятна радиусом 10 см – 10 %, $\mu_{\text{мин}} = 0.9412$).

Исходя из вышеизложенного, а также учитывая размеры детекторов, можно считать, что оптимальные размеры исследуемых образцов должны быть порядка 10×10 см. В этом случае, при одно-разовом облучении, за образцом можно разместить две слайд-карты дозиметра 8806 и получить коррелированную информацию по 8 пространственным точкам.

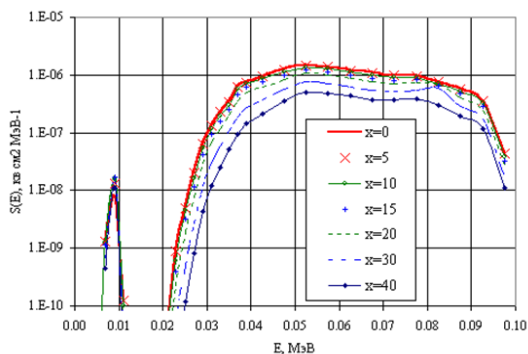


Рис. 9. Расчетные значения спектра от медной мишени толщиной 0.5 мм (ускоряющее напряжение 100 кВ, расстояние от мишени 40 см), для различных расстояний x

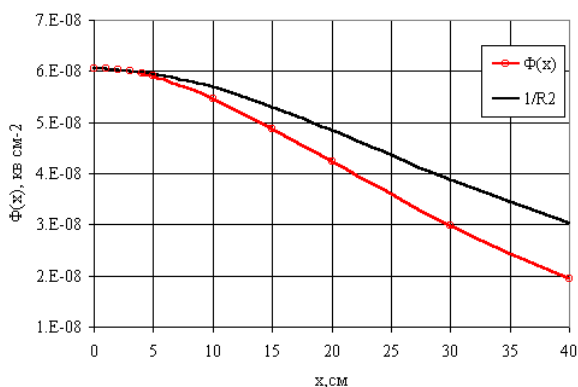


Рис. 10. Распределение флюенса и средней энергии спектра от расстояния

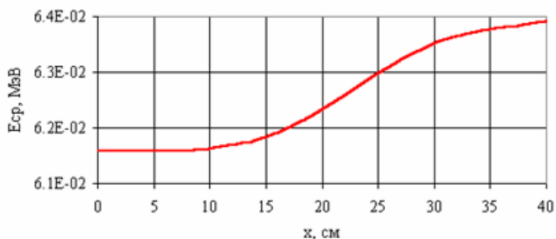


Рис. 11. Расчетные значения пространственного распределения средней энергии излучения

5. Результаты исследований. Результаты измерения спектров Сп1э и Сп2э, а также спектральные распределения моделируемых спектров S01, S02 и S03 приведены на рис. 12. Значения средней энергии спектров приведены в таблице 3.

Таблица 3

Спектр	Средняя энергия, кэВ
Заданный S01	31
Измеренный Сп1э	46
Заданный S02	59
Заданный S03	62
Измеренный Сп2э	60

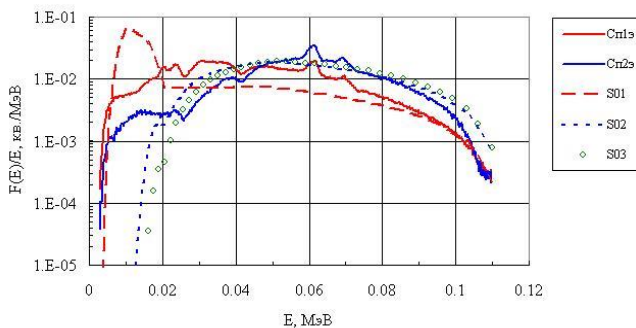


Рис. 12. Энергетическое распределение РИ для измеренных и моделируемых спектров

6. Выводы. Разработанная методика позволяет обеспечить удовлетворительное воспроизведение спектрального состава РИ. В результате проведенных измерений на серии композиционных материалов и пакетов получены кратности ослабления поглощенной дозы за образцами в диапазоне от 1,2 до 1800 раз. Измеренные зна-

чения соответствуют расчетным величинам, полученным по программе MCNP.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абрамов А.И., Казанский Ю.А., Матусевич Е.С.. Основы экспериментальных методов ядерной физики. Энергоатомиздат, М., 1985 г.
2. Вольдсет Р.. Прикладная спектрометрия рентгеновского излучения. АтомИздат., 1977 г.
3. Вяземский В.О., Ломоносов И.И., Писаревский А.Н. и др. Сцинтилляционный метод в радиометрии. Госатомиздат, М., 1961 г.

Л.И. Денисович, А.П. Тихонов,
А.И. Потапенко, Д.А. Жуков,
В.И. Крайнюков, В.В. Конюков,
В.Е. Смирнов

**ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЗАЩИТЫ БОРТОВОЙ
АППАРАТУРЫ ОТ ДЕЙСТВИЯ ИСТОЧНИКА СЖР-
ИЗЛУЧЕНИЯ ПО КРИТЕРИЮ «ЭФФЕКТИВНОСТЬ
– МАССОВЫЕ ЗАТРАТЫ»**

В работе рассматривается рациональное построение экранной защиты бортовой аппаратуры от высокоинтенсивных потоков сверхжесткого рентгеновского излучения. Она позволяет исключить возможность необратимых отказов в кремниевых структурах из-за термомеханических и ионизационных эффектов.

1. Введение. При проектировании изделий, работающих в условиях воздействия источников с усиленным выходом рентгеновского излучения (РИ), актуальна задача рационального построения экранной защиты бортовой аппаратуры. Выбор осуществляется по критерию «эффективность защиты – массовые затраты». Реализация такой защиты должна обеспечить требуемую стойкость изделия. Это можно осуществить за счёт снижения потока падающего рентгеновского излучения до значений ниже уровня, вызывающего катастрофические отказы в бортовой аппаратуре.

Отказы могут возникать как из-за термомеханических, так и ионизационных эффектов. Желательно, чтобы уровень ослабления падающего потока $K_{сжр}$ экранной защитой был таким, при котором поглощённая мощность дозы РИ в кремниевых структурах не превышала бы порога обратимых сбоев в полупроводниковых элементах. Однако реализация этого требования приводит к неприемлемому увеличению массовых затрат. Поэтому проблема отказов бортовой аппаратуры должна решаться комплексно. Разрабатывается как рациональной конструкции экрана, так и наилучшие алгоритмы функционирования защиты (АФЗ).

Реализация критерия «эффективность защиты – массовые затраты» может включать два этапа:

1. Построение структуры экранно-защитного покрытия рациональным подбором состава добавок «тяжёлых» элементов и массового их соотношения в рецептуре композитных материалов. При этом осуществляется согласование атомных скачков фотопоглощения со спектральной характеристикой максимального однократного воздействия квантового потока РИ.

2. Рациональное распределение массы покрытия по поверхности изделия в расчёте на максимальный уровень воздействия излучения. При этом учитывается неравномерность распределения РИ от случайно распределённых источников по углам их прихода к изделию. Учитывается также влияние конфигурации поверхности и компоновки аппаратуры в приборном отсеке.

Первый этап позволяет снизить удельную массовую толщину экранно-защитного покрытия. Реализация второго этапа позволяет уменьшить общие массовые затраты за счёт применения общего (базового) экранирования аппаратуры в сочетании с локальным усилением защиты от воздействий максимальных уровней СЖРИ.

Решение задачи предполагает два расчётных случая. Первый из них представляет изделие материальной точкой, движущейся по заданной траектории. Второй – рассматривает перемещение относительно вероятного пространственного положения источников не точки, а поверхности изделия. В первом случае оценки уровней РИ относятся к начальному этапу проектирования, когда ещё конфигурация и компоновка приборов изделия не определена, но имеются прогнозируемые пространственно временные характеристики излучений источников, определяемые моделью противодействия.

2. Методика исследования. Для оценки возможностей решения такой задачи в ФГУП ЦНИИМаш была разработана методика и сделаны примерные оценки вероятностного распределения уровней РИ по поверхности цилиндрической модели приборного отсека одного из изделий в полярных θ и азимутальных φ угловых координатах прихода воздействий РИ от множественных источников.

Построены объёмные и плоские распределения приведённого максимального однократного воздействия РИ. Показано, что уровень воздействия, соответствующий максимальному однократному импульсу РИ, наблюдается лишь для небольшой части ориентаций поверхности. В то время как большая часть испытывает средний уровень воздействия, существенно отличающийся от $K_{скр}^{\max}$. Подобные диаграммы помогают разместить в ПО приборов. В связанных координатах θ, φ построена функция углового распределения уров-

ней приходящих воздействий $U_{\text{РИ}}(\theta, \varphi)$, анализ которой позволяет считать, что поверхность приборного отсека обладает некоторой угловой избирательностью. По аналогии с направленными антеннами она может быть описана функцией $F(\theta, \varphi)$. Тогда угловое распределение уровней $U_{\text{РИ}}(\theta, \varphi)$, может быть в общем виде представлено выражением

$$U_{\text{РИ}}(\theta, \varphi) = U_{\text{РИ}}^{\text{max}} \times F(\theta, \varphi).$$

Вместо сложных вычислений $F(\theta, \varphi)$ для геометрии прохождения СЖРИ через толщину экранно-защитной структуры при падении РИ на цилиндрическую часть поверхности приборного отсека, допустимо сделать переход к зависимости

$$U_{\text{РИ}}(\alpha) = U_{\text{РИ}}^{\text{max}} \times F(\alpha) \quad (1)$$

при отсчёте угла α относительно нормали к поверхности. Поскольку угол α падения РИ является случайным, то случайной функцией будет так же $F(\alpha)$. Определить функцию распределения вероятности $\Phi(\alpha)$ случайной величины $F(\alpha)$ возможно, если определено выражение функции распределения вероятности углов α прихода воздействий в пределах телесного угла 2π .

На рис.1 представлена геометрическая модель для оценки вероятности углов прихода излучений к поверхности отсека от источников в телесном угле $0 \leq \Omega \leq 2\pi$. Условие падения воздействия в пределах элементарного телесного угла $d\Omega$, заданного отклонением от нормали на элементарный угол $0 \leq \alpha + d\alpha \leq \pi/2$, при $\varphi = 2\pi$ можно записать в виде [1] $d\Omega = 2\pi \sin \alpha d\alpha$. Искомое выражение функции углового распределения вероятности $\Phi(\alpha)$ прихода воздействий к поверхности изделия тогда получим в виде

$$\Phi(\alpha) = 1 - \cos \alpha, \quad \text{где } 0 \leq \alpha \leq \pi/2. \quad (2)$$

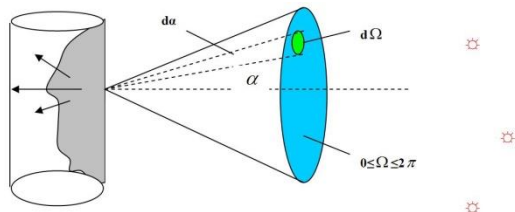


Рис. 1. Геометрическая модель прихода излучений

Очевидно, что падение РИ по нормали к поверхности изделия ($\alpha = 0$) будет событием крайне малой вероятности, т.к. это соответствует $\Phi(\alpha = 0) = 0$. Необходимо конкретизировать вид функции $\Phi(\alpha)$ в области углов $\alpha > 0$ с учётом зависимости $F(\alpha)$, т.е. определить

$$\Phi(x) = 1 - \cos \alpha(x), \text{ где } x = F(\alpha) = U_{\text{РИ}}(\alpha) / U_{\text{РИ}}^{\text{max}}. \quad (3)$$

В этом случае изменение уровней СЖРИ за экранной защитой будет зависеть только от случайных углов падения α , что поясняется геометрической моделью изменения уровней СЖРИ за экранной защитой в зависимости от случайного угла падения излучения α , представленной на рис. 2.

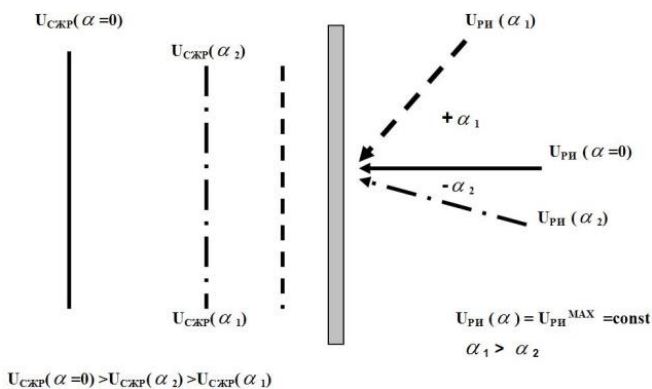


Рис. 2. Геометрическая модель изменения уровней СЖРИ

Необходимо решить вопрос о том, какое случайное значение уровня $U_{\text{СЖР}}(\alpha)$ составит наиболее вероятную среднюю величину потока СЖРИ, оказывающего воздействие на аппаратуру за экранной защитой при случайных изменениях угла падения α . Для этого достаточно учесть зависимость изменения коэффициента ослабления $K_{\text{СЖР}}$ от угла α . При этом искомую функцию $F(\alpha)$ можно будет выразить соотношением

$$F(\alpha) = K_{\text{СЖР}}(\alpha = 0) / K_{\text{СЖР}}(\alpha), \quad (4)$$

которое определяет угловую избирательность.

3. Анализ результатов. В таблице №1 приведены значения $F(\alpha)$ на основании расчётов $K_{\text{СЖР}}(\alpha)$ в диапазоне $\alpha = 0 \dots 60^\circ$, а также измеренных $K_{\text{СЖР}}(\alpha)$ при углах падения $\alpha = 0; 15^\circ; 30^\circ$ излучения со спектром 20...110 кэВ на образцы, у которых

$K_{СЖР}(\alpha = 0) \approx 120$. На рис. 3 приведены графики функций $F(\alpha)$ и $\Phi(x)$, соответствующие значениям из таблицы №1

Таблица №1.

Модельные образцы	$F(\alpha)$						
	0^0	5^0	10^0	15^0	30^0	45^0	60^0
Расчёт	1	0,98	0,95	0,87	0,58	0,24	0,03
Измерено 8/1	1	-	-	0,88	0,71	-	-
Измерено 8/2	1	-	-	0,88	0,71	-	-

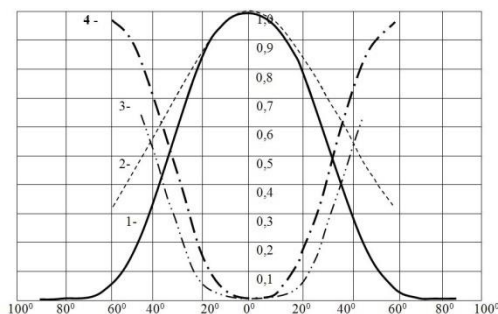


Рис. 3. Функции $F(\alpha)$ и $\Phi(x)$. 1 - $F(\alpha)$ и 4 - $\Phi(x)$ – расчёт; 2 - $F(\alpha)$ и 3 - $\Phi(x)$ - эксперимент

Анализ графиков $F(\alpha)$ и $\Phi(x)$ позволяет отметить следующее:

1. Зависимость $K_{СЖР}(\alpha)$ определяет уменьшение уровней воздействий на аппаратуру в ПО с ростом угла отклонения рентгеновского излучения от нормали к поверхности изделия.

2. По аналогии с направленными антеннами угловое изменение уровней воздействия может быть охарактеризовано коэффициентом направленного действия и оценено углом «раскрыва» $\alpha_{0,5}$ диаграммы направленности по уровню $0,5 F_{\max}$.

3. Угол «раскрыва» $\alpha_{0,5}$ зависит от жёсткости спектра, значения $K_{СЖР}(\alpha = 0)$, а также от материала полупроводниковых приборов (для ТЛД - датчика из материала LiF будет: расчёт $\alpha_{0,5} \sim \pm 30^0$, измерено $\alpha_{0,5} \sim \pm 40^0$).

В таблице №2 и на рис. 4 представлены зависимости $F(\alpha)$ и $\Phi(x)$ после пересчёта данных из таблицы №1 на поглощённую дозу в кремнии $D_p(\text{Si})$, применительно к структурам аппаратуры.

Изменения $F(\alpha)$ и $\Phi(x)$ после пересчёта отношения $K_{СЖР}(\alpha=0)/K_{СЖР}(\alpha)$ на поглощённую дозу $D_P(Si)$

Таблица 2

Модельные образцы	Угол падения α						
	0^0	5^0	10^0	15^0	30^0	45^0	60^0
$D_P(Si)$, рад	1880	1770	1670	1530	856	291	25,9
Расчёт $F(\alpha)$ для S_i	1	0,94	0,89	0,81	0,45	0,15	0,014
Расчёт $\Phi(x)$ для S_i	0	0,06	0,11	0,19	0,55	0,85	0,986

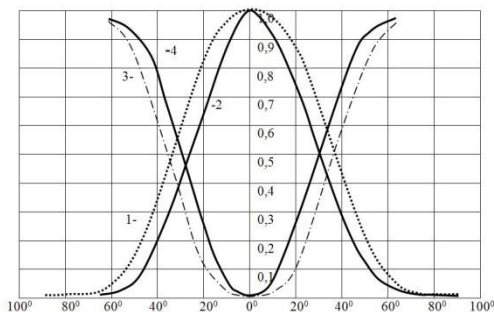


Рис. 4. Вид функций $F(\alpha)$ и $\Phi(x)$. 1 - $F(\alpha)$; 4 - $\Phi(x)$ – расчёт; 2 - $F(\alpha)$; 3 - $\Phi(x)$ -3) – эксперимент

Анализ полученных графиков $F(\alpha)$ и $\Phi(x)$ на рис. 4 позволяет отметить следующее:

1. Зависимость $F(\alpha)$, определённая по изменению поглощенной дозы СЖРИ в кремниевых структурах $D_P(Si)$ может быть оценена углом «раскрытия» диаграммы направленности $\alpha_{0,5} \sim \pm 25^0$;

2. В пределах угла $\pm 25^0$ с учётом реализации функции вероятности $\Phi(x)$ уровень поглощённой дозы в кремнии $D_P(Si)$ с вероятностью 50% не будет превышать среднего значения, определяемого среднестатистическим коэффициентом $K_{СЖР} \sim 2 \times K_{СЖР}(\alpha=0^0)$

4. Выводы. 1. Полученные результаты могут быть использованы для оценки скрытых конструкторских запасов, заложенных в целях обеспечения стойкости аппаратуры при реализации заявленной структуры МФП из расчёта величины $K_{СЖР}(\alpha=0)$.

2. Заявленный уровень $K_{СЖР}(\alpha=0)$ внутри приборного отсека будет достаточным для того, чтобы спектральная компонента СЖРИ не превысила порогового уровня. В результате этого будет

исключена опасность необратимых отказов в аппаратуре из-за ионизиционного и термомеханического действия излучения.

3. Срии воздействий от ближних и дальних источников, приходящих в условиях случайного наложения по времени с углами падения $\alpha > \pm 25^0$ и вероятностью $> 50\%$, будут ослаблены экранной защитой до уровней мощности поглощённой дозы. Частоту одиночных сбоев работы аппаратуры существенно уменьшит работа АФЗ, настроенная на заданный порог срабатывания.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Современная радиолокация. Перевод с английского под редакцией Ю.Б. Кобзарева. М: «Сов. Радио», 1969г., с. 14-36
2. Антенны и устройства СВЧ. Под редакцией Д.И. Воскресенского. М: «Сов. Радио», 1972г., с.87-112
3. Выгодский М.Я. Справочник по высшей математике. «Физматгиз», 1961г, с. 682-684
4. Левин Б.Р. Теория случайных процессов и её применение в радиотехнике. М: «Сов. радио», 1957г., с. 89-93

Ю.В. Мельников, В.А. Решетов

ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СТРУКТУРА УНИВЕРСАЛЬНОЙ МОДЕЛИ РАДИОКАНАЛА

Сформулированы функциональные требования для разработки универсальной модели радиоканала беспилотного ЛА, позволяющей обрабатывать различные режимы работы и условия применения. Определена модульная структура такой модели.

1. Введение. Одними из важнейших элементов системы управления беспилотного летательного аппарата (БПЛА) являются информационные каналы, используемые для приведения БПЛА в заданное положение. Каналы могут быть реализованы на различных физических принципах, это может быть: инерциальная навигационная система, спутниковая навигационная система, радиоканал, оптические каналы и т.д. Для отработки комплексного функционирования системы управления требуется разработать модели каналов.

Работа посвящена формированию функциональных требований для разработки универсальной модели радиоканала (РЛК) БПЛА, позволяющей с помощью настроек имитировать работу требуемых типов РЛК. Для реализации модели, позволяющей обрабатывать широкую номенклатуру режимов работы и различных условий применения, потребовалось провести глубокий анализ предметной области для выявления факторов, влияющих на работу радиоканала. Математическая модель должна позволять обрабатывать в различных условиях режимы работы РЛК в т.ч. моноимпульсное автосопровождение, обнаружение, получение высокодетальных изображений местности и т.д. Модель РЛК должна включать в себя блоки, отражающие функционирование прибора, и элементы, реализующие данные целевой и помеховой обстановки, сформированные с использованием излученного РЛК сигнала.

2. Структура модели РЛК. При построении универсальной модели РЛК в результате анализа было выбрано следующее разделение на блоки: 1) модель приемного канала с моделью собственных шумов; 2) модель обработки РЛ информации; 3) модель управления и формирования управляющих команд; 4) модель передающего тракта; 5) модель антенного устройства.

Для определения моделей, имитирующих целевую и помеховую обстановку (на основании данных, сформированных РЛК) по-

требовалось определить модель сигнала в эфире и этапы распространения, искажения, отражения и т.д. Сигнал в эфире описывается в каждый момент времени следующими параметрами: номиналом несущей частоты (в т.ч. с учетом отклонений и модуляции); фазой; мощностью; поляризацией волны.

Сигнал в эфире может: отражаться от подстилающей поверхности и от расположенных на ней природных и антропогенных объектов; искажаться и затухать в атмосфере с учетом различных погодных условий; зашумляться и подавляться, интерферируя в эфире с собственными переотражениями и излучениями от различных радиотехнических средств.

Необходимо выделить следующие составляющие модели формирования сигнала после взаимодействия с внешней обстановкой: модель среды; модель формирования отраженного сигнала; модель влияния помеховой обстановки; модель РЛ ФЦО.

В результате анализа полученных требований было решено, что наиболее гибкой для конфигурирования является модульная структура модели РЛК. Синтез модели проводился с учетом проанализированных требований, влияющих на работу радиоканала. Можно построить следующую структурную схему универсальной модели радиоканала (рис. 1). Каждая связь, показанная на рисунке (стрелки, указывающие направления потока данных), подразумевает возможность реализации потоков информации (вывод на экран, в файл и т.д. в полном или сокращенном виде в соответствии с текущими требованиями к модели или конкретному моделированию).

3. Требования к модели. По данным об ориентации антенной системы координат, о размерах сектора анализа (моделирования), о минимальной и максимальной принимаемой дальности хода луча модель РЛ ФЦО должна выполнять следующие операции [1, 2]. 1. Выдачу в модель формирования отраженного сигнала дальностей, пройденных лучом от антенного устройства и обратно с учетом отражения и переотражений от объектов сложной формы и земной поверхности. Информация о дальности дополняется информацией о суммарной интенсивности отражения (с учетом вклада каждого переотражения), суммарном значении нормальных скоростных составляющих элемента относительно направления прихода луча и поляризации сигнала. 2. Выдачу данных об источниках радиоизлучения или активных помехах, привязанных к общей временной оси или к времени начала излучения с указанием расстояния, т.е. информация дополняется направлением, рассчитанным относительно запрошенного сектора обзора, и характеристиками излучения.

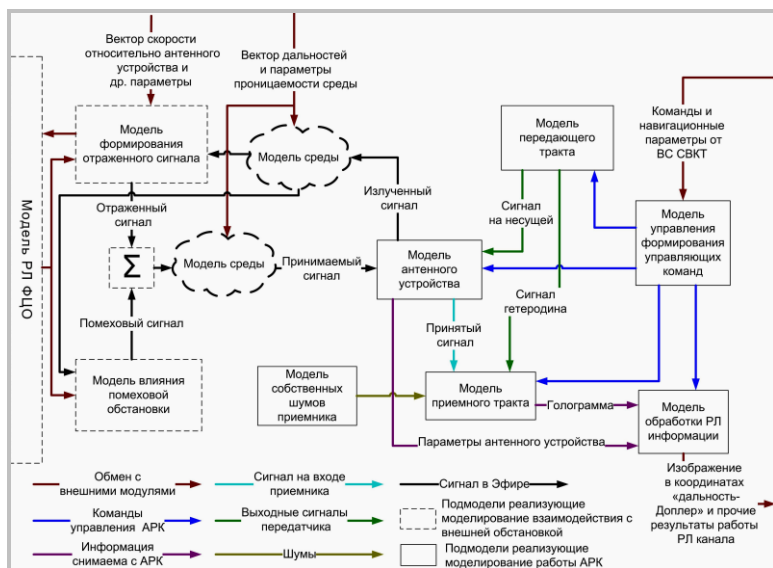


Рис. 1. Структурная схема модели универсального радиоканала

Примечание 1: под лучом понимается конус, в сечении которого вписан элемент ФЦО. На рис. 2 дан пример переотражения лучей от элементов ФЦО. Два отражения одного луча $L1$ и $L3$ попадают в приёмный тракт РЛК в разное время за счёт переотражения.

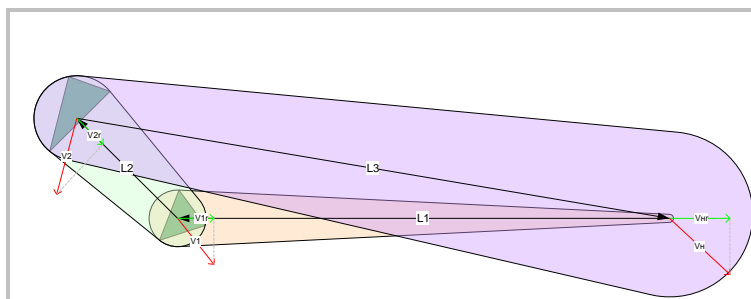


Рис. 2. Схема формирования луча при переотражении

Модель формирования отражённого сигнала должна реализовываться на основании полученной информации из модели ФЦО, параметров направления движения носителя, параметров излучаемого сигнала, прошедшего через среду и отраженного сигнала, привя-

занного к времени начала зондирования. В требования к модели влияния помеховой обстановки вошли следующие корректирующие воздействия: сигнал привязанный ко времени излучения, параметры источников радиоизлучения (активных помех), параметры движения носителя и, при необходимости, параметры излученного сигнала. После формирования отраженного и помехового сигнала должно проводиться их векторное сложение во времени и пространстве.

Модель среды должна реализовать: ослабление сигнала, как функцию от дистанции, несущей частоты, поляризации, с учетом прохождения сигнала через зоны с различными погодными условиями; искажения (временные, частотные, фазовые, амплитудные и т.д.), связанные с наложением дисперсных отражений от частиц среды; влияние плазменных образований вокруг носителя.

Примечание 2: 1. Затухание в среде в районе переотражения принимается однородным. 2. Природные образования (облака, грозовые явления, волны и т.д.), имеющие заметность, сравнимую с пассивными помехами, реализуются моделью ФЦО (типизация объектов выполняется при задании условий моделирования оператором).

Модель антенного устройства должна реализовывать: задание параметров распределения мощности излучаемого сигнала на основании формы ДН АУ на излучение; векторное сложение сигналов, принимаемых АУ, с учетом поляризации, с использованием формы ДН АУ на прием по суммарному и разностным каналам; имитацию работы устройства управления угловыми разворотами антенной системы.

Модель передающего тракта должна отражать модуляцию по фазе, частоте и амплитуде, исходя из характеристик принятого для моделирования передающего тракта при управлении от модели формирования команд. Модель передающего тракта передает информацию в модель антенного устройства и модель приемного канала. Модель приемного тракта усиливает сигнал и вносит искажения (шумы, гармоники собственных колебаний, нелинейности и т.д.), свойственные принятому для моделирования приемному тракту, осуществляет перенос частоты на частоту оцифровки с последующей выдачей ее в модель цифровой обработки сигнала.

Модель обработки РЛ информации: выполняет ряд цифровых операций по получению требуемой информации (синтезированного изображения в различных режимах (в т.ч. сжатие по дальности и азимуту), дальности и моноимпульсных углов, пеленги источников радиоизлучения и т.д.) по командам модели управляющих команд. Модель формирования управляющих команд реализует синхрониза-

цию, задание режима работы, выдачу параметров, необходимых для обеспечения заданных режимов работы и т.д.

4. Упрощённая модель. Описанная выше модель трудоемка в реализации и требует значительных аппаратных ресурсов. В связи с ограниченными ресурсами для реализации и сжатыми сроками разработки (в рамках реализуемых проектов) предлагается провести упрощение модели с перераспределением задач. При этом можно будет устранить некоторые дублирующиеся операции.

Значительное упрощение модели можно получить, если выполнить следующие условия: 1. Отказаться от моделирования сигнала на несущей частоте, заменив его моделированием на промежуточной или видеочастоте с учетом физических особенностей распространения и отражения сигнала (использование номинала несущей при расчете доплеровских частот). 2. Упростить реализацию модели ФЦО, за счет дискретизации и ограничения пространства, использования растровых изображений (изображений созданных в графическом редакторе, полученных при съемке с использованием САР) или использования доработанных методов формирования 3D ФЦО оптического диапазона. 3. Обеспечить выполнение привязки к единой временной оси относительно начала излучения и учета результатов работы блоков модели в других блоках (учет диаграммы направленности и затухания среды в модели формирования отраженного сигнала). 4. Обеспечить уменьшение объема передаваемых данных от блока к блоку (параметры излученного сигнала задаются векторами фазы, частоты, амплитуды; ослабление передается матрицей ослабления сигнала). 5. Обеспечить однократное выполнение действий при выполнении кратковременных операций. Оно должно быть увязано с физическим протеканием процессов (пренебрежение движением носителя за время зондирования при расчете матрицы затухания сигнала; пренебрежение движением носителя за время зондирования при расчете формы и направления ДН, однократный расчет затухания сигнала в среде при работе АРК в режиме синтезирования). 6. Отказаться от моделирования изменения поляризации сигнала, приняв ее фиксированной с учетом ее влияния при подготовке модели ФЦО.

В результате синтеза модели с учетом доступных ресурсов для реализации модели радиоканала, была сформирована модульная структура универсальной модели РЛК, приведенная на рис. 3.

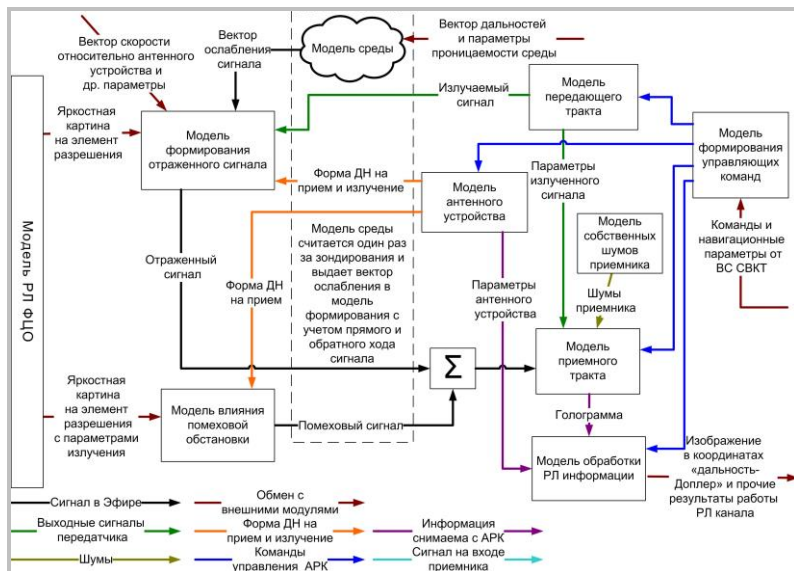


Рис. 3. Структурная схема модели универсального радиоканала, выбранная для реализации

5. Выводы. Модульное построение позволяет за счет конфигурирования моделей, охватить большой объем различных видов РЛК при учёте всех требуемых для отработки условий и режимов работы радиоканала. При этом модель приобретает свойство масштабируемости и широкие возможности по конфигурированию. Это позволяет говорить об универсальности модели радиоканала.

Разработанная универсальная модель радиоканала была принята к реализации и планируется к использованию для моделирования различных видов РЛК в рамках выполнения НИОКР, выполняемых НПОМ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Борзов А.Б., Соколов А.В., Сучков В.Б.. Методы цифрового моделирования радиолокационных характеристик сложных объектов на фоне природных и антропогенных образований. Электронный журнал "Журнал радиоэлектроники" №3, 2000
2. Борзов А.Б., Засовин Э.А., Соколов А.В., Сучков В.Б.. Цифровое моделирование полей рассеяния коротких радиоволн элементами сложных радиолокационных сцен. Электронный журнал "Журнал радиоэлектроники", № 12, 1999.

УДК 551.58

В.П. Пархоменко

ПРОБЛЕМЫ ИЗМЕНЕНИЯ И МОДЕЛИРОВАНИЯ КЛИМАТА

Анализируются результаты исследований изменения климата Земли, полученные в последние десятилетия. Обоснована актуальность проблем создания совершенных моделей климата. Обсуждаются результаты модельных расчетов глобальных изменений в XXI веке. Представлена модель климата Вычислительного Центра РАН [6], включающая атмосферный и океанский блок. Показано, что для более надежных предсказаний изменений климата необходим непрерывный мониторинг факторов, вызывающих их.

1. Введение. Климат является одним из основных природных ресурсов, влияющих на определяющие секторы экономики страны. Результаты научных исследований в области климата с возрастающей уверенностью свидетельствуют о том, что человеческая деятельность – важный климатообразующий фактор, и последствия антропогенного воздействия на климатическую систему в течение ближайших десятилетий могут быть катастрофическими. Крайне неблагоприятные социально-экономические последствия регионального и даже глобального характера могут быть вызваны и естественными климатическими вариациями. При этом относительно деталей таких изменений, особенно регионального масштаба, остается большая неопределенность.

Работы по математическому моделированию глобального климата и выявлению связей происходящих изменений климата с экономической деятельностью были начаты в конце 70-х годов по инициативе академика Н.Н. Моисеева. В течение последних десятилетий создавались различные модели, с помощью которых можно делать оценки изменения климата, обусловленные изменением со-

става атмосферы и других факторов. Это помогло пониманию механизмов предстоящих и прошлых изменений климата.

Вся климатическая система очень сложна. До сих пор не существует моделей, которые могли бы полностью описать совокупность естественных процессов переноса в атмосфере и у поверхности. Наиболее сложными климатическими моделями являются модели общей циркуляции атмосферы и океана. Нужны модели для описания эволюции морского льда и таких процессов, происходящих на поверхности суши, как образование и изменение снежного покрова, влагосодержания почвы и транспирации растительности.

2. Изменения климата. Научные основы для создания системы мер по ограничению негативного воздействия хозяйственной деятельности на природную среду и обеспечению условий для перехода к устойчивому развитию могут быть разработаны только при совместном изучении глобальных изменений природной среды и климата [1]. В последние годы благодаря разнообразным наблюдениям, увеличению баз данных и совершенствованию методов анализа достигнут значительный прогресс в понимании того, как климатическая система менялась во времени и пространстве.

Установлено, что антропогенный фактор превышает эффект колебаний солнечной активности, по крайней мере, в пять раз. Изменение средней глобальной температуры воздуха (рис. 1) составило $0,74^{\circ}\text{C}$ за прошедший век (1907–2006 гг.).

Поглощение более 80% дополнительного тепла из атмосферы вызывает термическое расширение воды в океане, которое наряду с таянием ледников приводит к повышению среднего уровня моря, составившему в течение XX в. 0,17 м (рис. 1). За период спутниковых наблюдений (с 1978 г.) значительно сократился ледяной покров океана в Северном полушарии. Увеличилась изменчивость и экстремальность климатических характеристик.

Палеоклиматические данные подтверждают необычность происходящих климатических изменений, по крайней мере, для последних 1300 лет. Результаты анализа ледовых кернов показывают, что концентрация основного парникового газа (диоксида углерода) в атмосфере в настоящее время намного выше, чем за предыдущие 650 тысяч лет. В 2005 году концентрация диоксида углерода достигла 379 ppm (количество частиц на миллион) против 280 ppm в доиндустриальный период. Её рост за 1995–2005 гг. составил $1,9\text{ ppm}$ в год. Современные глобальные концентрации других важных парниковых газов, метана и закиси азота, также существенно превысили значения за многие десятки тысяч лет.

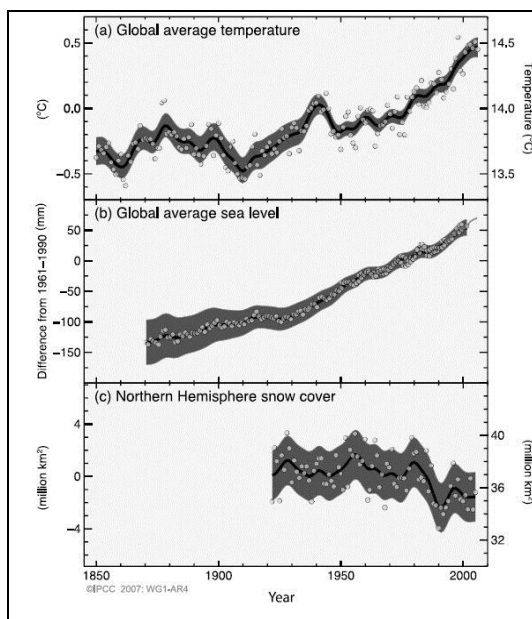


Рис.1. Изменение средней глобальной температуры (а), среднего уровня моря (б) и площади снежного покрова в северном полушарии (с) с 1850 г. по 2005 г [2]

3. Модельные эксперименты. Для оценки будущих изменений климата был реализован масштабный международный проект. Были проведены эксперименты с 23 сложными физико-математическими моделями атмосферы и океана, представленными 16 ведущими исследовательскими группами из 11 стран. Основу этого проекта составили расчеты климата XX в. при заданных в соответствии с наблюдениями концентрациях парниковых газов и аэрозолей, а также три сценарных расчета климата XXI в. (для сравнительно «жесткого», «умеренного» и «мягкого» сценариев антропогенных выбросов парниковых газов).

Согласно полученным результатам, в ближайшие два десятилетия, независимо от сценария, глобальное потепление продолжится со скоростью около $0,2^{\circ}\text{C}$ за десятилетие. Даже при фиксировании концентраций на уровне 2000 г. оно продолжалось бы за счет уже накопленных в атмосфере парниковых газов со скоростью $0,1^{\circ}\text{C}$ за десятилетие. Сохранение эмиссий парниковых газов на современном

уровне вызовет дальнейшее потепление, а сопутствующие ему многочисленные изменения глобальной климатической системы приведут к более значительным последствиям, чем те, которые наблюдались в XX веке. Глобальное потепление в среднем по ансамблю моделей составит от 1,9°C до 4,0°C по отношению к последнему двадцатилетию прошлого века. Первая цифра соответствует «мягкому» сценарию антропогенного воздействия с вероятными пределами от 1,1°C до 2,9°C, вторая – «жесткому» сценарию с вероятными пределами от 2,4°C до 6,4°C. А повышение уровня моря прогнозируется в среднем от 0,18 м до 0,59 м соответственно. В отдельной группе расчетов было учтено уменьшение поглощения двуоксида углерода океаном и суши при потеплении климата, что для «жесткого» сценария привело к дополнительно увеличению глобального потепления к 2100 г. более чем на 1°C.

Вероятность усиления экстремальности климата, включая волны тепла, сильные ливни и др., оценивается как очень высокая (>90%). Рост температуры воздуха в североатлантическом регионе продолжится. В результате дальнейшего повышения температуры поверхности океана в низких широтах вероятно увеличение интенсивности тропических циклонов (тайфунов). Произойдет смещение к полюсам путей внетропических циклонов. Ожидается сокращение ледяного покрова Мирового океана. В некоторых сценариях к концу XXI в. возможно полное освобождение Северного Ледовитого океана ото льда в конце лета. Будущие изменения осадков имеют противоположные тенденции: увеличение осадков в высоких широтах и уменьшение над большей частью суши в субтропиках, что увеличивает угрозу наводнений в одних регионах и засух в других.

4. Климат России вследствие огромной протяженности ее территории характеризуется чрезвычайно большим разнообразием. На фоне глобального потепления региональные изменения климата России будут далеко не одинаковыми, а их влияние на отдельные виды хозяйственной деятельности может быть как благоприятным, так и пагубным. Смягчение климатических условий может отодвинуть к северу границу зоны комфортного проживания, сократить расходы электроэнергии в отопительный сезон. С другой стороны, потепление чревато вытеснением одних биологических видов другими, ростом повторяемости засух в одних регионах и наводнений в других и т.п. Велика неопределенность влияния будущего изменения климата на сельское хозяйство России, на ее водные ресурсы, растительный и животный мир, на демографическую ситуацию.

Результаты модельных расчетов показывают, что в XXI в. территория России (особенно арктические и субарктические регионы) будет находиться в области заметно большего потепления по сравнению с глобальным. Среднее за год повышение температуры к середине XXI в. может составить $+2,6 \pm 0,7^\circ\text{C}$ по сравнению с концом XX в. (1980–1999 гг.). Наиболее значительное потепление ожидается зимой, особенно в Сибири и в Арктике. К 2040–60 гг. среднегодовые осадки в среднем по территории России возрастут на $8,2 \pm 2,5\%$. Наиболее значительное увеличение осадков ожидается зимой (особенно в восточных и северных регионах), а в летний период их рост оказывается существенно меньшим.

Изменения фазового состояния осадков (дождь или снег) могут оказывать влияние на стоки зимой и в период интенсивного таяния снега весной. На европейской территории России рост суммарных осадков происходит преимущественно за счет увеличения дождевых осадков, в то время как в Западной и Восточной Сибири их доля в основном возрастает за счет снега. Это означает, что в Сибири начинает происходить дополнительное накопление снега зимой, таяние которого создает угрозу учащения наводнений на водосборах сибирских рек весной.

На юго-западе России осадки даже уменьшаются. В тех регионах, где особенно развито сельское хозяйство (Северный Кавказ, Поволжье и др.), может произойти заметное уменьшение влажности деятельного слоя почвы и сокращение стока. Модельные расчеты показывают, что в регионах с ранним сходом снежного покрова тенденция к уменьшению влажности почвы обнаруживается уже весной и усиливается к лету. Это приведет к росту повторяемости засух в южных регионах. Поглощение дополнительного тепла из атмосферы вызывает термическое расширение воды в океане, которое вместе с таянием ледников приводит к повышению среднего уровня моря.

Еще одна опасность будущего изменения климата связана с таянием вечной мерзлоты. Площадь многолетнемерзлых грунтов составляет около 70% территории России. При потеплении климата будет происходить их деградация и увеличение глубины сезонного протаивания. Деградация многолетнемерзлых грунтов может привести к деформации или даже разрушению транспортных путей, трубопроводов, строений и т.п.

Особенно важные последствия глобального потепления в России связаны с вероятным уменьшением ледяного покрова Северного Ледовитого океана. Они столь же многочисленны, сколь и важны как для экосистем, так и для экономики, социальной сферы и даже

безопасности России. Увеличение продолжительности летней навигации приводит к развитию морского судоходства. Северный морской путь открывает небывалые перспективы для морских перевозок грузов и туризма. При этом возросшая скорость дрейфа ледяных полей и высокая степень изменчивости ледовой обстановки может затруднять многие виды морских операций.

Новые возможности для экономики, равно как и проблемы, связанные с экологией, возникают в связи с облегчением доступа по морю к природным ресурсам Арктики, включая месторождения нефти, газа и др. на шельфе Северного Ледовитого океана. В то же время многие объекты хозяйственной деятельности в прибрежной зоне, столкнутся с усилением воздействия штормов. Ожидаемое таяние морского льда, по-видимому, окажется губительным для некоторых видов животных, например для белого медведя.

5. Проблемы моделирования. Структура наблюдаемых изменений климата оказывается более сложной, чем изменения, полученные в моделях климата. В некоторых районах в отдельные сезоны изменения противоположны результатам моделирования, что свидетельствует о важной роли других климатообразующих факторов или о несовершенстве моделей. Расчеты по моделям общей циркуляции атмосферы (ОЦА) дают согласованные глобальные результаты, однако они значительно отличаются на региональном уровне.

При прогнозировании с помощью моделей ОЦА температуры атмосферы Земли в зависимости от концентрации CO_2 возникает ряд трудностей и неопределенностей. Они связаны с тем, что индуцированное человеком потепление будет протекать на фоне естественных эффектов потепления и похолодания климата, сравнимых по интенсивности с парниковым эффектом. Для точного вычисления этих антропогенных изменений необходимо уметь с большой точностью моделировать естественные изменения климата. При этом появляются две основные трудности – адекватное описание океанов и облачности. На величину парникового эффекта оказывают большое влияние течения в океане, которые переносят большие массы воды из одного региона в другой. Включение этого эффекта в расчеты приводит к ослаблению парникового эффекта.

Моделирование облачности в моделях климата сталкивается с большими трудностями, так как естественный охлаждающий эффект облаков в десятки раз больше, чем суммарное антропогенное потепление, предсказываемое в следующем веке. Нагревающий эффект облачности (естественный парниковый эффект) также значительно больше, чем антропогенный. Это означает, что небольшие измене-

ния типов и количества облаков могут либо ослабить парниковый эффект (при увеличении облачности), либо усилить (при её уменьшении). Но малые изменения облачности трудно моделировать.

При рассмотрении парникового эффекта весьма существенно иметь возможность предсказывать не только глобальные тенденции, но и региональные изменения климата. Эти региональные изменения могут существенно отличаться от глобальных климатических трендов. Например, анализ наблюдений температуры за последние 20 лет показывает, что климат в целом потеплел, а в Англии и Западной Европе похолодало.

Увеличение мощности ЭВМ является одним из важнейших требований для более надежных предсказаний климата [3]. Другое настолько же важное требование – увеличение количества климатических наблюдений в атмосфере и океане, организация непрерывного мониторинга факторов, вызывающих климатические изменения. В их числе такие, как концентрация парниковых газов, значение солнечной постоянной, степень прозрачности атмосферы. Последний параметр зависит от вулканических извержений или иных причин [4]. Наблюдения за океанами особенно важны, так как знания о них значительно беднее, чем об атмосфере. Необходимы более полные данные о вариациях температуры, о солёности, о течениях в зависимости от глубины океана.

Другое важное требование – натурные наблюдения за процессами влажной конвекции в атмосфере, которая определяет количество и тип образующихся облаков. Эти мелкомасштабные процессы в атмосфере, наряду с микрофизикой облаков, в настоящее время остаются недостаточно изученными.

Еще одной проблемой при моделировании климата и его изменений является адекватное описание взаимодействия атмосферы с подстилающей поверхностью. В частности, процессов фильтрации влаги в почве, испарения с поверхности земли при наличии растительного покрова того или иного вида.

Наиболее сложными климатическими моделями являются модели общей циркуляции [5]. В полном варианте для изучения парникового эффекта они должны включать модель атмосферы и модель океана. Кроме того, нужны модели для описания эволюции морского льда, а также различных процессов, происходящих на поверхности суши, таких как образование и изменение снежного покрова, влагосодержания почвы и эвапотранспирации.

Океан представляет собой сложную динамическую систему, но с гораздо более бедными данными наблюдений, чем атмосфера.

Температура его поверхности определяется балансом между интенсивностью нагрева поверхности и разнообразными динамическими процессами, при которых происходит перераспределение тепловой энергии. Основные из них – это мелкомасштабное турбулентное перемешивание по вертикали и крупномасштабный горизонтальный перенос энергии морскими течениями.

До сих пор еще не существует моделей общей циркуляции океана с достаточным пространственным разрешением, чтобы можно было описать энергосодержащие вихри. Даже в наиболее сложных моделях производится параметризация подсеточных процессов с использованием полуэмпирической теории турбулентной диффузии, что сильно влияет на результаты.

6. Модель климата Вычислительного Центра РАН [6] включает атмосферный блок, реализованный на базе модели общей циркуляции атмосферы [1] с параметризацией ряда подсеточных процессов, и океанский блок, представляющий собой интегральную модель деятельного слоя океана с заданным полем геострофических течений и модель эволюции морского льда [7]. Разработаны версии модели с более мелким пространственным разрешением и моделью общей циркуляции океана. Взаимодействие между блоками осуществляется в интерактивном режиме.

Модель описывает тропосферу, расположенную ниже предполагаемого уровня изобарической тропопаузы. На рис. 2 схематично представлена вертикальная структура атмосферы, как она рассматривается в модели циркуляции атмосферы.

Вводится безразмерная вертикальная координата [5]

$$\sigma \equiv \frac{p - p_T}{p_s - p_T},$$

где p – давление, p_T – постоянное давление на уровне тропопаузы, p_s – переменное давление у поверхности Земли. По определению, на тропопаузе $\sigma = 0$ и у поверхности земли $\sigma = 1$.

Уравнения горизонтального движения (в σ -системе координат) могут быть записаны в векторной форме:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\pi V) + (\nabla \cdot \pi V) + \frac{\partial}{\partial \sigma} \left(\pi V \dot{\sigma} \right) + f k \times \pi V + \pi \nabla \Phi + \sigma \lambda \nabla \pi = \pi F,$$

где $\nabla \cdot A = \frac{1}{a \cos \phi} \left[\frac{\partial A}{\partial \lambda} + \frac{\partial}{\partial \phi} (A \cos \phi) \right]$ для вектора $A = (A_\lambda, A_\phi)$, λ – долгота и ϕ – широта точки, V – вектор горизонтальных компонент

скорости, $\pi = p_s - p_T$, $\dot{\sigma} = d\sigma/dt$, f – параметр Кориолиса, k – единичный вектор в вертикальном направлении, Φ – геопотенциал, α – удельный объем, F – горизонтальная сила трения.

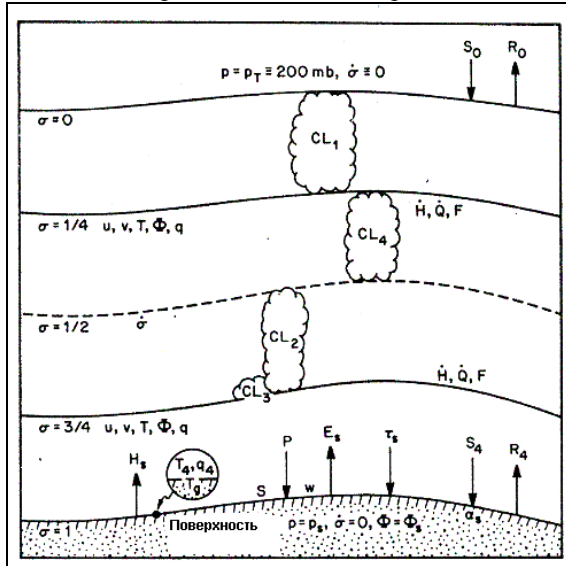


Рис. 2. Вертикальная структура модельной атмосферы

Термодинамическое уравнение энергии имеет вид

$$\frac{\partial}{\partial t}(\pi c_p T) + \nabla \cdot (\pi c_p T V) + \frac{\partial}{\partial \sigma}(\pi c_p T \dot{\sigma}) - \pi \alpha \sigma \left(\frac{\partial \pi}{\partial t} + V \cdot \nabla \pi \right) = \pi \dot{H},$$

где c_p – удельная теплоемкость сухого воздуха, T – температура воздуха, \dot{H} – скорость выделения тепла в единице массы воздуха.

Уравнения неразрывности и переноса влаги, соответственно:

$$\frac{\partial \pi}{\partial t} + \nabla \cdot (\pi V) + \frac{\partial}{\partial \sigma}(\pi \dot{\sigma}) = 0,$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\pi q) + \nabla \cdot (\pi q V) + \frac{\partial}{\partial \sigma}(\pi q \dot{\sigma}) = \pi \dot{Q},$$

где q – отношение смеси водяного пара, \dot{Q} – скорость генерации влаги в единице массы воздуха.

Приведённые выше уравнения являются прогностическими (т.е. эволюционными). К ним добавляются уравнение состояния

$$\alpha = RT/p ,$$

где R – газовая постоянная для влажного воздуха и диагностическое гидростатическое уравнение

$$\frac{\partial \Phi}{\partial \sigma} + \pi \alpha = 0 ,$$

где Φ – геопотенциал.

Наряду с этими уравнениями рассматривается уравнение переноса примеси в атмосфере. Оно имеет следующий вид:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\pi s) + \nabla \cdot (\pi s V) + \frac{\partial}{\partial \sigma}(\pi s \dot{\sigma}) = \pi \dot{S} ,$$

где s – концентрация примеси в атмосфере, \dot{S} – источник примеси в данной точке. Он определяется выбросами дыма, сажи, аэрозолей в данной точке, процессами гравитационного осаждения, вымывания с осадками и химических превращений. Вид этого члена пока не конкретизируется. Уравнения дополняются соответствующими граничными условиями. Таким образом получается замкнутая динамическая система в σ -координатах.

Для численного решения атмосфера разбивается на слои в вертикальном направлении пропорционально массе (давлению). По определению, на тропопаузе $\sigma = 0$ и у поверхности земли $\sigma = 1$. В центре каждого из слоёв расположены отсчётные уровни, на которых определены основные переменные. На поверхностях раздела между слоями, так же как и на тропопаузе и поверхности Земли, определены дополнительные переменные и граничные условия.

Модель общей циркуляции атмосферы ВЦ РАН активно используется для расчетов атмосферных и климатических процессов на Земле. Проведены расчеты по воспроизведению современного климата, многочисленные эксперименты по оценке антропогенных и естественных изменений климата (последствия ядерной войны, увеличение концентрации углекислого газа, крупных вулканических извержений, изменений подстилающей поверхности и др.).

Разрешающая способность глобальной модели может быть увеличена. Она зависит от мощности используемых ЭВМ. Достоверность модели ОЦА исследовалась по качеству воспроизведения ею современного климата в режиме реального сезонного хода. Это общепринятая процедура, которая позволяет проверить адекватность модели по большому количеству параметров климатической системы путем сравнения с данными наблюдений. Проверка имеет статистический характер. Все модели ОЦА подвергаются такой проверке.

Сезонные колебания климатических характеристик вокруг их среднегодовых значений весьма значительны. От зимнего к летнему сезону характер циркуляции атмосферы качественно изменяется. Поэтому, если модель удовлетворительно описывает сезонный ход основных климатических характеристик, как в рассматриваемом случае, то можно рассчитывать на пригодность ее для исследования чувствительности климата.

7. Результаты расчётов. Описываемые ниже расчеты проведены с использованием модели океана [8], в которой рассчитываются основные течения. Рассчитанное по модели изменение средней глобальной температуры приземного воздуха при удвоении CO_2 для января составляет $+4^\circ\text{C}$. Причем потепление сильнее над материками, наибольшее – в зимний период в Азии, где достигает значения 6°C . Это связано со сдвигом снеговой линии к северу в этот период. В Европе и Северной Атлантике повышение составляет $0.5^\circ\text{...}1^\circ\text{C}$. Наименьшее потепление наблюдается в Южном полушарии, особенно летом над океанами. Интересно отметить, что в процессе выхода на стационарный режим в районе Антарктиды наблюдалось даже некоторое похолодание.

Анализ показывает "пятнистую" структуру поля изменения осадков. Их рост связан с увеличением испарения с поверхности океана. Однако существуют области, где осадки уменьшаются. Это происходит в экваториальной области Южной Америки, в центральных областях Африки, на Юго-востоке Азии. Наблюдается небольшое иссушение Западной Сибири и Запада Северной Америки. Эти процессы происходят в летний период. Зимой в Северном полушарии изменения осадков менее 0.5 мм/день.

Расчеты показывают уменьшение облачности на несколько процентов в низких широтах. Возможно, что это приводит к некоторому дополнительному прогреву подстилающей поверхности. Изменения зонального ветра достаточно малы, особенно для нижнего уровня (800 мб) – менее 0.5 м/с.

Нынешняя ситуация беспрецедентна в истории Земли т.к. эмиссия парниковых газов может поднять среднюю глобальную температуру воздуха за несколько десятилетий, в то время как для естественного повышения температуры на ту же величину требовалось не менее нескольких тысячелетий. Беспрецедентна не абсолютная величина грядущих изменений, а скорость их нарастания.

Результаты математического моделирования климата и палеореконструкции дают основания считать, что предстоящие изменения климата приведут в целом к улучшению условий земледелия в

России, что окажет положительное влияние на развитие зернового производства. Однако в ряде регионов (например, находящихся на юге России в зоне неустойчивого земледелия), будет происходить ухудшение сельскохозяйственной ситуации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Моисеев Н.Н., Александров В.В., Тарко А.М. Человек и биосфера. Опыт системного анализа и эксперименты с моделями. М.: Наука, 1985. 272 с
2. Climate Change 2007 – The physical Science Basis. Contribution of Working Group 1 to the Fourth Assessment Report of IPCC . 2007, 989 p. (ISBN 978 0521 88009-1).
3. Пархоменко В.П. Анализ эффективности реализации модели климата на многопроцессорной ЭВМ кластерного типа. Труды третьей международной конференции «Параллельные вычисления и задачи управления» (Москва, 2-4 октября 2006 г.). М: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2006, стр. 933-945.
4. Earth System Science. NASA, 1988. 208 p.
5. П.Н.Белов, Е.П.Борисенков, Б.Д.Панин Численные методы прогноза погоды. Л: Гидрометеиздат, 1989, 375 с.
6. Пархоменко В.П. Верификация климатической модели. М.: ВЦ АН СССР, 1988. 34 с.
7. Parkhomenko V.P. Sea Ice Cover Sensitivity analysis in Global Climate Model. Research activities in atmospheric and oceanic modelling. World Meteorological Organization Geneva Switzerland 2003, V. 33, p. 7.19 – 7.20.
8. Ганопольский А.В., Гусев А.М., Нефедов Н.Н. Климатическая интегральная модель деятельного слоя океана // Океанология, 1987. Вып. 4. Т. 27. С.573-578.

Г. А. Щеглов

АНАЛИЗ ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМОВ ПРИ ВЫДВИЖЕНИИ ТЕЛА В ПОТОК ИЗ-ЗА ПРЕГРАДЫ

Рассматривается модельная задача о выдвигании тела из неподвижного основания в пространственный поток несжимаемой среды. Основание представляет собой гладкое тело с надстройкой-преградой. С использованием метода вихревых элементов исследуются реакции в опорах тела выдвигаемого в вихревой след за преградой.

1. Введение. Настоящая работа продолжает цикл исследования модельных связанных задач гидроупругости, в которых проводится расчет параметров переходного режима выдвигания гладкого упругого плохообтекаемого тела в поток [1, 2, 3]. Конечной целью исследований является отработка методики расчета аэрогидроупругой динамики старта аэрокосмических систем.

При взаимодействии плохообтекаемого тела с потоком возникают отрывы пограничного слоя или струйно-отрывные течения. Образующийся за плохообтекаемым телом вихревой след характеризуется нестационарностью течений в нем и активным возмущающим воздействием на тело. Расчет нестационарных гидродинамических нагрузок, действующих на тело, с учетом вихреобразования вблизи гладкой обтекаемой поверхности, позволяет существенно уточнить значения нагрузок. Численное моделирование пространственного движения несжимаемой среды вблизи гладкого деформируемого тела, лишенного острых кромок и определение нагрузок осуществляется методом вихревых элементов [4].

В ходе предыдущих исследований были определены параметры переходных режимов для случая выдвигания профиля в плоскопараллельный поток [1] и для случая выдвигания осесимметричного тела в пространственный поток из неподвижного основания [2]. В ходе расчетов проводилась оценка влияния параметров вихревого течения на нагрузки в системе амортизации, связывающей выдвигаемое тело с основанием. В случае плоскопараллельного течения было обнаружено, что нагрузки могут быть существенно снижены, если выдвигаемое тело взаимодействует с вихревым следом, образующимся за преградой, размещенной на основании.

Целью настоящей работы является исследование возможности снижения нагрузок на систему амортизации за счет взаимодействия выдвигаемого тела с вихревым следом за преградой в случае пространственного течения.

2. Постановка задачи. Рассматриваемая модельная задача представлена на рис.1. Поток несжимаемой среды с малой вязкостью ν и плотностью ρ_∞ движется в безграничном пространстве с постоянной скоростью \vec{V}_∞ . В потоке находится неподвижное тело – основание B , внутри которого при помощи системы амортизации закреплено выдвигаемое тело b . С основанием связана неподвижная система координат $OXYZ$. На теле B имеется надстройка-преграда, которая выполняет функцию генератора вихрей. Выдвигаемое тело b представляет собой цилиндр длиной L и диаметром D со сферическим закруглением на торце. С телом b связана подвижная система координат $O'SUW$. Вектор скорости \vec{V}_∞ лежит в плоскости $O'SU$. При движении b относительно B ось $O'S$ совпадает с осью OY , а расстояние OO' задается ходом тела $Y_b(t)$.

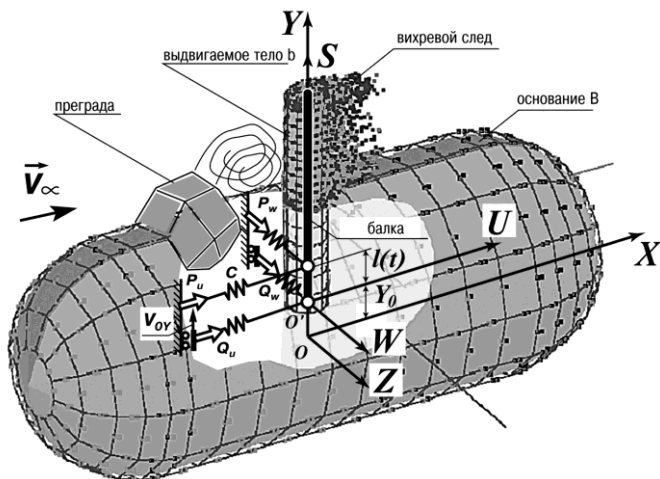


Рис. 1. Расчетная схема

Вводится балочная упругая схематизация тела b . Упругим элементом, является балка, которая в недеформированном состоянии совпадает с осью $O'S$. Балка имеет постоянные по длине погонную

массу ρ и изгибную жесткость EJ (жесткости балки при изгибе в плоскостях $O'SU$ и $O'SW$ одинаковы). Прогибы балки обозначены как $u(s, t)$ – в плоскости $O'SU$ и $w(s, t)$ – в плоскости $O'SW$.

Распределение давления на поверхности тела b приводится к распределенным по длине балки нестационарным гидродинамическим нагрузкам F_u и F_w действующим в плоскостях $O'SU$ и $O'SW$ соответственно. Под действием гидродинамической нагрузки балка изгибается, что приводит к деформации цилиндра. Принято допущение, что поверхность тела b изменяет свою форму таким образом, что балка совпадает с деформированной осью цилиндра и выполняется гипотеза плоских сечений. На основании этого допущения строится функция формоизменения $\vec{r}_K = \vec{f}(u, w, Y_b)$, позволяющая по прогибам балки и ходу тела вычислить в текущий момент времени радиус-вектор точки \vec{r}_K на поверхности тела $B \cup b$ в неподвижной системе координат и вектор скорости этой точки $\vec{v}_K(\vec{r}_K, t)$.

Система амортизации моделируется при помощи четырех упругих опор балки (рис.1), которые работают как идеальные линейные пружины растяжения-сжатия жесткости C . Пружины соединены с балкой идеальными шарнирами. Опоры установлены попарно в плоскостях $O'SU$ и $O'SW$. Первая пара опор установлена на краю балки и неподвижна в связанной системе координат ($s_1 = 0$). Вторая пара опор остается неподвижной в мировой системе координат. В связанной системе ее координата изменяется с течением времени $s_2 = l(t)$, причем $0 < l(t) < L$. Исследуются реакции в опорах

$$Q_u = C \cdot u(s_1, t), P_u = C \cdot u(s_2, t), Q_w = C \cdot w(s_1, t), P_w = C \cdot w(s_2, t).$$

Рассматривается переходный режим, состоящий из двух этапов. На первом этапе, от момента времени $t_0 = 0$ до момента $t_1 > t_0$ выдвигаемое тело покоится внутри основания, которое обтекается потоком. В этот промежуток времени за преградой формируется вихревой след. На втором этапе от момента времени t_1 до момента времени $t_K > t_1$ происходит выдвижение b с постоянной скоростью V_{0Y} , направленной вдоль оси OY и начальными условиями $Y_b(t_1) = Y_0$; $l(t_1) = l_0$. Окончание расчета соответствует достижению максимального хода выдвигаемого тела $Y_b(t_K) = Y_{\max}$.

Связанная задача гидроупругости включает в себя уравнения динамики упругой конструкции и уравнения динамики жидкости. Динамика выдвигаемого тела и системы амортизации описывается уравнениями малых колебаний прямолинейной балки постоянного сечения в плоскостях $O'SU$ и $O'SW$ с соответствующими начальными и граничными условиями.

$$EJ \frac{\partial^4 u}{\partial s^4} + \rho \frac{\partial^2 u}{\partial s^2} = F_u(p, t), \quad (1)$$

$$EJ \frac{\partial^4 w}{\partial s^4} + \rho \frac{\partial^2 w}{\partial s^2} = F_w(p, t), \quad (2)$$

$$\frac{\partial^3 u(s_1, t)}{\partial s^3} = Q_u, \quad \frac{\partial^2 u(s_1, t)}{\partial s^2} = 0, \quad \frac{\partial^3 u(s_2, t)}{\partial s^3} = P_u, \quad \frac{\partial^3 u(L, t)}{\partial s^3} = 0, \quad \frac{\partial^2 u(L, t)}{\partial s^2} = 0,$$

$$\frac{\partial^3 w(s_1, t)}{\partial s^3} = Q_w, \quad \frac{\partial^2 w(s_1, t)}{\partial s^2} = 0, \quad \frac{\partial^3 w(s_2, t)}{\partial s^3} = P_w, \quad \frac{\partial^3 w(L, t)}{\partial s^3} = 0, \quad \frac{\partial^2 w(L, t)}{\partial s^2} = 0,$$

$$u(s, t_1) = 0; \quad \dot{u}(s, t_1) = 0; \quad w(s, t_1) = 0; \quad \dot{w}(s, t_1) = 0.$$

Динамика жидкости описывается уравнением неразрывности и уравнением движения с граничным условием прилипания на обтекаемой поверхности $B \cup b$ и граничным условием отсутствия возмущений на бесконечном удалении от обтекаемых тел. Задано начальное поле скоростей, соответствующее бесциркуляционному обтеканию тела B .

$$\operatorname{div} \vec{V}(\vec{r}, t) = 0, \quad (3)$$

$$\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \vec{\Omega} \times \vec{V} - \nu \Delta \vec{V} = -\operatorname{grad} \left(\frac{p}{\rho} + \frac{\vec{V}^2}{2} \right), \quad (4)$$

$$\vec{V} \Big|_{r \rightarrow \infty} = \vec{V}_\infty, \quad p \Big|_{r \rightarrow \infty} = p_\infty, \quad \vec{V}(\vec{r}_K, t) = \vec{V}_K(\vec{r}_K, t), \quad \vec{V}(\vec{r}, t_0) = \vec{V}_\infty, \quad \vec{V}_K(\vec{r}_K, t_0) = 0.$$

где $\vec{\Omega} = \operatorname{rot} \vec{V}$ - завихренность. Задача (1-4) является связанной, поскольку гидродинамические нагрузки в правой части уравнений (1) и (2) зависят от давления жидкости p , а граничные условия уравнений (3) и (4) зависят от прогибов балки.

3. Описание метода решения задачи. Для решения уравнений (3) и (4) применяется вихревой метод, суть которого состоит в переходе от рассмотрения поля скорости \vec{V} и поля давления p в качестве неизвестных величин к рассмотрению эволюции поля завихренности $\vec{\Omega}$. По теореме о разложении векторных полей скорость жидкости представляется в виде суммы потенциальной и соленоидальной составляющих $\vec{V} = \operatorname{grad} \Phi + \operatorname{rot} \Psi$.

Невозмущенный поток среды рассматривается в качестве потенциальной составляющей, а соленоидальная составляющая вычисляется для несжимаемой жидкости по известному полю $\vec{\Omega}$ с помощью закона Био-Савара [4]

$$\vec{V}(\vec{r}) = \vec{V}_\infty + \frac{1}{4\pi} \int \frac{\vec{\Omega}(\vec{\xi}) \times (\vec{r} - \vec{\xi})}{|\vec{r} - \vec{\xi}|^3} dv. \quad (5)$$

При таком подходе уравнение неразрывности (3) и граничные условия «на бесконечности» удовлетворяются, и эволюция поля завихренности определяется только уравнением движения. В данной задаче использован подход Прандтля, при котором влияние вязкости жидкости учитывается только как причина генерации завихренности вблизи поверхности обтекаемого тела. Тогда уравнение движения записывается в виде

$$\frac{d\vec{\Omega}}{dt} = (\vec{\Omega} \nabla) \vec{V}. \quad (6)$$

В начальный момент времени вихревой след отсутствует. В качестве граничных условий задаются условие отсутствия завихренности вне вихревого следа и граничные условия для потока завихренности J на поверхности тела [4].

$$\left. \frac{\partial \vec{\Omega}}{\partial \vec{n}} \right|_{r=r_K} = J, \quad \vec{\Omega} \cdot \vec{n} \Big|_{r=r_K} = 0. \quad (7)$$

По известному полю завихренности поле скоростей восстанавливается при помощи формулы (5), а поле давления – при помощи аналога интеграла Бернулли и Коши-Лагранжа [5].

Таким образом, применение вихревого метода позволяет уменьшить количество решаемых уравнений и неизвестных величин. Связанная задача гидроупругости сводится к решению уравнений (1), (2), (6) численным методом. При этом уравнения динамики балки решаются методом конечных элементов, а уравнение эволюции завихренности – методом вихревых элементов.

Проводится дискретизация балки и поверхности обтекаемого тела. Балка разбивается на q конечных элементов ($N = q + 1$ узлов). Масса балки распределяется равномерно между узлами так, что в i -том узле, с координатой s_i сосредоточена масса m_i . Неизвестными являются векторы прогибов узлов $\{S_U\}$ и $\{S_W\}$ в плоскостях $O'SU$ и $O'SW$ соответственно.

Поверхность объединенного тела $B \cup b$ с использованием функции формоизменения аппроксимируется многогранником, со-

ставленным из N_p многоугольных панелей. Каждая j -ая n -угольная панель задана радиус-векторами вершин в неподвижной системе координат \vec{r}_{jg} ($g=1, \dots, n$), контрольной точкой \vec{k}_j в центре панели, внешней нормалью к панели в контрольной точке \vec{n}_j , площадью панели σ_j , скоростью движения контрольной точки \vec{V}_{Kj} .

Давление жидкости в пределах панели считается постоянным. Гидродинамическая нагрузка приводится к контрольной точке панели. Нагрузки, действующие на панели, приводятся к узлам балки. Каждому узлу s_i ставятся в соответствие N_i панелей на контуре профиля. По известному давлению среды $p(\vec{k}_g, t)$ вблизи этих панелей определяются аэродинамические нагрузки в узле:

$$\vec{F}_i = -\sum_{g=1}^{N_i} \sigma_g p(\vec{k}_g, t) \vec{n}_g. \quad (8)$$

Поле завихренности аппроксимируется при помощи N_v вихревых элементов - симметричных вихревых-отрезков [6]. Параметрами j -того вихревого элемента являются: радиус-вектор центра в неподвижной системе координат \vec{r}_{0j} ; вектор вихря $\Delta \vec{r}_j$; интенсивность Γ_j . Скорость, индуцируемая вихревым элементом, рассчитывается по закону Био-Савара

$$\vec{V}_j(\vec{r}_{0i}) = \frac{\Gamma_j}{4\pi} c \vec{a}, \quad c = 2 \cdot \left((\vec{\lambda}_1 - \vec{\lambda}_2) \cdot \Delta \vec{r}_j \right) |\vec{a}|^{-2}, \quad \vec{a} = 2(\vec{n}_0 \times \Delta \vec{r}_j),$$

$$\vec{\lambda}_1 = |\vec{n}_1|^{-1} \vec{n}_1, \quad \vec{\lambda}_2 = |\vec{n}_2|^{-1} \vec{n}_2, \quad \vec{n}_0 = \vec{r}_{0j} - \vec{r}_{0i}, \quad \vec{n}_1 = \vec{n}_0 + \Delta \vec{r}_j, \quad \vec{n}_2 = \vec{n}_0 - \Delta \vec{r}_j.$$

Чтобы исключить неограниченный рост скорости $\vec{V}_j(\vec{r}_{0i})$ при приближении к оси вихря внутри цилиндра радиуса ε , индуцированная скорость убывает по линейному закону до нуля на оси вихря. Формула (5) заменяется дискретным аналогом:

$$\vec{V}(\vec{r}, t) = \vec{V}_\infty + \sum_{j=1}^{N_v} \vec{V}_j(\vec{r}_{0i}). \quad (9)$$

Аналог интеграла Бернулли и Коши-Лагранжа также заменяется дискретным аналогом

$$p(\vec{r}, t) = p_\infty + \rho_\infty \frac{\vec{V}_\infty^2}{2} - \rho_\infty \frac{\vec{V}(\vec{r}, t)^2}{2} - \rho_\infty I_B(t) + \rho_\infty \sum_{i=1}^{N_v} \vec{V}(\vec{r}_{0i}, t) \vec{V}_i(\vec{r}, t), \quad (10)$$

где I_B – вклад от вихревых элементов, рожденных на текущем шаге [5].

Выполнение граничного условия (7) обеспечивается построением системы замкнутых вихревых рамок на панелях тела [7]. Над ребрами панелей задаются точки рождения вихревых элементов. Векторы вихревых элементов направлены так, чтобы над каждой панелью была сформирована замкнутая рамка. В результате, центры и векторы рожденных вихревых элементов каждой рамки известны из геометрии обтекаемого тела, а неизвестными величинами, определяющими поток завихренности, являются только интенсивности вихревых элементов Γ_i . Интенсивность вихревых элементов одной рамки считается одинаковой, равной циркуляции рамки. Циркуляции рамок находятся путем решения системы линейных алгебраических уравнений, задающих условия непротекания в контрольных точках:

$$\sum_{i=1}^M \Gamma_i \sum_{g=1}^n \vec{v}_g(\vec{k}_j) \cdot \vec{n}_j = -[\vec{V}(\vec{k}_j, t) - \vec{V}_{Kj}] \cdot \vec{n}_j, \quad j = 1, \dots, N_p, \quad (11)$$

где $\vec{v}_g(\vec{r}) = \vec{V}_g(\vec{r})|_{\Gamma_g=1}$ – вектор влияния вихревого элемента с единичной интенсивностью. При решении (11) используется регуляризация, поскольку как показано в [8] для замкнутых тел матрица системы вырождена.

Поток завихренности формируется в соответствии с гипотезой Чорина [4]. На каждом шаге расчета рожденные вихревые элементы сбрасываются в поток со всей поверхности обтекаемого тела и пополняют вихревой след.

Малые колебания узлов балки описываются системой уравнений

$$\begin{aligned} [M]\{\ddot{S}_U\} + [C]\{S_U\} &= \{F_U\}, \\ [M]\{\ddot{S}_W\} + [C]\{S_W\} &= \{F_W\} \end{aligned} \quad (12)$$

где $[M]$ – матрица масс; $[C]$ – матрица жесткости; $\{F_U\}$ $\{F_W\}$ – проекции векторов \vec{F}_i на соответствующие оси.

При решении (6) методом вихревых элементов эволюция поля завихренности описывается уравнениями движения центров вихревых элементов по жидким линиям

$$\frac{d\vec{r}_{0i}}{dt} = \vec{V}(\vec{r}_{0i}, t), \quad i = 1, N_v \quad (13)$$

и уравнениями эволюции векторов вихревых элементов

$$\frac{d(\Delta\vec{r}_i)}{dt} = \left(\sum_{j=1}^N \hat{B}_j(\vec{r}_{0i}) \right) \cdot \Delta\vec{r}_i, \quad i = 1, N_v, \quad (14)$$

где $\hat{B}_j(\vec{r}_{0i})_{mn} = \frac{\partial(\vec{V})_m}{\partial(\vec{r}_0)_n}$ – элементы матрицы $\hat{B}_j(\vec{r}_{0i})$, полученные ана-

литически путем дифференцирования выражения $\vec{V}_j(\vec{r}_{0i})$ [6].

Алгоритм численного решения задачи (12-14) подробно описан в [3]. Один шаг алгоритма включает в себя решение (11), пополнение вихревого следа новыми вихревыми элементами, восстановление поля давлений по известному полю завихренности (10), интегрирование уравнений (12) методом Рунге-Кутты четвертого порядка точности с шагом $\Delta\tau$, интегрирование уравнений (13) и (14) методом Эйлера первого порядка точности с шагом Δt , объединение близкорасположенных вихревых элементов для уменьшения размерности задачи.

4. Результаты моделирования. Ниже представлены результаты расчета переходных режимов, проведенные при помощи созданной автором программы MDVDD. Все используемые при расчетах параметры являются безразмерными.

Выдвигаемое тело b имеет следующие параметры $L=1,6$, $D=0,2$, $EJ=5,0$, $\rho=3,125$ (масса балки равна $M=5,0$). Параметры дискретизации балки $q=10$, $N=11$. Жесткость пружин системы амортизации $C=100$. Поскольку в процессе выдвигания тела расстояние l между опорами изменяется, то изменяются и частотные характеристики рассматриваемой упругой системы. На рис.2 показаны зависимости от l трех первых собственных частот колебаний системы в плоскости $O'SU$. Из графиков видно, что при $l \approx 1,2$ первые две собственные частоты сближаются.

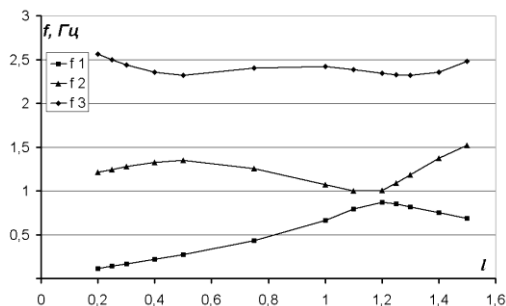


Рис. 2. Зависимость собственных частот от расстояния между опорами

На рис. 3 показано изменение собственных форм колебаний балки в зависимости от расстояния между опорами. Из рисунка видно, что для первой формы при $l \approx 1,2$ перемещение пружин в фазе сменяется на перемещение пружин в противофазе. Для второй формы второй, наоборот, при $l \approx 1,2$ происходит смена перемещения пружин в противофазе на перемещение пружин в фазе.

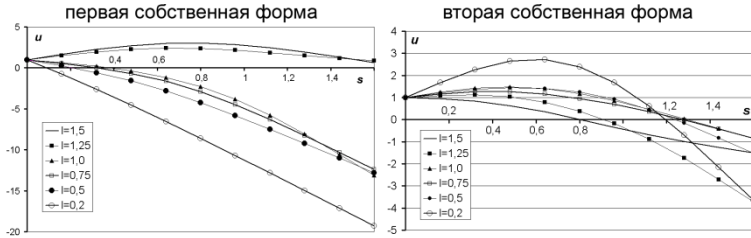


Рис. 3. Собственные формы колебаний балки в зависимости от расстояния между опорами

Параметры основания B и геометрия преграды показаны на рис. 4. Максимальное число панелей на теле $B \cup b$ равно $N_p = 458$. Параметры потока были выбраны равными $\vec{v}_\infty = \{1, 0, 0\}^T$, $p_\infty = 1, 0$, $\rho_\infty = 1, 0$. Начальные условия $l_0 = 1, 5$, $Y_0 = -0, 2$, $Y_{\max} = 1, 5$. Шаги интегрирования и другие параметры алгоритма взяты из [3].

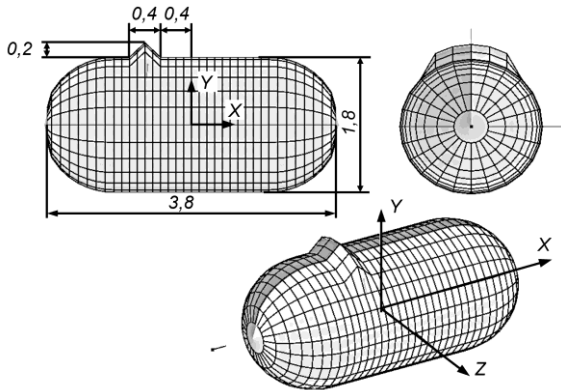


Рис. 4. Геометрия основания и преграды

Рассматривалось несколько расчетных случаев, различающихся временем начала движения тела b и скоростью выдвигания. Момент времени t_1 определял степень развития вихревого следа за преградой. На рис. 5 показаны поля скоростей в плоскости OXY . На рисунке показаны векторы скорости и контур тела b . Серым цветом отмечены скорости, близкие по модулю к нулю. Из рисунков видно, что при $t_1 = 4,0$ за препятствием сформировался единичный разгонный вихрь, а при $t_1 = 12,0$ за препятствием наблюдается развитый вихревой след, в котором имеются застойные зоны и области возвратного течения.

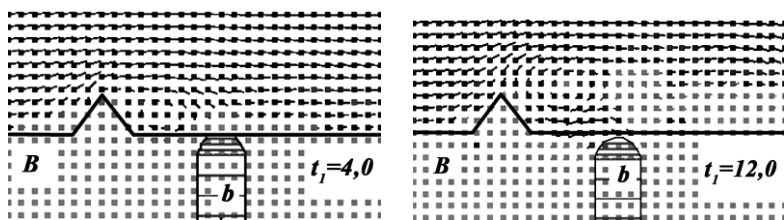


Рис. 5. Поле скоростей в плоскости OXY вблизи преграды в различные моменты времени.

Скорость выдвигания определяла время взаимодействия тела b с вихревым следом. На рис. 6 показаны реакции в опорах, установленных вдоль потока в плоскости $O'SU$. На рис. 7 показаны реакции в опорах, установленных поперек потока в плоскости $O'SW$. Для сравнения на графиках показаны реакции, полученные в [3] при выдвигании из основания без преграды и реакции полученные при различных t_1 .

На рис. 8 и рис.9. показаны реакции в опорах для скорости выдвигания $V_{0y} = 1,0$ в сравнении с реакциями в отсутствие преграды, полученными для той же скорости.

Анализ графиков на рис. 6 – рис. 9 показывает, что при выдвигании в вихревой след за исследуемой преградой реакции опор, установленных в плоскости потока, снижаются в среднем на 25%. При этом возмущающее воздействие вихревого следа на тело проявляется в возрастании реакций поперечных опор. Следует отметить, что в случае выдвигания в разгонный вихрь поперечные нагрузки остаются небольшими по абсолютной величине, а в случае выдвигания

жения в развитый след поперечные реакции возрастают весьма существенно. Также при выдвигении в развитый вихревой след с малой скоростью имеют место колебания, возбуждаемые вихрями.

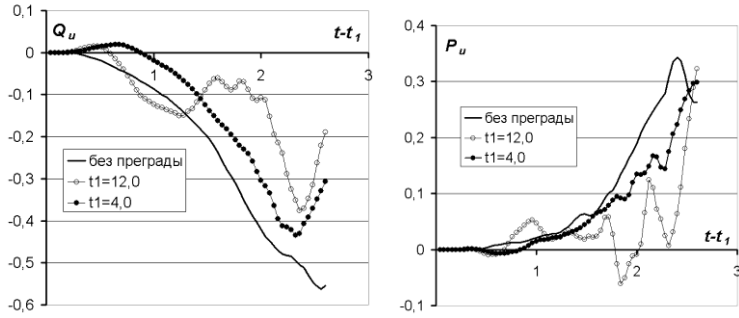


Рис. 6. Реакции в опорах, установленных вдоль потока при $V_{0Y} = 0,5$

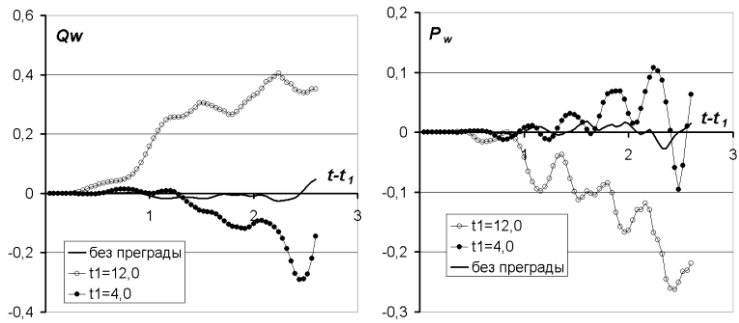


Рис. 7. Реакции в опорах, установленных поперек потока при $V_{0Y} = 0,5$

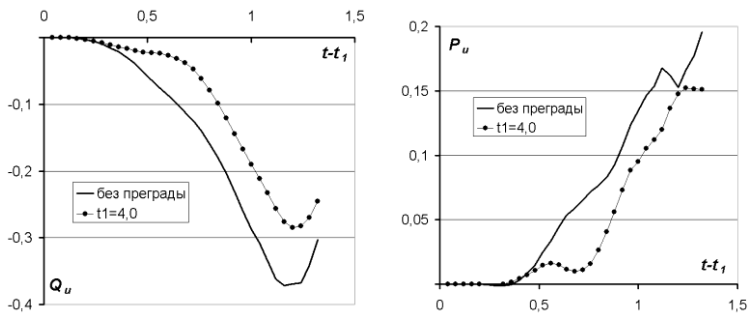


Рис. 8. Реакции в опорах, установленных вдоль потока при $V_{0Y} = 1,0$

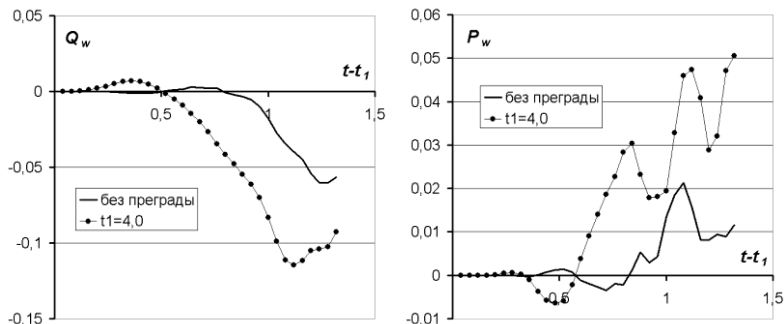


Рис. 9. Реакции в опорах, установленных поперек потока при $V_{0y} = 1,0$

5. Выводы. Исследована модельная задача о выдвигании тела в поток из-за преграды, за которой формируется разгонный вихрь. Исследование режимов выдвигания тела в поток показало, что в результате взаимодействия с вихревым следом за преградой нагрузки, действующие на тело в направлении потока, могут снижаться и в случае пространственного обтекания. Отличительной особенностью пространственного течения является возникновение интенсивных поперечных нагрузок, вызываемых действием вихрей. Таким образом, показана теоретическая возможность снижения нагрузок в системе амортизации за счет изменения режимов вихревого движения среды, окружающей выдвигаемое тело.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект №09-08-00657-а).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Щеглов Г.А. Прямое численное моделирование нагружения опор упругого профиля, выдвигаемого в поток// Оборонная техника. – 2008. - №6. – С.3-10
2. Щеглов Г.А. Численное решение связанных задач гидроупругости с использованием метода вихревых элементов// Аэрокосмические технологии, 2004-2007: Труды Всероссийских и Международной научно-технических конференций. – М.: НПО машиностроения, Изд-во МГТУ им.Н.Э. Баумана. 2008. – С.93-102
3. Щеглов Г.А. Алгоритм расчета гидроупругой динамики процесса выдвигания тела в пространственный поток // Оборонная техника. – 2009. - №1-2. – С.9-14
4. G.H. Cottet, P.D. Koumoutsakos Vortex Methods: Theory and Practice. Cambridge University Press, 2000. – 312 p.

5. Андронов П.Р., Гувернюк С.В., Дынникова Г.Я. Вихревые методы расчета нестационарных гидродинамических нагрузок. – М.: МГУ, 2006. – 184 С.
6. Марчевский И.К., Щеглов Г.А. Модель симметричного вортонного отрезка для численного моделирования пространственных течений идеальной несжимаемой среды // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Естественные науки». – 2008. – №4. – С.62-71
7. Щеглов Г.А. О применении вортонных рамок в методе вихревых частиц // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Естественные науки». – 2008. – №2. – С.104-113
8. Трехмерное отрывное обтекание тел произвольной формы/ Белоцерковский С.М. – М.:ЦАГИ, 2000. – 265 с.

Ю.И. Дмитриенко, М.Ю. Иванов

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ПРОЦЕССОВ В ДЕМПФИРУЮЩИХ СИСТЕМАХ С ФАЗОВЫМИ ПРЕВРАЩЕНИЯМИ

Рассматриваются вопросы моделирования процессов в новых типах демпфирующих устройств, рабочим телом в которых служит двухфазная система: пористое тело – не смачивающая его жидкость. На основе теории гетерогенных пористых систем с фазовыми превращениями предложена математическая модель нестационарных процессов в гетерогенном рабочем теле (ГРТ) амортизатора. Сформулированы специальные задачи для вычисления микро- и макропараметров демпфирующей системы. Разработаны численные методы решения этих задач.

1. Введение. Проектирование демпфирующих систем, основанных на принципе поглощения энергии за счет фазовых превращений, является новым перспективным направлением в создании амортизаторов различного назначения. Математические методы расчета процессов деформирования таких систем достаточно сложны, поскольку должны учитывать многомасштабные эффекты переноса массы, импульса и энергии при высокоскоростном взаимодействии ударников с амортизирующими системами. Нелинейные процессы энерго-массообмена практически не изучены. Обычно при расчетах применяются эмпирические модели, связывающие скорости энерго-массообмена со скоростями движения фаз пористой среды.

В настоящей работе изложены результаты разработки нового подхода к нелинейным задачам механики многофазных деформируемых сред, основанного на методе асимптотического осреднения процессов в пористых системах [1]. Проблема моделирования процессов в пористых наполненных системах сводится к двум типам задач: локальным задачам на ячейке периодичности (ЯП) и осредненной задаче деформирования многофазной среды [2].

2. Физическая модель ГРТ. Пористое тело имеет два масштаба пор: макропоры и нанопоры. В ходе проведенных исследований в ОАО «ВПК «НПО машиностроения» установлено, что поглощение механической энергии обусловлено проникновением

жидкости в нанопоры, если давление в ГРТ достигло некоторого критического значения. Такое затекание жидкости рассматривается как фазовое превращение, которое сопровождается образованием новой фазы (g-фазы). В рамках рассматриваемой модели считается, что g-фаза заполняет макропоры и нанопоры ГРТ (рис. 1).

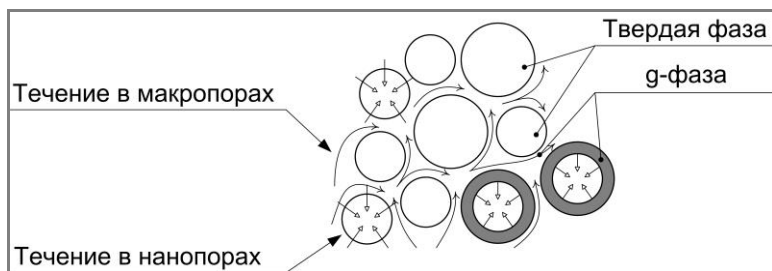


Рис. 1. Схема течения g-фазы в ГРТ

При моделировании рассматривалось ГРТ с периодической структурой макропор. Периодичность означает, что в гетерогенной системе можно выделить характерный элемент (ЯП), повторяющийся с некоторым периодом. В расчетной модели рабочего тела амортизатора выбрана одноканальная геометрия макропор (рис. 2).

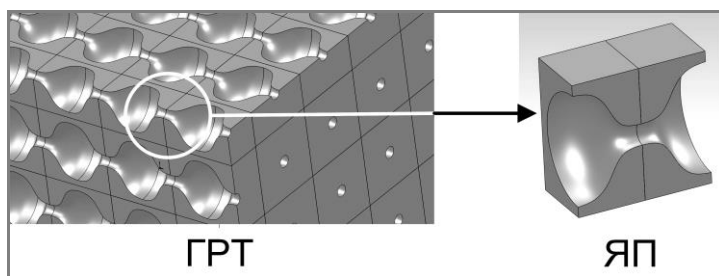


Рис. 2. Расчетная модель микроstructures ГРТ с одноканальной пористостью (показан разрез ЯП плоскостью симметрии)

3. Математическая модель процессов в ГРТ. В области ГРТ рассматривается система, состоящая из уравнений неразрывности, движения и энергии, а также определяющих соотношений для соответствующих фаз:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \rho_g}{\partial t} + \nabla_x \cdot \rho_g \mathbf{v}_g = 0, \quad \frac{\partial \rho_g \mathbf{v}_g}{\partial t} + \nabla_x \cdot \rho_g \mathbf{v}_g \otimes \mathbf{v}_g = \nabla_x \cdot \boldsymbol{\sigma}_g, \\ \frac{\partial \rho_g (e_g + v_g^2/2)}{\partial t} + \nabla_x \cdot \rho_g \mathbf{v}_g (e_g + v_g^2/2) = \nabla_x \cdot (\boldsymbol{\sigma}_g \cdot \mathbf{v}_g), \\ e_g = e_{g0} + c_V (\theta_g - \theta_{g0}), \quad p_g = R \rho_g \theta_g, \quad \boldsymbol{\sigma}_g = -p_g \mathbf{E} + \kappa^2 \boldsymbol{\tau}_g, \\ \boldsymbol{\tau}_g = \lambda_g \mathbf{E} \nabla_x \cdot \mathbf{v}_g + k_g (\nabla_x \otimes \mathbf{v}_g + (\nabla_x \otimes \mathbf{v}_g)^T), \quad \mathbf{x} \in V_g; \\ \rho_s \frac{\partial^2 \mathbf{u}_s}{\partial t^2} = \nabla_x \cdot \boldsymbol{\sigma}_s, \quad \boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{\Pi} \cdot \boldsymbol{\sigma}_s, \quad 2\boldsymbol{\varepsilon} = \nabla_x \otimes \mathbf{u}_s + (\nabla_x \otimes \mathbf{u}_s)^T, \quad \mathbf{x} \in V_s, \end{array} \right. \quad (1)$$

где ρ_g – плотность, \mathbf{v}_g, v_g – вектор и модуль скорости, $\boldsymbol{\sigma}_g$ – тензор напряжений, e_g – внутренняя энергия, c_V – теплоемкость при постоянном объеме, p_g – давление, R – газовая постоянная (коэффициент сжимаемости, если в качестве г-фазы рассматривается жидкость), θ_g – температура, $\boldsymbol{\tau}_g$ – тензор вязких напряжений, λ_g, k_g – параметры Ламе г-фазы в области V_g ; ρ_s – плотность, $\boldsymbol{\sigma}_s$ – тензор напряжений, \mathbf{u}_s – вектор перемещений, $\boldsymbol{\varepsilon}$ – тензор деформаций, $\boldsymbol{\Pi}$ – тензор упругих податливостей твердой фазы в области V_s ; \mathbf{E} – метрический тензор; ∇_x – оператор Гамильтона по декартовым координатам x^j ; t – время.

Граница раздела Σ_{sg} фаз является подвижной и на ней заданы следующие соотношения:

$$[\rho]D + \rho_g \mathbf{v}_g \cdot \mathbf{n} = 0, \quad -\rho_s \mathbf{v}_g D + [\boldsymbol{\sigma}] \cdot \mathbf{n} = 0,$$

где $[\cdot]$ – оператор скачка функции при переходе через поверхность Σ_{sg} , для которого $[\Omega] = \Omega_s^\Sigma - \Omega_g^\Sigma$; D – скорость движения поверхности Σ_{sg} (скорость фазового превращения); \mathbf{n} – вектор нормали к поверхности Σ_{sg} . Система (1) дополняется граничными условиями на внешней поверхности ГРТ и начальными условиями.

Математическое моделирование физических процессов в демпфирующей системе осуществляется с привлечением теории гетерогенных пористых систем с фазовыми превращениями [2, 3], в основе которой лежит метод асимптотического осреднения процессов в периодических структурах [4, 5]. Для ГРТ можно ввести малый

параметр $\kappa = l/L \ll 1$, где l – линейный размер макропор, L – линейный размер всей демпфирующей системы, газодинамические и механические параметры $\Omega = \{\rho_g, \mathbf{v}_g, \dots\}$ которой выражаются асимптотическими рядами относительно κ : $\Omega = \Omega^{(0)} + \kappa \cdot \Omega^{(1)} + O(\kappa^2)$, где $\Omega(\xi^m, \bar{x}^j, t)$ – периодические функции по локальным координатам $\xi^j = \bar{x}^j/\kappa$, \bar{x}^j – безразмерные декартовы (глобальные) координаты.

4. Локальные задачи на ЯП. С целью определения микропараметров нулевого $\Omega_{g,s}^{(0)}(\xi^m, \bar{x}^j, t)$ и первого $\Omega_{g,s}^{(1)}(\xi^m, \bar{x}^j, t)$ порядков фаз ГРТ формулируются так называемые локальные задачи газовой динамики и механики твердого тела на ЯП [1, 2].

Так, локальная задача газовой динамики нулевого уровня, описывающая микродвижения g-фазы в макропоре, имеет следующий вид:

$$\begin{cases} \nabla_{\xi} \cdot \rho_g^{(0)} \mathbf{v}_g^{(0)} = 0, \quad \nabla_{\xi} \cdot (\rho_g^{(0)} \mathbf{v}_g^{(0)} \otimes \mathbf{v}_g^{(0)} + p_g^{(0)} \mathbf{E}) = 0, \\ \nabla_{\xi} \cdot (\rho_g^{(0)} (c_g \theta_g^{(0)} + v_g^{(0)2}/2) + p_g^{(0)}) \mathbf{v}_g^{(0)} = 0, \quad p_g^{(0)} = R \rho_g^{(0)} \theta_g^{(0)}, \quad \xi \in V_{\xi g}; \\ \mathbf{v}_g^{(0)} \cdot \mathbf{n}^{(0)} = 0, \quad \xi \in \Sigma_{\xi sg}; \quad \llbracket \rho_g^{(0)} \rrbracket = \llbracket \mathbf{v}_g^{(0)} \rrbracket = \llbracket \theta_g^{(0)} \rrbracket = 0; \\ \langle \rho_g^{(0)} \rangle_g = \bar{\rho}_g(\bar{\mathbf{x}}, t), \quad \langle \rho_g^{(0)} \mathbf{v}_g^{(0)} \rangle_g = \bar{\rho}_g(\bar{\mathbf{x}}, t) \bar{\mathbf{v}}_g(\bar{\mathbf{x}}, t), \quad \langle \theta_g^{(0)} \rangle_g = \bar{\theta}_g(\bar{\mathbf{x}}, t), \end{cases} \quad (2)$$

где ∇_{ξ} – оператор Гамильтона по локальным координатам ξ , c_g – теплоемкость g-фазы при постоянном давлении, $V_{\xi g}$, $\Sigma_{\xi sg}$ – части области V_g и поверхности Σ_{sg} в ЯП соответственно,

$\Omega = 0$ – условие периодичности функции Ω по локальным координатам ξ на границах ЯП, $\langle \cdot \rangle_i$ – оператор среднего значения по i -ой фазе от функции Ω , для которого $\bar{\Omega} = \langle \Omega \rangle_i = (1/|V_{\xi i}|) \int_{V_{\xi i}} \Omega d\tilde{V}_{\xi i}$, $|V_{\xi i}|$ – объем i -ой фазы в ЯП, $i = s, g$.

Локальная задача (2) обладает следующими особенностями: а) задача является нелинейной, поскольку кроме дифференциальных уравнений в ней содержатся интегральные соотношения на искомые функции (средние значения микропараметров в ЯП), б) в (2) включены условия периодичности на искомые функции.

В работе [6] предложен приближенно-аналитический метод решения данной задачи, позволяющий вычислять параметры локального потока в отдельной макропоре в зависимости от скорости движения осредненного потока (макропотока) и геометрической формы макропор. Установлено существование периодических дозвуковых и сверхзвуковых режимов движения локального потока. Показано, что периодического трансзвукового режима течения для локальной задачи (2) не существует.

Метод предполагает создание банка данных решений задачи (2) для различных вариантов геометрии макропоры, физических свойств g -фазы и осредненного числа Маха $\bar{M} = \bar{v}_{gz}^{(0)} / \bar{a}$, где $\bar{v}_{gz}^{(0)}$ – осевая компонента вектора скорости $\mathbf{v}_g^{(0)}$ во введенной на ЯП локальной цилиндрической системы координат (ЛЦСК), \bar{a} – осредненная скорость звука, $\bar{a} = \sqrt{R\bar{\theta}_g}$.

В частных случаях, если форма поверхности Σ_{sg} в процессе фазовых превращений не изменяется, удается получить приближенное аналитическое решение $\tilde{\Omega}_g^{(0)} = \{\tilde{\rho}_g^{(0)}, \tilde{\mathbf{v}}_g^{(0)}, \tilde{\theta}_g^{(0)}\}$ задачи (2) из анализа сформированного банка данных решений локальной задачи относительно среднего значения $\bar{\Omega}_g$ и числа Маха \bar{M} по ЯП:

$$\tilde{\Omega}_g^{(0)}(z, \bar{M}, \bar{\Omega}_g) = \bar{\Omega}_g \left[\left[\Omega_{g,m,0}^{(0)}(\bar{M}) - \Omega_{g,m,1}^{(0)}(\bar{M}) \right] \exp\{-z^2 / (2\sigma_\Omega^2)\} + \Omega_{g,m,1}^{(0)}(\bar{M}) \right], \quad (3)$$

где z – осевая координата ЛЦСК; $\Omega_{g,m,0}^{(0)}(\bar{M})$, $\Omega_{g,m,1}^{(0)}(\bar{M})$ – интерполяционные полиномы m -ой степени, отражающие поведение функции $\Omega_g^{(0)}$ в начале ЛЦСК и на границе ЯП соответственно при различных значениях осредненного числа Маха \bar{M} ; σ_Ω – параметр, выбираемый из условия наилучшего приближения аппроксимационного решения к численному решению путем минимизации максимальной относительной погрешности аппроксимации вдоль оси симметрии макропоры при фиксированной геометрии и различных числах Маха \bar{M} , т.е. σ_Ω зависит только от геометрической формы области течения и свойств g -фазы.

Установлено, что функция вида (3) дает наилучшее приближение для сверхзвуковых периодических решений с относительной погрешностью не превышающей 3%. При моделировании функция формы f_Σ области $V_{\xi g}$ макропоры была выбрана в виде:

$$f_{\Sigma}(z) = (A_0 + B_0 - (A_0 - B_0)\cos(2\pi z))/2,$$

где $z \in [-1/2; 1/2]$; $A_0 = const$, $B_0 = const$, $0 < B_0 \leq A_0 \leq 1/2$. В качестве g -фазы рассматривался воздух.

Рис. 3 и 4 отображают характер поведения плотности и температуры в макропоре при различных значениях (дозвуковых и сверхзвуковых) среднего числа Маха \bar{M} .

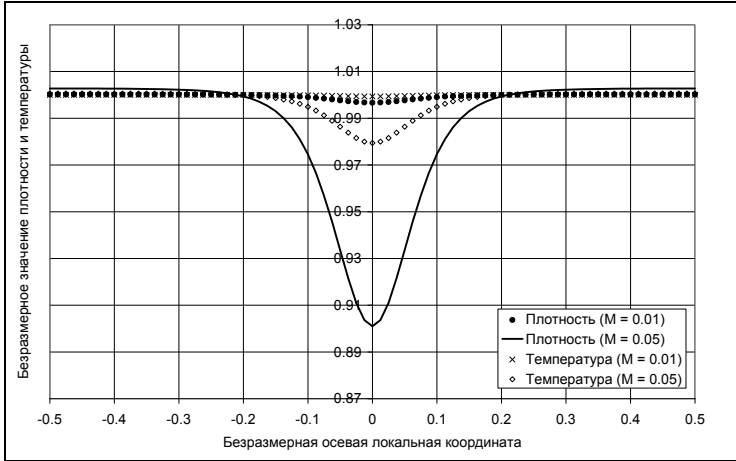


Рис. 3. Графики изменения плотности и температуры дозвукового локального потока вдоль оси симметрии макропоры для различных значений среднего числа Маха

На рис. 5 и 6 показаны графики изменения радиальной и осевой компонент скорости в ЛЦСК для макропоры вдоль одиннадцати линий тока при фиксированном значении $\bar{M} = 5.55$. Каждая линия тока пропорциональна функции формы f_{Σ} . На приведенных графиках геометрия области $V_{\xi g}$ определяется следующими параметрами: $A_0 = 0.45$, $B_0 = 0.1$.

Микронапряжения $\sigma_s^{(0)}$ и перемещения $u_s^{(1)}$ твердой фазы в области $V_{\xi s}$ (часть области твердой фазы, приходящаяся на одну ЯП) находятся из решения локальной задачи механики твердого тела нулевого уровня:

$$\begin{cases} \nabla_{\xi} \cdot \sigma_s^{(0)} = 0, \quad \varepsilon^{(0)} = \Pi \cdot \sigma_s^{(0)}; \\ 2\varepsilon^{(0)} = \nabla_{\bar{x}} \otimes \mathbf{u}_s^{(0)} + (\nabla_{\bar{x}} \otimes \mathbf{u}_s^{(0)})^T + \nabla_{\xi} \otimes \mathbf{u}_s^{(1)} + (\nabla_{\xi} \otimes \mathbf{u}_s^{(1)})^T, \quad \xi \in V_{\xi s}; \\ \sigma_s^{(0)} \cdot \mathbf{n}^{(0)} = -p_g^{(0)}, \quad \xi \in \Sigma_{\xi s g}; \quad \langle \mathbf{u}_s^{(1)} \rangle = 0; \quad \langle \mathbf{u}_s^{(1)} \rangle_s = 0, \end{cases} \quad (4)$$

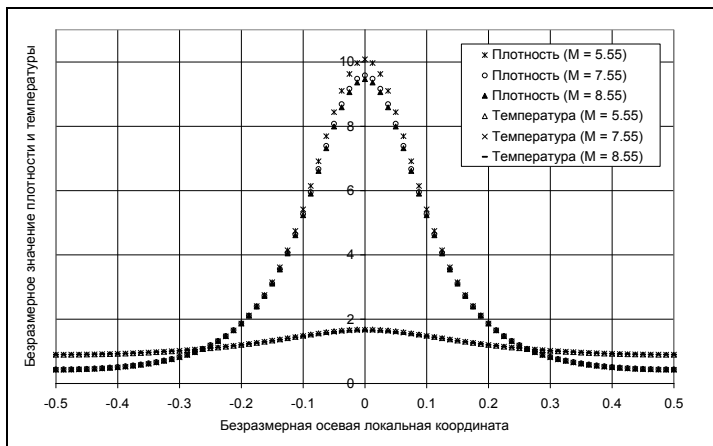


Рис. 4. Графики изменения плотности и температуры сверхзвукового локального потока вдоль оси симметрии макропоры для различных значений осредненного числа Маха

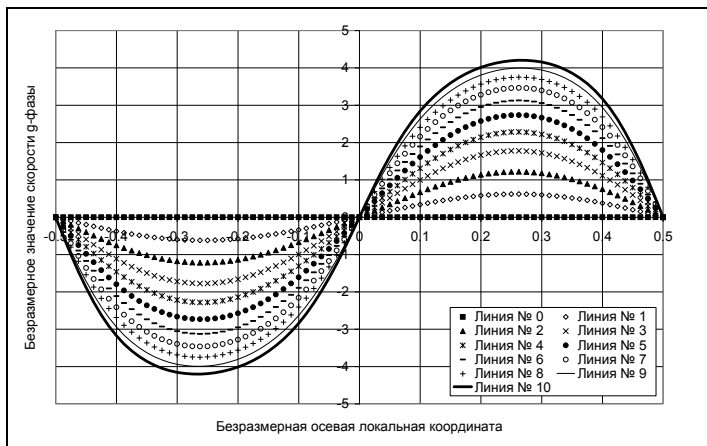


Рис. 5. Графики изменения радиальной компоненты вектора скорости сверхзвукового локального потока для различных линий тока g-фазы в макропоре

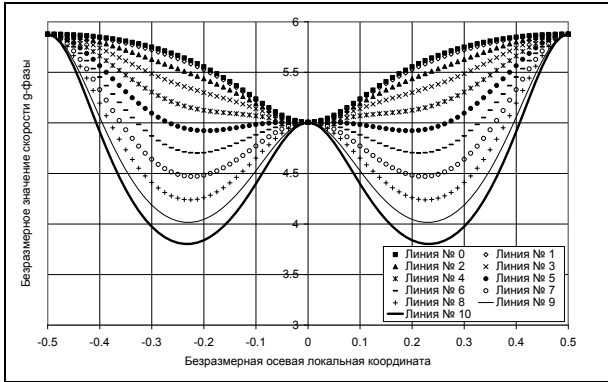


Рис. 6. Графики изменения осевой компоненты вектора скорости сверхзвукового локального потока для различных линий тока g-фазы в макропоре

где $\nabla_{\bar{x}}$ — оператор Гамильтона по глобальным координатам. Асимптотический ряд для вектора перемещений \mathbf{u}_s выбирается таким образом, что первый член $\mathbf{u}_s^{(0)}$ ряда не зависит от локальных координат. Поэтому решение задачи (4) ведется относительно функции $\mathbf{u}_s^{(1)}(\xi^m, \bar{x}^j, t)$, и сама задача, как и система (2), содержит условия периодичности и осреднения. Несмотря на такие особенности, эффекты, связанные с криволинейностью межфазной поверхности Σ_{sg} , интереса не представляют, поскольку постановка этой локальной задачи является стандартной для теории упругости. Ее решение может быть найдено, например, методом конечных элементов [7].

5. Глобальная задача. Осредненные по соответствующим фазам ГРТ функции (макропараметры): плотность $\bar{\rho}_g$, скорость $\bar{\mathbf{v}}_g$, температура $\bar{\theta}_g$ g-фазы; тензор напряжений $\bar{\boldsymbol{\sigma}}_s$, скорость $\bar{\mathbf{v}}_s$, вектор перемещений $\bar{\mathbf{u}}_s$ твердой фазы являются исходными данными для локальных задач (2), (4). Они зависят только от глобальных координат

нат \bar{x}^j и времени t . Для вычисления макропараметров получена так называемая глобальная задача [1, 2], в которую входят осредненные уравнения фаз ГРТ. Система глобальных уравнений в декартовой системе координат $O\bar{x}^k$, определяющей решение для всего объема демпфирующей системы, имеет вид:

$$\frac{\partial \{A\}}{\partial t} + [C] \frac{\partial \{q\}^r}{\partial \bar{x}^r} = \{P\},$$

в которой введены обозначения:

$$\begin{aligned} \{A\} &= (\varphi_s, \varphi_g \bar{\rho}_g, \bar{v}_s^1, \bar{v}_s^2, \bar{v}_s^3, \varphi_g \bar{\rho}_g \bar{v}_g^1, \varphi_g \bar{\rho}_g \bar{v}_g^2, \varphi_g \bar{\rho}_g \bar{v}_g^3, \varphi_g \bar{\rho}_g \bar{e}_g)^T; \\ \{q\}^r &= (0, \varphi_g \bar{\rho}_g \bar{v}_g^r, \varphi_s \bar{\sigma}_s^{r1}, \varphi_s \bar{\sigma}_s^{r2}, \varphi_s \bar{\sigma}_s^{r3}, \bar{Q}^r, \bar{Q}^2, \bar{Q}^3, \bar{b}^r)^T; \\ \{P\} &= (-J/\rho_s, J, -\bar{P}^1/(\varphi_s \rho_s), -\bar{P}^2/(\varphi_s \rho_s), -\bar{P}^3/(\varphi_s \rho_s), \bar{P}^1, \bar{P}^2, \bar{P}^3, E_g)^T; \\ \bar{e}_g &= c_g \bar{\theta}_g + \frac{1}{2} \sum_{\alpha=1}^3 \left[(\bar{v}_g^\alpha)^2 + \frac{1}{\rho_g} \langle \rho_g^{(0)} (\Delta v_g^\alpha)^2 \rangle_g \right] + \frac{C_g}{\bar{\rho}_g} \langle \rho_g^{(0)} \Delta \theta_g^{(0)} \rangle_g; \\ \bar{Q}^m &= \varphi_g \left(\bar{\rho}_g \bar{v}_g^r \bar{v}_g^m + \bar{p}_g \delta^{rm} + \langle \rho_g^{(0)} \Delta v_g^r \Delta v_g^m \rangle_g \right); \\ \bar{b}^r &= \varphi_g \left[(\bar{\rho}_g \bar{e}_g + \bar{p}_g) \bar{v}_g^r + \langle \rho_g^{(0)} \Delta v_g^r \Delta v_g^j \rangle_g \bar{v}_g^j \right] - \bar{E}_g^r; \\ \bar{E}_g &= \left\langle \rho_g^{(0)} \Delta v_g^r \left(\Delta e_g + \frac{1}{2} \sum_{\alpha=1}^3 (\Delta v_g^\alpha)^2 \right) \right\rangle_g - \langle p_g^{(0)} \Delta v_g^r \rangle_g, \end{aligned}$$

где \bar{v}_s^k, \bar{v}_g^k – декартовы компоненты скорости твердой фазы и г-фазы соответственно; Δv_g^i – компоненты вектора пульсаций скорости г-фазы относительно среднего значения \bar{v}_g^i ; \bar{E}_g^i – компоненты вектора энергии относительного движения г-фазы; C_{mm} – компоненты матрицы $[C]$, для которых $C_{mm} \rightarrow C_{nm} \delta_{nm}$, если $n, m = \overline{1, 9}$, причем $C_{11} = 0$, $C_{33} = C_{44} = C_{55} = -1/(\varphi_s \rho_s)$, $C_{22} = C_{66} = C_{77} = C_{88} = C_{99} = 1$; φ_g – пористость; $\varphi_s = 1 - \varphi_g$; J – интенсивность объемного фазового превращения; \bar{P}^k – компоненты вектора сил межфазового взаимодействия; E_g – интенсивность фазового энергетического обмена.

Макропараметры ГРТ вычислялись с применением модифицированной конечно-разностной схемы Мак-Кормака: 1) «предиктор», 2) «корректор», 3) «учет правой части» и 4) «сглаживание». Модификация общеизвестной схемы Мак-Кормака [8, 9] заключается в наличии 4-го этапа «сглаживание», который предусматривает

использование оператора специального вида, предназначенного для устранения нефизических осцилляций решения, возникающих при прохождении шагов 1)-3) разностной схемы.

Выполнены расчеты для одномерной демпфирующей системы (пористой пластины) с цилиндрическими макропорами. Рассмотрен случай распространения импульса давления, возникшего в результате действия импульсной динамической нагрузки на внешнюю сторону пластины, у которой тыльная поверхность соприкасается с неподвижной опорой. На рис. 7 и 9 показаны волновые картины сжимающих напряжений, возникающие в твердой фазе ГРТ в процессе его деформирования в случае отсутствия и появления фазового превращения. На рис. 8 и 10 показаны графики заданного внешнего воздействия на демпфирующую систему и зависимость модуля сжимающих напряжений на ее тыльной поверхности от безразмерного времени в случае отсутствия и появления фазового превращения.

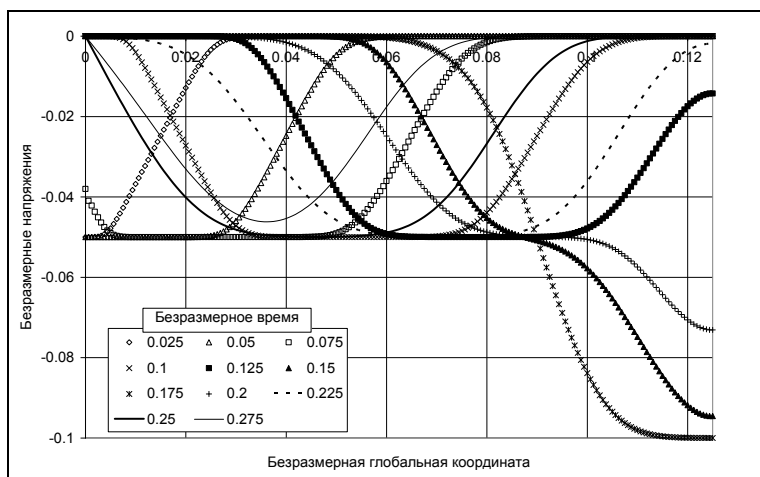


Рис. 7. Волны напряжения в твердой фазе ГРТ (вдоль пористой пластины) без фазового превращения

Из анализа приведенных графиков следует, что если в одномерной гетерогенной системе фазового превращения нет, то пластина ведет себя как упругое твердое тело, наблюдается рост напряжений на тыльной стороне пластины (рис. 8).

Если же в демпфирующей системе сложились условия для возникновения фазового превращения, то наблюдается значительное снижение напряжений на тыльной стороне пластины (рис. 10) за счет заполнения нанометровых пор твердого тела g-фазой.

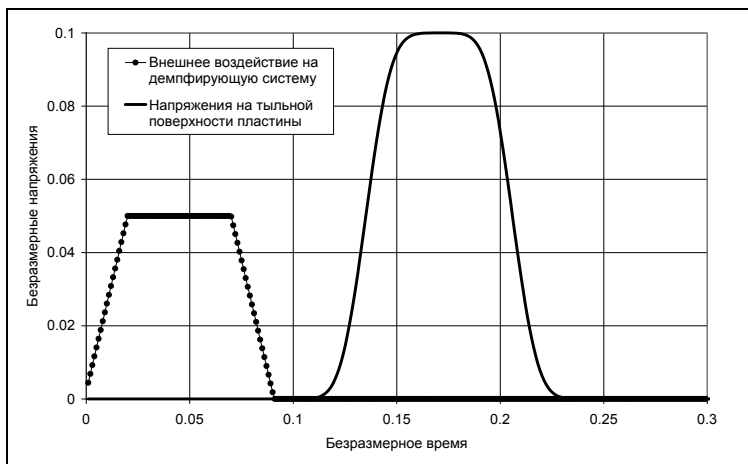


Рис. 8. Зависимость внешнего воздействия и модуля сжимающих напряжений от безразмерного времени (без фазового превращения)

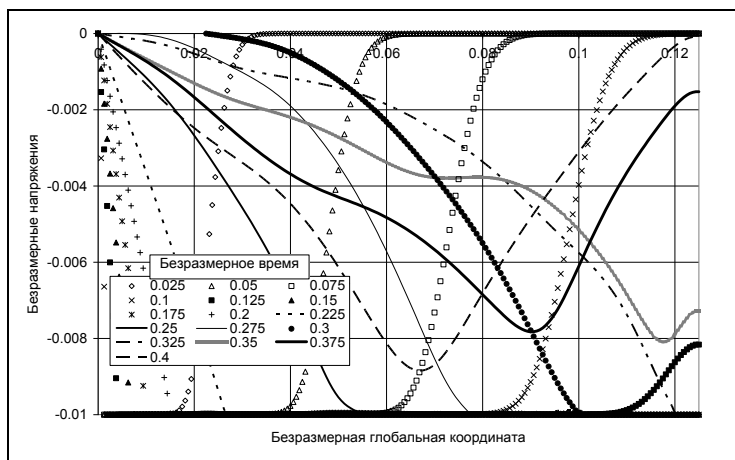


Рис. 9. Волны напряжения в твердой фазе ГРТ (вдоль пористой пластины) при наличии фазового превращения для различных значений безразмерного времени

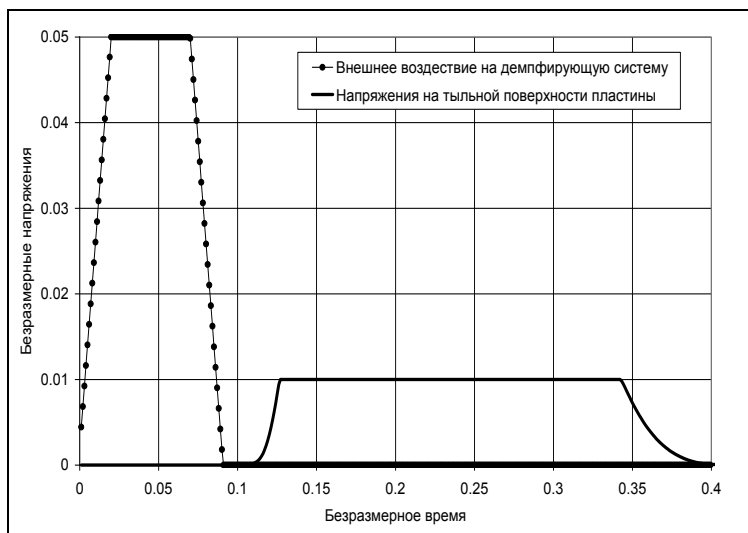


Рис. 10. Зависимость внешнего воздействия и модуля сжимающих напряжений на тыльной поверхности пористой пластины от безразмерного времени (при наличии фазового превращения)

6. Выводы. Разработана математическая модель, описывающая высокоскоростные нелинейные нестационарные процессы в гетерогенных деформируемых системах с фазовыми превращениями, показаны ее особенности. Модель может быть использована в процессе проектирования перспективных гетерогенных демпфирующих систем. На основе разработанных численных и численно-аналитических методов выполнены расчеты микро- и макропараметров такой динамической системы. Выявлены особенности локальных процессов переноса в макропорах ГРТ с криволинейной границей межфазной поверхности. Результаты расчетов макропараметров показали качественно правильное их соответствие имеющимся экспериментальным данным.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Димитриенко Ю.И. Механика композиционных материалов при высоких температурах. – М.: Машиностроение, 1997. – 368 с., ил.
2. Dimitrienko Yu.I. Dynamic Transport Phenomena in Porouse Polymer Materials Under Impuls Thermal Effects. – Transport in Porouse Media. – V.35. – 1999. – P.299-326.
3. Нигматулин Р.И. Динамика многофазных сред. Ч. I. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. – 464 с.
4. Санчес-Паленсия Э. Неоднородные среды и теория колебаний: Пер. с англ. – М.: Мир, 1984. – 472 с., ил.
5. Бахвалов Н.С., Панасенко Г.П. Осреднение процессов в периодических средах. – М.: Наука, 1984.
6. Ю.И. Димитриенко, М.Ю. Иванов. Моделирование нелинейных динамических процессов переноса в пористых средах. – В Сб. «Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Естественные науки». – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. – С.24-38.
7. David V. Hutton. Fundamentals of Finite Element Analysis. The McGraw-Hill Companies, 2004.
8. Роуч. П. Вычислительная гидродинамика/Пер. англ. В.А. Гуцина и В.Я. Митницкого. – М.: Изд-во «Мир», 1980.
9. Anderson, John David. Computational fluid dynamics: the basics with applications. – McGraw-Hill series in mechanical engineering – McGraw-Hill series in aeronautical and aerospace engineering, 1995.

В.А.Горшков, В.П.Котенев

**ПРИБЛИЖЕННЫЙ МЕТОД
РАСЧЕТА ДАВЛЕНИЯ НА ЗАТУПЛЕННЫХ ТЕЛАХ
НЕНУЛЕВОЙ КРИВИЗНЫ**

Разработан новый приближенный метод моделирования газовых потоков в окрестности ЛА, минимизирующий ряд недостатков существующих методов

1. Введение. При проектировании перспективных гиперзвуковых ЛА проведение экспериментальных теплоаэрогазодинамических исследований во многих случаях затруднено, а для некоторых расчетных режимов и невозможно. Поэтому исследование внешних задач аэродинамики с учетом эффектов многокомпонентности потоков, химических реакций, эффектов вязкости и теплопроводности, базируется, главным образом, на методах математического и численного моделирования.

Задачам численного моделирования гиперзвуковых газовых потоков с учетом этих эффектов посвящено значительное число работ отечественных и зарубежных исследователей (Белоцерковский О.М., Годунов С.К., Забродин А.В., Бабенко К.И., Воскресенский и др.). Существуют и коммерческие программные продукты для решения многомерных задач газовой динамики (такие как STAR-CD, ANSYS/CFX и др.).

Однако все эти методы обладают характерными недостатками, которые не позволяют их широко использовать в проектировании ЛА. Главный из них: установление по времени исходной формы ударной волны и искомым функций в узлах разностной сетки моделируются, как правило, слишком приближенно, на основе полуэмпирических соотношений. Это значительно снижает качество моделирования течений в окрестности ГЛА. Цель работы – разработка нового приближенного метода моделирования газовых потоков в окрестности ЛА, минимизирующего указанные выше недостатки.

Математическая модель движения химически реагирующей сплошной среды описывается системой уравнений, включающей в себя полные уравнения Навье-Стокса, уравнения неразрывности и энергии для смеси. В случае необходимости эта система дополняется уравнениями химической кинетики и уравнениями состояния. В качестве химической модели, как правило, принимается семикомпо-

нентная смесь, состоящая из атомарных и молекулярных кислорода, азота, окиси азота NO , ионов окиси азота NO^+ и электронов e^- . Уравнения диффузии включают в себя источниковую и диффузионную составляющие для каждого компонента. Возможные химические реакции для данной модели включают в себя реакции диссоциации-рекомбинации, обмена и ионизации.

Естественные граничные условия для системы заданы на ударной волне и на самом теле. На поверхности обтекаемого тела задавались условия прилипания. Режим теплообмена задавался охлаждением стенки или изменением температуры по кусочно-линейному закону. Для концентрации компонентов (атомов O и N , молекул NO) используются условия некаталитической поверхности стенки, в отношении рекомбинации заряженных частиц – условия идеально каталитической поверхности. Переход через ударную волну происходит «замороженным» образом, т.е. на ней концентрации совпадают с соответствующими значениями набегающего потока. На замыкающей области численного интегрирования границе, через которую газ вытекает из области, ставятся так называемые «мягкие» граничные условия вида линейной экстраполяции искомых функций.

2. Алгоритм решения задачи. Задача решается поэтапно и заключается в следующем:

Этап 1. ЛА разбивается на вспомогательные модельные тела (ВМТ). Для каждого ВМТ строится решение на его поверхности при помощи дифференциально-геометрического метода (ДГМ). Это решение используется для задания исходных данных (ИД) в методе установления. Необходимость этого этапа продиктована неудовлетворительной точностью ИД на сегодняшнем уровне.

Этап 2. Решается задача нестационарной идеальной газовой динамики с использованием начального аналитического приближения для ВМТ в области эллиптичности стационарных уравнений газовой динамики.

Этап 3. Решается маршевым методом стационарная задача в сверхзвуковой (гиперболической) области на основе строго консервативной формы записи уравнений.

Этап 4. Решается исходная 3-х мерная задача газовой динамики при помощи метода установления решения по времени с учетом вязкости (в рамках полных уравнений Навье-Стокса), многокомпонентности и химических реакций.

В качестве начальных условий в этой задаче используются данные, полученные на этапах 1-3. В настоящей работе рассматривается реализация первого этапа. Метод (ДГМ) основан на переходе

к так называемым динамическим переменным: давление P – функция тока $d\psi = -r^\lambda \rho v dz + r^\lambda \rho u dr$ вместо традиционных пространственных координат. Если давление переменено вдоль линии тока, то новая система аргументов не вырождена. При этом уравнение неразрывности удовлетворяется тождественно, а условие сохранения вдоль линии тока сводится к $(\partial S / \partial P) = 0$. Векторное уравнение Эйлера и граничное условие непротекания имеют вид [4]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \vec{V}}{\partial P} + r^\lambda \sqrt{g} \nabla P = 0, \\ \vec{V} \cdot \nabla \psi \equiv 0, \end{aligned} \quad (1)$$

где $\lambda = \begin{cases} 1, & \text{для осесимметричного течения,} \\ 0, & \text{для плоского течения.} \end{cases}$

Т.к. течение газа происходит в плоскости (меридиональной в осесимметричном случае), то условие равенства нулю полной кривизны этой плоскости позволяет получить уравнение относительно искомых параметров газовой динамики как функций угла наклона касательной к контуру тела σ [4]:

$$\frac{\partial^2 f}{\partial \sigma^2} + f = \frac{\partial R}{\partial \psi}, \quad (2)$$

где $f = 1/[r\rho V]$, r – цилиндрический радиус контура тела.

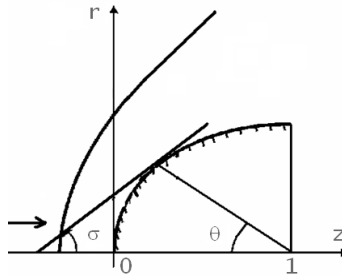


Рис. 1. Касательный и сферический углы

Если производная радиуса кривизны в правой части уравнения задана вдоль линии тока как функция того же угла, то общее решение уравнения есть

$$f = c_1 \cos \sigma + c_2 \sin \sigma + \int_{\sigma_k}^{\sigma} \frac{\partial R}{\partial \psi}(\tau) \sin(\sigma - \tau) d\tau, \quad (3)$$

или в конечно-разностном виде

$$f_{k+1} = \left\{ f_k \left(\cos 2h + \frac{4 \sin h}{3h} - \frac{2 \sin 2h}{3h} + \frac{h \sin 2h}{3} \right) + f_{k-1} \left(\frac{\sin 2h}{2h} - \frac{8 \sin h}{3h} + \frac{4h \sin h}{3} + \frac{\sin 2h}{3h} \right) + f_{k-2} \left(\frac{4 \sin h}{3h} - 1 \right) \right\} \left(\frac{\sin 2h}{2h} - \frac{\sin 2h}{3h} \right)^{-1}. \quad (4)$$

Соотношение (4) получено из общего решения при условии, что вдоль линии тока узлы разностной сетки расположены через одинаковые приращения $\Delta\sigma = h$. Производные аппроксимированы при помощи центральных разностей, а $\partial R/\partial\psi$ заменена правой частью уравнения (2) с последующим вычислением интеграла по формуле Симпсона.

Предлагается простой алгоритм расчета давления на поверхности тела: формула Ньютона [1] используется при $\sigma > 30^\circ$, а при $\sigma \leq 30^\circ$ – формула (4). Для проверки применения данного алгоритма были исследованы сфера, а также контуры осесимметричных тел и режимы их обтекания, рассмотренные в эталонных табличных данных Любимова, Русанова [5].

3. Анализ результатов расчёта. Сравнение с табличными данными показало, что максимальная относительная погрешность в распределении давления при таком подходе не превышает 20%, в то время как формула Ньютона при малых углах σ дает ошибку более 100%. Затраты времени на реализацию алгоритма ничтожно малы. Некоторые типичные результаты проиллюстрированы на рис. 2 и 3. Видно, что при малых числах Маха набегающего потока метод Ньютона сильно завышает давление на малых углах встречи тела с потоком, тогда как при больших числах Маха этот метод даёт близкое к нулю давление при тех же углах. Предлагаемый метод (ДГМ) дает более корректные результаты.

Еще один подход к определению параметров на поверхности тел, основанный на введении двухточечных скалярных произведений, позволяет найти решение не только при сверхзвуковых, но и при дозвуковых режимах обтекания с начальными данными в окрестности точки торможения.

Разложение решения в ряд по приращению давления для уравнений газовой динамики, записанных в переменных «давление – функция тока», имеет вид:

$$(\vec{V} \cdot \vec{V}_0) = V_0^2 + \left(\frac{\partial \vec{V}}{\partial P} \vec{V} \right)_0 \Delta P + \frac{1}{2!} \left(\frac{\partial^2 \vec{V}}{\partial P^2} \vec{V} \right)_0 \Delta P^2 + \dots + \frac{1}{k!} \left(\frac{\partial^k \vec{V}}{\partial P^k} \vec{V} \right)_0 \Delta P^k + O(\Delta P^{k+1}). \quad (5)$$

Отметим, что при использовании ряда или его следствий с точностью до членов порядка $O(\Delta P^m)$ для продвижения решения

вдоль линии тока в начальной точке должна быть известна производная $\left(\left(\partial^{m-2}\sigma\right)/\left(\partial P^{m-2}\right)\right)_0$, где $m = 2, 3, \dots$. Для достижения той же точности с помощью ряда Тейлора для функции $\sigma(P)$ требуется задать производную на порядок выше.

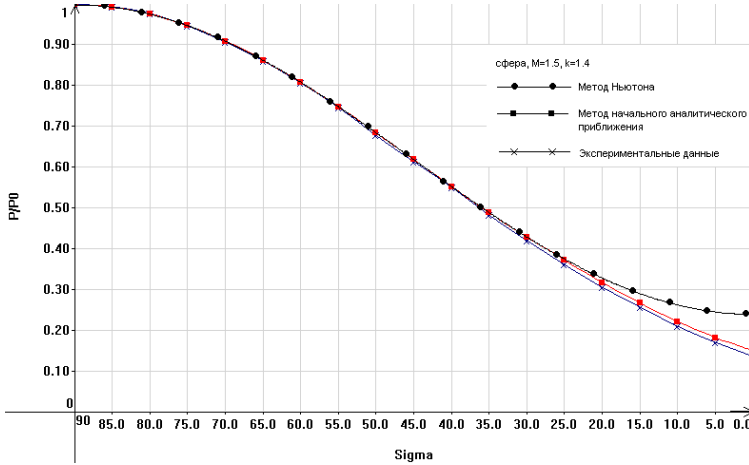


Рис. 2. Распределения давления для сферы. $M_\infty = 1.5$

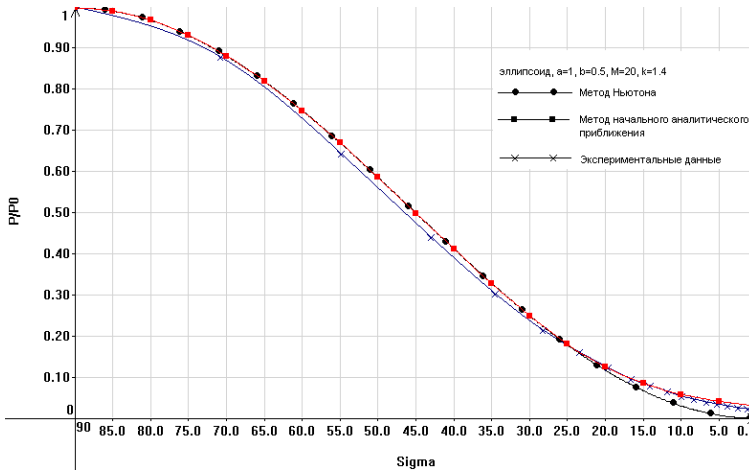


Рис. 3. Распределения давления для эллипсоида вращения с полуосями 1 и 0.5. $M_\infty = 20$

Если известна производная высокого порядка, то задача определения давления на линии тока представляется тривиальной. Эта ситуация является исключением. Для иллюстрации эффективности приведенных выше соотношений рассмотрим их применение в случае $m \leq 4$ в следующей комбинации:

$$V_{n+1}V_n \cos(\sigma_{n+1} - \sigma_n) = 2 \left\{ V_n^2 + \left[\frac{M_n^2 - 1}{\rho_n^2 V_n^2} - V_n^2 \left(\frac{\partial \sigma}{\partial P} \right)_n \right] \frac{\Delta P^2}{2!} \right\} - \quad (6)$$

$$-V_{n-1}V_n \cos(\sigma_{n-1} - \sigma_n) + O(\Delta P^4);$$

$$V_{n+1}V_n \cos(\sigma_{n+1} - \sigma_n) = V_{n-1}V_n \cos(\sigma_{n-1} - \sigma_n) - 2 \left\{ \frac{\Delta P}{\rho_n} + \left[-\frac{1}{\rho_n^2 V_n^2} \left(\frac{\partial M^2}{\partial P} \right)_n + \right. \right. \\ \left. \left. + \frac{1}{\rho_n^3 V_n^4} (M_n^2 - 1)(2M_n^2 - 3) + 3V_n^2 \left(\frac{\partial \sigma}{\partial P} \right)_n \left(\frac{\partial^2 \sigma}{\partial P^2} \right)_n - \frac{3}{\rho_n} \left(\frac{\partial^2 \sigma}{\partial P^2} \right)_n \right] \frac{\Delta P^3}{3!} \right\} \quad (7)$$

$$+ O(\Delta P^5).$$

Соотношения используют значения параметров в равноотстоящих по давлению узлах ($n-1$, n , $n+1$) на линии тока, а для конечно-разностной аппроксимации производных $(\partial \sigma / \partial p)_n$, $(\partial^2 \sigma / \partial p^2)_n$ применяются центральные разности. Формулы эффективны для пошагового продвижения решения вдоль линии тока (поверхности тела) ненулевой кривизны. Для примера они были использованы при определении давления на поверхности сферы, цилиндра, эллипсоида вращения с полуосями $a = 2/3b = 2/3c$. В качестве начальных данных задавались $\sigma_{-1} = \sigma(p_0 - \Delta p)$, $\sigma_0 = \sigma(p_0)$, $\sigma_1 = \sigma(p_0 + \Delta p)$. Здесь давление p_0 соответствует сферическому (полярному) углу $\theta = 20^\circ$ для осесимметричных тел и $\theta = 11.5^\circ$ для плоских тел; Δp – выбранный шаг продвижения решения вдоль линии тока.

В общем случае для сверхзвуковых режимов обтекания начальные данные в окрестности точки торможения потока достаточно точно задаются с помощью формул Ньютона и Буземана [2] или их совместного применения. Для дозвуковых течений можно использовать в окрестности критической точки известные «несжимаемые» распределения скоростей бесциркуляционного обтекания сферы или цилиндра. Проиллюстрируем некоторые результаты:

На рис. 4 показано, что для осесимметричных тел рассматриваемый метод, применённый совместно с формулой Буземана для больших углов σ , практически для всех углов σ даёт более точное решение, чем метод Ньютона. Рис. 5 демонстрирует, что для плос-

ких тел метод разложения в ряд так же является более точным, чем метод Ньютона.

При движении с гиперзвуковыми скоростями затупление ЛА в результате физико-химических процессов может приобретать форму сильнозатупленного тела вида $r = z^\alpha$, $\alpha < 1/2$ в цилиндрической системе координат (рис. 6).

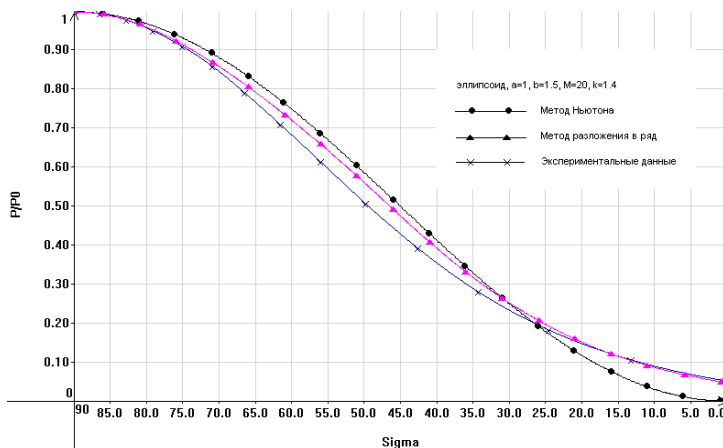


Рис. 4. Распределения давления для эллипсоида вращения с полуосями 1 и 1.5, $M_\infty = 20$

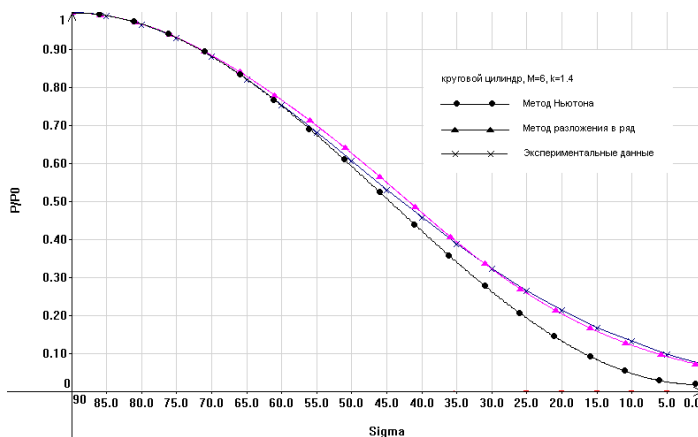


Рис. 5. Распределения давления для кругового цилиндра, $M_\infty = 6$

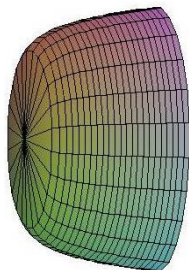


Рис. 6. Сильнозатупленное тело с контуром $r = z^{1/8}$

Для расчета давления на таких телах в окрестности точки торможения уже нельзя пользоваться формулой Ньютона или формулами Ньютона-Буземана. Для обеспечения применения предлагаемого метода при углах $75^\circ \leq \sigma \leq 90^\circ$ для таких тел в данной работе разработан эмпирическая формула:

$$\frac{P}{P_0} = 1 - \frac{1}{3\alpha} \left[\frac{90^\circ - \sigma}{6} \left(R(90^\circ) + 4R\left(\frac{90^\circ + \sigma}{2}\right) + R(\sigma) \right) \right]^2, \quad (8)$$

Соотношение (8) сопрягается с формулой Ньютона вплоть до углов $\sigma \leq 40^\circ$, а при $\sigma \leq 40^\circ$ применяется ДГМ. На рис. 7 и 8 приведены некоторые практические результаты. Из них видно, что такой подход обеспечивает значительно более точное приближение, чем метод Ньютона.

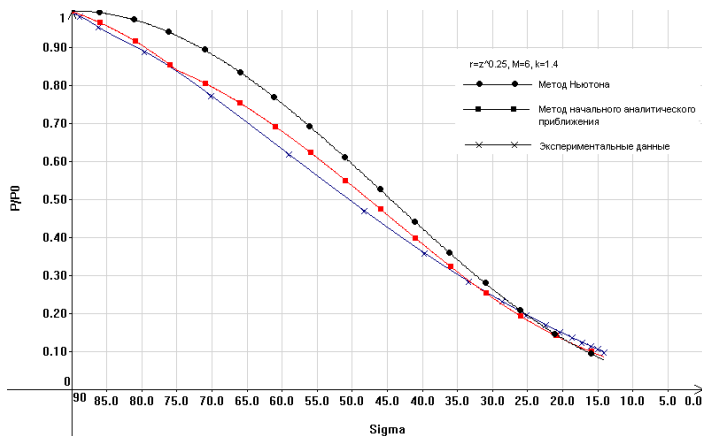


Рис. 7. Распределения давления для тела $r = z^{0.25}$, $M_\infty = 6$

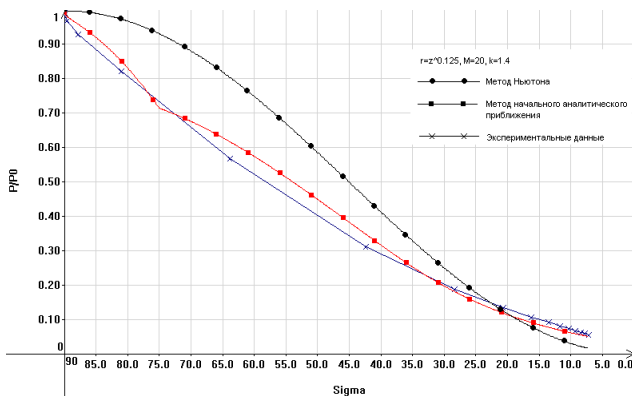


Рис. 8. Распределения давления для тела $r = z^{0.125}$, $M_\infty = 20$

4. Выводы. Основные результаты представленной работы:

1. Построена математическая модель двумерных течений газа около поверхности затупленных тел в переменных давление-функция тока и на ее основе – дифференциально-геометрический метод (ДГМ) получения приближенно-аналитических решений осесимметричных и плоских установившихся задач идеальной газовой динамики.

2. Разработан метод начального аналитического приближения для моделирования течения на затупленных телах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Хейз У.Д., Пробстин Р.Ф. Теория гиперзвуковых течений. – М.: ИЛ, 1962. – 607с.
2. Черный Г.Г. Газовая динамика. – М.: Наука, 1986г. – 424с.
3. Котенев В.П. О некоторых зависимостях для определения давления на поверхности плоского или осесимметричного тела // Ученые записки ЦАГИ. – 1993. – Т. XXIV, №2. – С. 139-144.
4. Котенев В.П. Уравнения двумерных течений газа в динамических переменных // Информационные технологии. – 2007. – №1. – С. 37-41.
5. Любимов А.Н., Русанов В.В. Течения газа около тупых тел. – М.: Наука, 1970. – Т.1 – 287с. Т.2 – 380с.

В.А. Кутыркин, М.Б. Чалей

СПЕКТРАЛЬНО-СТАТИСТИЧЕСКИЙ ПОДХОД К РАСПОЗНАВАНИЮ СКРЫТОЙ ПЕРИОДИЧНОСТИ В ТЕКСТОВЫХ СТРОКАХ

Предложены оригинальные методы распознавания скрытой профильной периодичности, основанные на спектрально-статистическом подходе. Для текстовых строк выделяются спектрально-статистические характеристики, чувствительные к искомому типу периодичности.

1. Введение. Ранее распознавание скрытой периодичности в текстовых строках было основано только на понятии размытого тандемного повтора, периодическая структура которого определяется текстовым консенсус-паттерном. В настоящее время для текстовых строк введено новое понятие скрытой периодичности, названное профильной периодичностью [1] или профильностью. Было показано, что это понятие расширяет понятие размытого тандемного повтора.

В настоящей работе предложены оригинальные методы распознавания скрытой профильной периодичности. Методы основаны на спектрально-статистическом подходе (2С подходе), с помощью которого для текстовых строк выделяются спектрально-статистические характеристики, чувствительные к искомому типу периодичности. Введение таких характеристик стало возможным благодаря предложенной ранее модели проявления скрытой профильной периодичности [1]. Согласно этой модели, текстовые строки рассматриваются как реализации специальных случайных строк, названных профильными строками.

2. Структура случайных и профильных строк. Далее:

$A = \langle a_1, \dots, a_K \rangle$ – алфавит анализируемой текстовой строки;

$\mathbf{p} = (p^1, \dots, p^K)^T$ – столбец частот букв алфавита A $\left(\sum_{i=1}^K p^i = 1 \right)$ и

$Chr(\mathbf{p}, A)$ – случайная буква, принимающая с вероятностью (частотой) p^i значение буквы a_i алфавита A .

Рассмотрим упорядоченный набор $Chr(\pi_1, A), \dots, Chr(\pi_L, A)$ из L случайных букв, где π_1, \dots, π_L – их столбцы частот, соответственно. Тогда матрица $\pi = (\pi_1, \dots, \pi_L) = (\pi_j^i)_L^K$ называется L -профильной матрицей для алфавита A .

Строка $Str_L(\pi, A) = Chr(\pi_1, A)Chr(\pi_2, A)\dots Chr(\pi_L, A)$ из перечисленных независимых случайных букв далее называется случайной строкой (длины L в алфавите A), индуцируемой L -профильной матрицей $\pi = (\pi_1, \dots, \pi_L) = (\pi_j^i)_L^K$. Если b_j – независимая реализация случайной буквы $Chr(\pi_j, A)$ ($j = 1, \dots, L$) строки $Str_L(\pi, A)$, то текстовая строка $b_1 b_2 \dots b_L$ является реализацией случайной строки $Str_L(\pi, A)$.

Если $Str_L(\pi, A) = Str Str \dots Str$, где Str – некоторая случайная строка, то случайная строка $Str_L(\pi, A)$ называется периодической. Непериодическая случайная строка $Str_L(\pi, A)$ называется случайным паттерном периодичности и для неё используется обозначение $Ptn_L(\pi, A) = Str_L(\pi, A)$. Случайная строка

$$Tdm_L(\pi, A, n) = \underbrace{Ptn_L(\pi, A)Ptn_L(\pi, A)Ptn_L(\pi, A)\dots Ptn_L(\pi, A)}_{r_L} Str_m(\pi', A)$$

называется совершенным тандемным повтором длины n (в алфавите A) со случайным паттерном периодичности $Ptn_L(\pi, A)$, где $\pi' = (\pi_1, \dots, \pi_m) = (\pi_j^i)_m^K$ – профильная матрица ($0 \leq m < L$). Такой тандемный повтор называется L -профильной строкой (однородной, если $L = 1$) длины n с главной профильной матрицей π . В этом случае число L называется основным периодом профильной строки $Tdm_L(\pi, A, n)$.

3. Базовые спектрально-статистические характеристики.

А) Пусть $Str = Str_n(\pi, A) = Chr(\pi_1, A)Chr(\pi_2, A)\dots Chr(\pi_n, A)$ – случайная строка, индуцируемая профильной матрицей $\pi = (\pi_1, \dots, \pi_n) = (\pi_j^i)_n^K$. Б) Для анализируемого тест-периода L последовательно разобьём строку $Str = Str_n(\pi, A)$ на подстроки длины L (последняя подстрока может иметь меньшую длину), образуя горизонтальным L -профиль строки Str . Для текстовой строки гори-

зонтальный L -профиль строится аналогичным образом. В) Горизонтальный L -профиль строки можно представить в виде вертикального L -профиля. Для этого подстроки горизонтального L -профиля последовательно располагаются друг под другом, образуя строки вертикального L -профиля. Г) Вертикальный L -профиль случайной строки $Str = Str_n(\boldsymbol{\pi}, A)$ позволяет вычислить матрицу $\Pi_{Str}(L) = (\theta_j^i)_L^K = (\boldsymbol{\theta}_1, \dots, \boldsymbol{\theta}_L)$, в которой каждый j -тый столбец ($1 \leq j \leq L$) получен усреднением столбцов частот случайных букв, расположенных в j -том столбце вертикального L -профиля строки $Str = Str_n(\boldsymbol{\pi}, A)$.

Матрица $\Pi_{Str}(L) = (\theta_j^i)_L^K = (\boldsymbol{\theta}_1, \dots, \boldsymbol{\theta}_L)$ называется L -профильной матрицей строки $Str = Str_n(\boldsymbol{\pi}, A)$. Аналогично определяется (выборочная) L -профильная матрица $\Pi_{str}(L)$ текстовой строки str для диапазона тест-периодов $1, \dots, L_{\max} \sim n/5K$. Таким образом, для случайной строки $Str = Str_n(\boldsymbol{\pi}, A)$ и текстовой строки str введены функции Π_{Str} и Π_{str} , называемые профильно-матричными спектрами строк $Str = Str_n(\boldsymbol{\pi}, A)$ и str , соответственно, с указанным единым диапазоном тест-периодов.

4. Критерий статистической неотличимости строк. Пусть str – текстовая и Str – случайная строки длины n в алфавите A . Их профильно-матричные спектры Π_{str} и Π_{Str} имеют единый диапазон тест-периодов от 1 до $L_{\max} \sim n/5K$. Для наглядности изложения предполагается, что $L_{\max} \sim 100$.

Для λ -профильных матриц $\Pi_{str}(\lambda) = (\pi_j^*{}^i)_\lambda^K$ и $\Pi_{Str}(\lambda) = (\pi_j^i)_\lambda^K$ ($1 \leq \lambda \leq L_{\max}$) вычисляется статистика Пирсона:

$$\psi(\Pi_{str}(\lambda), \Pi_{Str}(\lambda)) = R_\lambda \sum_{j=1}^{\lambda} \sum_{i=1}^K (\pi_j^*{}^i - \pi_j^i)^2 / \pi_j^i, \quad (1)$$

где $R_\lambda = n/\lambda$. При достаточно большом R_λ

$$\psi(\Pi_{str}(\lambda), \Pi_{Str}(\lambda)) \sim \chi_{(K-1)\lambda}^2. \quad (2)$$

Статистика (1) фиксирует различие профильных матриц $\Pi_{str}(\lambda)$ и $\Pi_{Str}(\lambda)$. С помощью формул (1) и (2) определим статистику

$$H_{(str, Str)}(\lambda) = \frac{\psi(\Pi_{str}(\lambda), \Pi_{Str}(\lambda))}{\chi_{crit}^2((K-1)\lambda, \alpha)}, \quad (3)$$

где $\chi_{crit}^2((K-1)\lambda, \alpha)$ – критическое значение для стандартной статистики χ^2 -критерия согласия с $(K-1)\lambda$ степенями свободы на уровне значимости $\alpha = 0.05$.

Функция $H_{(str, Str)}$, введенная формулой (3), называется спектром сравнения строк str и Str . Спектр $H_{(str, Str)}$ позволяет (на выбранном уровне значимости) проверить гипотезу статистической неотличимости строк str и Str . В частности, если строка str является реализацией случайной строки Str , то, как правило, для любого тест-периода $\lambda = 1, \dots, L_{max}$ выполняется условие: $H_{(str, Str)}(\lambda) \leq 1$. Следовательно, если выполняется условие: $H_{(str, Str)} \leq 1$, то (на выбранном уровне значимости) указанные строки можно признавать статистически неотличимыми. В противном случае, следует принять гипотезу о различии указанных строк.

Спектр $H_{(str, Str)}$ индуцирует (выборочное) множество $Sp_H(str, Str)$ значимых отличий указанных строк:

$$Sp_H(str, Str) = \{\lambda : 1 \leq \lambda \leq L_{max}, H_{(str, Str)}(\lambda) > 1\} \quad (4)$$

Выборочное множество $Sp_H(str, Str)$ позволяет сформулировать следующий критерий проверки статистической неотличимости строк str и Str . Если $Sp_H(str, Str) = \emptyset$, то для указанных строк принимается гипотеза статистической неотличимости. В противном случае, эта гипотеза отвергается.

5. Оценка случайного паттерна профильной периодичности.

Если для анализируемой текстовой строки str и тестируемой случайной строки Str выполняется условие: $Sp_H(str, Str) = \emptyset$, то принимается гипотеза о том, что строка str является реализацией строки Str . Кроме того, если строка Str является L -профильной, то для строки str принимается гипотеза о наличии в ней скрытой L -профильной периодичности. В этом случае главная профильная матрица строки Str индуцирует оценку случайного паттерна периодичности для строки str . В частности, если строка Str является 1-профильной, т.е. однородной, то для строки str принимается гипотеза о её скрытой однородности.

6. Методы распознавания скрытой профильной периодичности. В настоящем разделе предлагается оригинальный спектрально-статистический подход (2С подход) для распознавания в текстовых строках скрытой профильной периодичности. Этот подход является дальнейшим развитием подхода, предложенного ранее в [1] для распознавания размытых тандемных повторов.

Распознать профильную периодичность в строке str (длины n в алфавите A) – значит найти такую профильную строку, реализацией которой, согласно критерию неотличимости строк, является эта текстовая строка. Главная матрица профильно-матричного спектра такой профильной строки ищется среди матриц выборочного профильно-матричного спектра Π_{str} анализируемой текстовой строки str . Таким образом, необходимо перебрать профильные матрицы спектра Π_{str} для тест-периодов из диапазона от 1 до L_{\max} .

Пусть L – минимальный тест-период (из указанного диапазона), на котором зафиксирована неотличимость строки str от L -профильной строки $Tdm_L(\Pi_{str}(L), A, n)$. Тогда для строки str принимается гипотеза о наличии в ней скрытой L -профильности и выборочная L -профильная матрица $\Pi_{str}(L)$ индуцирует оценку случайного паттерна периодичности $Ptn_L(\Pi_{str}(L), A)$ для строки str .

При выявленной L -профильности и наличии достаточного статистического материала для анализируемой текстовой str строки возможна статистическая реконструкция, вводимого ниже спектра отклонения от любой профильности, например, – от однородности. Сходство исходного и реконструированного спектров отклонения будет служить дополнительным подтверждением найденной оценки случайного паттерна профильной периодичности.

Спектром отклонения от Λ -профильности анализируемой строки str называется спектр $D_{(\Lambda, str)} = H_{(str, Tdm_{\Lambda})} = \mathbf{D}\Lambda$ (см. (3)), где $1 \leq \Lambda \leq L_{\max}$ и $Tdm_{\Lambda} = Tdm_{\Lambda}(\Pi_{str}(\Lambda), A, n)$. Опишем метод статистической реконструкции спектра $D_{(\Lambda, str)} = \mathbf{D}\Lambda$ отклонения от Λ -профильности для текстовой строки str в предположении, что эта строка является реализацией L -профильной строки $Tdm_L = Tdm_L(\Pi_{str}(L), A, n)$, где L – некоторый тест-период множества $Sp_H(str, Tdm_1)$ (см. (4)) и $Tdm_1 = Tdm_1(\Pi_{str}(1), A, n)$.

С помощью датчика случайных чисел создаётся реализация str^* L -профильной строки $Tdm_L(\Pi_{str}(L), A, n)$. Для неё вычисляются выборочный профильно-матричный спектр Π_{str^*} , профильно-матричный спектр $\Pi_{Tdm^*_L}$ L -профильной строки

$$Tdm^*_L = Tdm_L(\Pi_{str^*}(L), A, n)$$

и спектр $D_{(\Lambda, str^*)}$ отклонения от Λ -профильности в текстовой строке str^* .

$$\text{Спектр } St_{(\Lambda, str)}^{(L)} = D_{(\Lambda, str^*)} = H_{(str^*, Tdm^*_L)} = \mathbf{ST_REC_}\Lambda_L$$

называется статистической реконструкцией спектра $D_{(\Lambda, str)}$ для тест-периода L . Сравнивая при различных L спектры $D_{(\Lambda, str)}$ и $St_{(\Lambda, str)}^{(L)}$, можно получить дополнительное подтверждение найденной оценке паттерна периодичности для анализируемой текстовой строки str .

В настоящей работе реконструировались спектры $D_{(1, str)} = \mathbf{D1}$ отклонения от однородности (1-профильности) как наиболее информативные. Согласно 2С подходу, для уменьшения трудоемкости поиска периода скрытой профильной периодичности предварительно вычисляется еще одна спектрально-статистическая характеристика анализируемой текстовой строки, названная ее спектром обобщенного показателя профильности.

Приведем строгое определение спектра обобщенного показателя профильности анализируемой текстовой строки str . Пусть λ – тест-период строки str и Π_{Tdm} – профильно-матричный спектр тестируемой L -профильной строки $Tdm = Tdm_L(\Pi_{str}(L), A, n)$, где $1 \leq \lambda, L \leq L_{\max}$. Для выбранных L и λ , согласно формулам (1) и (2), рассмотрим статистику Пирсона отклонения выборочной матрицы $\Pi_{str}(\lambda)$ от теоретической матрицы $\Pi_{Tdm}(\lambda)$:

$$v(L; \Pi_{str}(\lambda), \Pi_{Tdm}(\lambda), n) = \psi(\Pi_{str}(\lambda), \Pi_{Tdm}(\lambda), n). \quad (5)$$

Исходя из формулы (5), в качестве обобщенного показателя отклонения от L -профильности всей строки str можно рассмотреть статистику:

$$w_{str}(L) = \sum_{\lambda=1}^{L_{\max}} v(L; \Pi_{str}(\lambda), \Pi_{Tdm}(\lambda), n) \sim \chi_M^2, \quad (6)$$

где, допуская нестрогость, полагаем

$$M = \sum_{\lambda=1}^{L_{\max}} (K-1)\lambda = 0.5(K-1)(L_{\max} + 1)L_{\max}.$$

Поскольку число степеней свободы в формуле (6) достаточно велико, можно использовать известное приближение:

$$u_{str}(L) = \sqrt{2w_{str}(L)} - \sqrt{2M-1} \sim N(0,1), \quad (7)$$

где $N(0,1)$ – стандартное нормальное распределение. С помощью функции (7) определяется спектр U_{str} обобщенного показателя профильности для текстовой строки str :

$$U_{str} = -u_{str} = \mathbf{U}. \quad (8)$$

7. Результаты и обсуждение. В качестве примера распознавания скрытой профильности на основе 2С подхода рассмотрим фрагмент последовательности бактериального генома с алфавитом в четыре буквы. Рассматриваемый фрагмент не является размытым тандемным повтором. Для этого фрагмента, ранее [2], высказывались гипотезы о наличии в нём скрытой периодичности неизвестного типа в 3 нуклеотида (Фурье анализ) и 27 нуклеотидов.

На рис. 1 приведены спектрально-статистические характеристики фрагмента последовательности (5046-5742 нукл.) гена “суа” кальмодулин-чувствительной аденилатциклазы *Bordetella pertussis* (GenBank, locus ВРСУА). В последовательности проявляется 27-профильность. (а) Спектр **D1** отклонения от 1-профильности. (б) Спектр обобщенного показателя профильности фрагмента (см. (8)). (в) Спектр отклонения от 3-профильности. (г) Спектр отклонения от 27-профильности. (д) Статистическая реконструкция спектра **D1** фрагмента в предположении его скрытой 3-профильности. (е) Статистическая реконструкция спектра **D1** фрагмента в предположении его скрытой 27-профильности.

Согласно рис.1(а) в рассматриваемом фрагменте наблюдается значимая неоднородность на тест-периодах в 3М нуклеотидов, где $M=1, \dots, 11$. Согласно спектру обобщенного показателя профильности на рис.1(б) все эти тест-периоды необходимо проанализировать на скрытую профильность. Проведенный анализ показал, что скрытая профильность проявляется только на тест-периоде в 27 нуклеотидов (см. рис.1(г)), так как значения спектра **D27** отклонения от 27-профильности нигде не превышают 1. Спектр **D3** отклонения от 3-профильности на рис.1(в) является типичным примером среди остальных рассматриваемых тест-периодов, на которых гипотеза о наличии скрытой профильности отвергается.

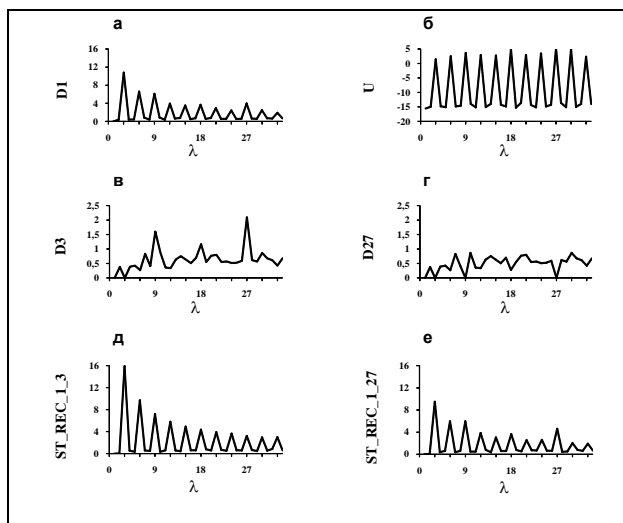


Рис.1. Спектрально-статистические характеристики

Существование в последовательности фрагмента скрытой 27-профильности подтверждается сходством статистической реконструкции **ST_REC_1_27** на тест-периоде в 27 нуклеотидов (нукл.) со спектром **D1** анализируемой последовательности. Для сравнения на рис.1(д) показана статистическая реконструкция **ST_REC_1_3** спектра **D1** на тест-периоде в 3 нукл.

Отметим, что во многих кодирующих последовательностях (длина кодонов – 3 нукл.) геномов организмов проявляется наглядная 3-периодичность спектра обобщенного показателя профильности **U** (см., например, рис.1(б)). Такое явление можно назвать проявлением регулярной неоднородности в геномной последовательности на длине кодонов. В общем случае, из фиксации такой регулярности может не следовать наличие скрытой профильной периодичности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Chaley M., Kutyrkin V. *Mathematical Biosciences*. 2008. V.211. P.186.
2. Korotkov E.V., Korotkova M.A., Kudryashov N.A. *Physics Letters A*. 2003. V.312. P.198.

УДК 004.4

И.А. Иванов, В.В. Савельев

ОБНАРУЖЕНИЕ ОБЪЕКТОВ ЗАДАННОГО КЛАССА НА ИЗОБРАЖЕНИЯХ В УСЛОВИЯХ АПРИОРНОЙ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ПАРАМЕТРОВ НАБЛЮДЕНИЯ

Предложен метод обнаружения на изображениях объектов заданного класса в условиях априорной неопределенности ряда параметров наблюдения. Метод основан на использовании зонных алгоритмов распознавания образов[1]. Применяется разработанное авторами специальное преобразование координат.

1. Введение. Автономные летательные аппараты (ЛА) решают задачи, которые требуют разработки новых или модификации известных методов обнаружения на снимках земной поверхности (получаемых в полете) мобильных объектов заданного класса, таких как самолеты, корабли, автомобили и т.п.

В отличие от традиционной задачи обнаружения стационарных реперных объектов, обнаружение мобильных объектов связано с необходимостью парирования ряда априорно неопределенных параметров наблюдения. Во-первых, очевидно, что для мобильных объектов имеет место априорная неопределенность их ориентации на снимке. Во-вторых, обнаружить требуется, как правило, не один конкретный объект, а все объекты заданного класса. Поэтому, процедура обнаружения должна строиться с учетом ряда условий:

1) поиск должен осуществляться по признакам, характерным для всех представителей данного класса;

2) яркость (окраска) объектов неизвестна и может значительно отличаться для различных представителей одного класса;

3) наряду с априорной неопределенностью ориентации существует априорная неопределенность масштаба на изображении, т.к. объекты одного класса могут существенно отличаться по размерам.

В настоящей работе предложен алгоритм, способный эффективно решать задачу обнаружения объектов заданного класса в таких условиях. Он базируется на использовании решающих функций (РФ) зонных алгоритмов, разработанных В.В. Савельевым [1], особенностью которых является инвариантность к реализуемым на изображении яркостям.

Суть зонных алгоритмов состоит в следующем: в качестве эталона используется матрица цифровых кодов, задающих конфигурацию областей (зон), которые на снимке должны иметь близкую к однородной (но неизвестную) яркость. РФ зонного алгоритма вычисляет контраст между яркостями участков изображения, соответствующих этим зонам. Отклик РФ зонного алгоритма пропорционален этим измеренным по изображению контрастам. Можно показать, что значение контраста достигает максимального значения, если конфигурация однородных (по яркости) областей на изображении совпадает с конфигурацией, заданной зонным эталоном.

1. Схема решения задачи. С точки зрения статистического подхода к распознаванию образов для обнаружения должны быть последовательно рассмотрены все возможные гипотезы τ_i о нахождении объекта во фрагментах наблюдаемого изображения (НИ) размером с эталон (рис. 1). Для каждой гипотезы τ_i вычисляется отклик РФ $\Phi(\tau_i)$, являющийся мерой правдоподобия гипотезы. Если значение РФ превышает некоторый заданный порог, то гипотеза считается истинной (на фрагменте НИ обнаружен искомый объект).

Предполагается, что размеры объекта и его угол поворота на НИ и эталоне точно совпадают. Априорная неизвестность угла поворота и масштаба вносят дополнительную неопределенность в процедуру распознавания. Тогда, в соответствии с логикой статистического подхода, следует рассмотреть все возможные гипотезы $\epsilon_j = (\epsilon_1^j, \epsilon_2^j)$ об угле поворота ϵ_1^j и масштабе наблюдаемого на изображении объекта ϵ_2^j . Это приводит к появлению вложенной подзадачи распознавания (определение угла поворота и масштаба объекта – рис. 2).

После того, как определены наиболее вероятные угол поворота и масштаб объекта ϵ_0 в данной гипотезе τ_i , необходимо в соответствии с найденными параметрами изменить геометрию эталона и только после этого вычислить отклик РФ на данную гипотезу $\Phi(\tau_i, \epsilon_0)$.

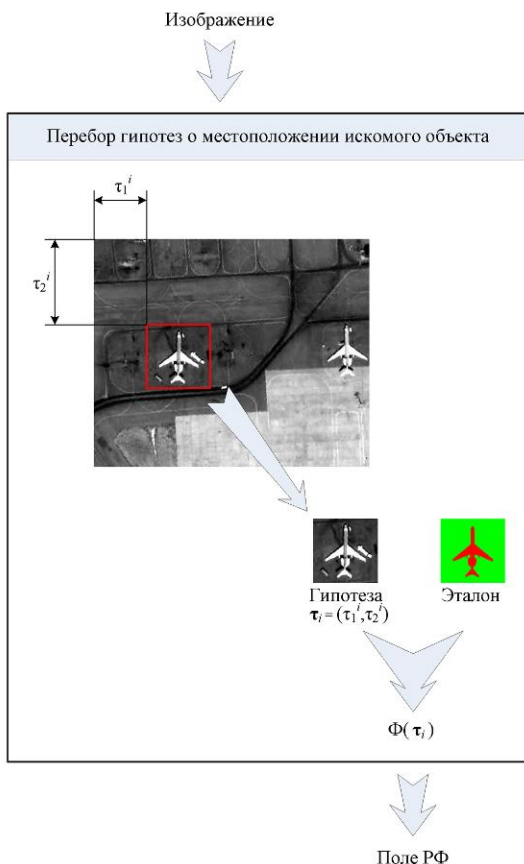


Рис. 1 Общая схема решения задачи обнаружения

Решение задачи распознавания в такой постановке позволяет обнаруживать объекты в условиях априорной неопределенности параметров наблюдения. Кроме того, для найденных по этой схеме объектов будут известны не только их координаты, но и угол поворота и масштаб относительно эталона.

Однако решение «в лоб» (путем геометрических преобразований эталона) является чрезвычайно сложной, с вычислительной точки зрения, задачей. Перебор всех гипотез, сам по себе, требует больших вычислительных затрат, а включение в него геометрических преобразований делает алгоритм практически неприменимым.

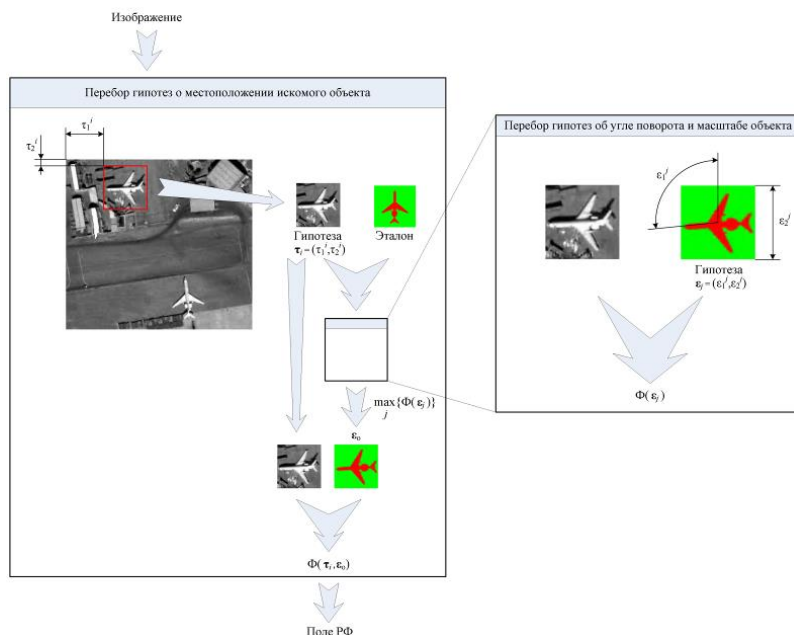


Рис. 2. Общая схема решения задачи распознавания в условиях априорной неопределенности параметров наблюдения

В работе предлагается рассматривать гипотезы ϵ_j об угле поворота и размере объекта в специально разработанной системе координат. Особенностью этой системы координат является то, что в ней поворот и изменение масштаба в декартовой системе координат, соответствуют линейным сдвигам по координатным осям. Рассмотрение гипотез ϵ_j проводится аналогично рассмотрению гипотез τ_j в декартовой системе координат. Путем линейных сдвигов определяется наиболее вероятное совмещение эталона и фрагмента изображения. Использование этой системы координат позволяет исключить из процесса решения задачи геометрические преобразования, что существенно сокращает время выполнения алгоритма. Упрощенно схема предлагаемого в настоящей работе алгоритма обнаружения представлена на рис. 3.

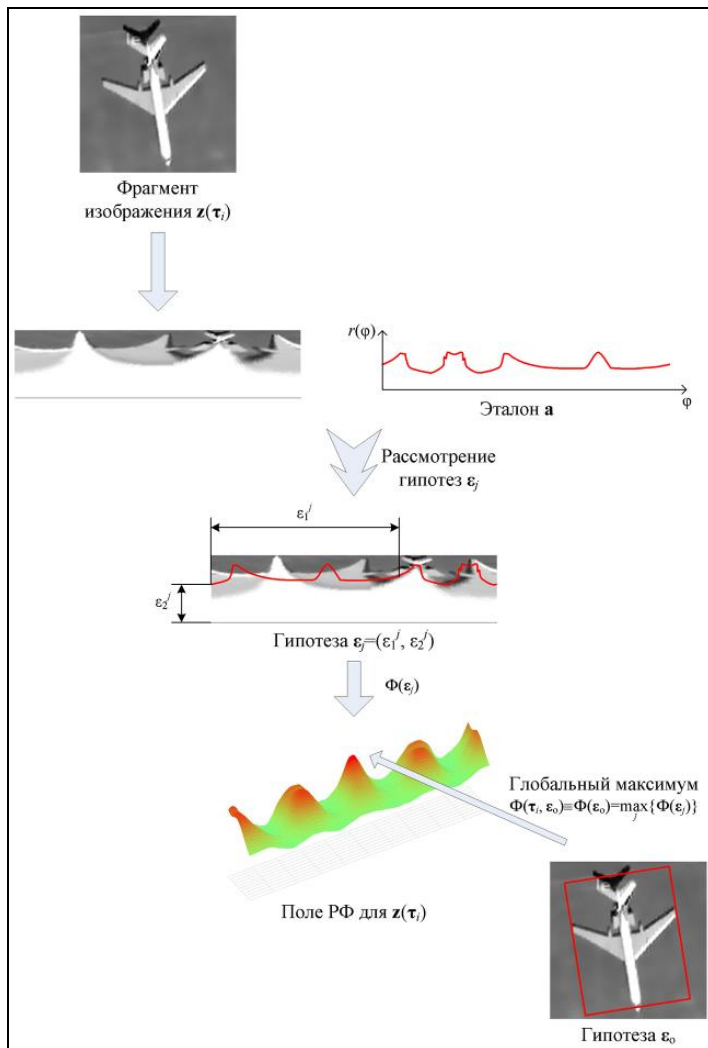


Рис. 3. Схема алгоритма обнаружения

Все объекты одного класса, например, самолеты обладают сходной конфигурацией границ. На эталонах зонных алгоритмов задаются именно конфигурации границ однородных областей. Объект и фон рассматриваются как однородные области (при этом неважно, насколько однородными являются яркости объекта и фона реально,

важен лишь контраст между средними яркостями объекта и фона). Искомый класс объектов задается эталоном \mathbf{a} , представляющим собой дискретную и однозначно определенную функцию границы в описанной специальной системе координат.

Каждый фрагмент вектора наблюдения $\mathbf{z}(\tau_i)$, соответствующий гипотезе τ_i , преобразуется к новой системе координат, в которой рассматриваются гипотезы ϵ_j и вычисляются соответствующие отклики РФ $\Phi(\epsilon_j)$.

Глобальный максимум построенного поля РФ $\max_j \{\Phi(\epsilon_j)\}$ будет соответствовать наиболее вероятному совмещению эталона с предполагаемым объектом ϵ_o . Очевидно, что отклик РФ зонного алгоритма на гипотезу ϵ_o будет также откликом на гипотезу τ_i :

$$\Phi(\tau_i, \epsilon_o) \equiv \Phi(\epsilon_o).$$

Если при решении задачи обнаружения использовать N различных эталонов $\mathbf{a}_1, \mathbf{a}_2, \dots, \mathbf{a}_N$ и для каждой гипотезы $\mathbf{z}(\tau_i)$ вычислять N значений РФ соответствующих каждому эталону, то очевидно, что максимальный отклик РФ будет получен для эталона, наиболее точно соответствующего наблюдаемому в данной гипотезе объекту.

Тогда в качестве отклика алгоритма обнаружения на гипотезу $\mathbf{z}(\tau_i)$ следует принять

$$\Phi(\tau_i, \epsilon_o) \equiv \Phi(\epsilon_o, \mathbf{a}_o) = \max_k \{ \max_j \{ \Phi(\epsilon_j, \mathbf{a}_k) \} \},$$

$$k = 1, \dots, N.$$

В результате каждому отклику алгоритма обнаружения на гипотезу $\mathbf{z}(\tau_i)$ будет соответствовать эталон \mathbf{a}_o , задающий объект, наблюдающийся в данной гипотезе с наибольшей вероятностью. Такая модификация алгоритма позволяет не только обнаруживать на изображении объекты заданного класса, но и определять их подтип из списка, заданного набором эталонов $\mathbf{a}_1, \mathbf{a}_2, \dots, \mathbf{a}_N$.

3. Результаты экспериментов подтвердили способность разработанного алгоритма решать задачу в условиях априорной неопределенности параметров. Пример на рис. 4 демонстрирует возможности алгоритма по обнаружению объектов заданного класса.

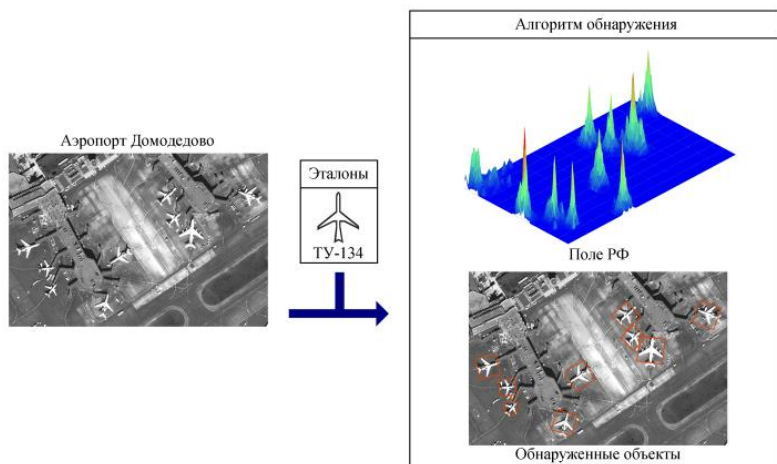


Рис. 4. Пример обнаружения объектов на изображении

Приведен снимок аэропорта Домодедово, на котором наблюдаются самолеты различных типов и размеров. Поскольку все объекты класса самолетов имеют схожую конфигурацию границ, для поиска любого объекта можно использовать эталон для представителей одного из этого класса.

В примере используется эталон для ТУ-134. Видно, что разработанный алгоритм эффективно решает задачу: определены координаты всех находящихся на снимке, самолетов, их размер и углы поворота.

Пример на рис. 5 иллюстрирует другую задачу – обнаружение объектов и определение их подтипов. Как было сказано ранее, разработанный алгоритм обнаружения может работать с несколькими эталонами и ставить в соответствие каждому найденному объекту один из эталонов.

На рисунке приведен снимок стоянки самолетов в аэропорту города Ташкент. На снимке присутствуют самолеты двух типов: ТУ-134 и ИЛ-76. Процедура обнаружения выполнялась с соответствующими эталонами. Результаты показывают высокую эффективность работы схемы обнаружения с несколькими эталонами: обнаружены все самолеты, верно определены их подтип, координаты, размер и ориентация.

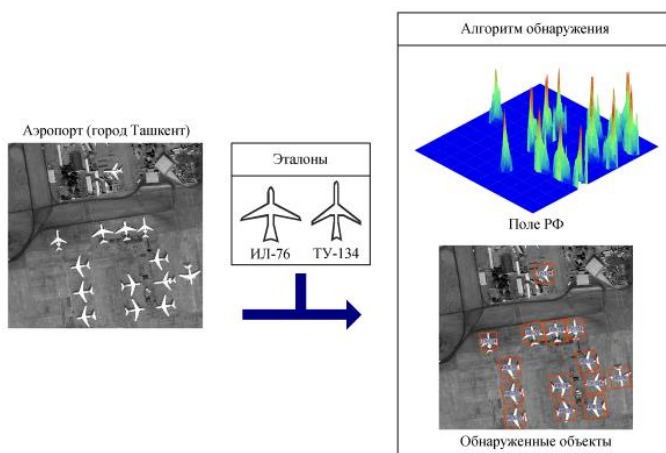


Рис.5 Пример обнаружения объектов заданного класса на изображении с определением их подтипа

4. Выводы. Предложен и экспериментально апробирован алгоритм распознавания, позволяющий решать задачу обнаружения объектов заданного класса в условиях априорной неопределенности основных параметров наблюдения (наблюдаемых яркостей, ориентации, размера).

Основные составляющие алгоритма:

зональная модель наблюдения, позволяющая решать задачу распознавания объектов на изображениях инвариантно к их яркостной изменчивости;

разработанное специальное преобразование вектора описания объекта, позволяющее упростить задачу перебора гипотез об его ориентации и размерах.

Разработана модификация алгоритма, которая позволяет не только обнаруживать на изображении все объекты заданного класса, но и определять их подтип (из заданного списка возможных типов).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Saveliev V.V. Geometrical Accuracy of Image Matching by Pixelwise and Zonal Classifiers. - Proceedings of the 2nd International Airborne Sensing Conference, ERIM, San-Francisco, USA, 1996.

М.Ю. Охтилев, А.Ю. Чуприков,
А.Ю. Россиев, П.А. Пикулёв,
С.А. Заозерский, А.В. Кононеко,
А.Н. Абалаков

**ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНАЯ ИНФОРМАЦИОННАЯ
ТЕХНОЛОГИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ
ПРОГРАММНЫХ КОМПЛЕКСОВ
МОНИТОРИНГА СОСТОЯНИЯ И
УПРАВЛЕНИЯ СЛОЖНЫМИ
ТЕХНИЧЕСКИМИ ОБЪЕКТАМИ В
РЕАЛЬНОМ ВРЕМЕНИ**

Рассматривается реализация операционной среды для проектирования автоматизированных систем мониторинга состояния и управления сложными техническими объектами в реальном времени.

1. Введение. Многие существующие и проектируемые сложные технические объекты (СТО) (в том числе объекты ракетно-космических комплексов) являются, как правило, дистанционно управляемыми с помощью операторов (диспетчеров) [2]. Информация для операторов о текущих состояниях функционирования СТО передается в виде значений измерительной информации (ИИ). Повышение уровня сложности современной техники требует существенного увеличения количества контролируемых параметров при ее функционировании. Количество таких параметров для широкого класса технических систем уже сегодня достигает нескольких сотен и тысяч, что существенно усложняет их восприятие и интерпретацию состояний СТО в целом. Необходимость описания СТО в различных сферах человеческой деятельности, усложнение технических решений для СТО, требования к постоянному повышению квалификации экспертов предметной области (ПрО) и специалистов по эксплуатации СТО, а также многие другие важные аспекты повышают значимость создания интеллектуальных информационных технологий (ИТ) и реализующих их программных комплексов (ПК).

СТО характеризуются перечнем специфических особенностей, которые ставят для разработчиков ИТ и соответствующих ПК ряд серьезных задач, таких как:

- формализация неполных, нечетких, разнотипных и даже противоречивых исходных данных и знаний об объекте (ПрО) на этапе сбора информации и формировании базы знаний (БЗ);
- обработка больших и сверхбольших потоков ИИ, формируемых значительным количеством контролируемых параметров (например, при анализе функционирования ракеты-носителя (РН) на активном участке полета (около 10 минут) количество измерений для всех телеметрируемых параметров (более 2000) достигает 36 миллионов) [3];
- повышение достоверности и уменьшение избыточности ИИ на этапе ее обработки [3];
- потоковость вычислений, как на этапе обработки, так и на этапе анализа ИИ;
- функционирование АС в режиме РВ: обработка поступающей на ее вход информации (управление получением ИИ, прием-передача данных между функциональными элементами АС, синхронизация процесса анализа и управления), анализ значений параметров, формирование и выдача (при необходимости) управляющего воздействия на объект управления (ОУ) – со скоростью не ниже скорости развития событий на объекте;
- функционирование АС в рамках распределенной вычислительной сети – в условиях большой удаленности (разнесённости) между ее функциональными элементами и при наличии разнообразия аппаратно-программных платформ потребителей;
- одновременное обеспечение большого количества потребителей результатами мониторинга состояния СТО;
- высокое качество представления конечных результатов МСУ СТО ввиду высокой стоимости принимаемых на их основе решений по управлению ОУ.

Отличительная черта рассматриваемых СТО состоит еще и в том, что в процессе эксплуатации возможны различные изменения штатного поведения объектов и систем, вызванные неисправностями или внешними возмущающими факторами. Это обуславливает необходимость осуществлять оперативное формирование таких процедур МСУ СТО, при которых обнаружение, локализация и ликвидация сбоев и отказов в них будут происходить значительно раньше, чем станут проявляться возможные последствия неисправностей.

Указанные аспекты МСУ СТО особенно важны для организационно-технических комплексов (к которым относятся и ракетно-космические комплексы), особо критичных к управлению при воз-

никновении аварийных и нештатных ситуаций в условиях дефицита времени. Таким образом, для обеспечения требуемой степени качества и оперативности управления СТО необходимо, во-первых, обеспечить алгоритмизацию процессов смысловой интерпретации всех возможных штатных и нештатных состояний их функционирования и, во-вторых, обеспечить решение этой задачи в реальном времени с учетом возможных вариантов построения как самих СТО, так и соответствующей АС.

Основным способом выявления (оценивания) технических состояний (ТС) ОУ служит сбор, обработка и анализ ИИ. Здесь под ТС понимается совокупность изменяющихся в процессе производства, испытаний, эксплуатации свойств (качеств) ОУ, характеризующих его функциональную пригодность в заданных условиях применения [1]. Сбор ИИ – есть процесс получения (приема) и распределения всех значимых измеряемых параметров. Под обработкой ИИ понимается процесс получения оценок измеряемых параметров ТС на основе собранных данных, снабженных показателем степени доверия к этим оценкам. Целью мониторинга состояния СТО на основе анализа ИИ является получение обобщенных оценок совокупности параметров ТС, значения которых в явном виде указывают либо степень работоспособности рассматриваемого ОУ, либо место и вид возникшей неисправности и т.п. [8].

Необходимо отметить, что в настоящее время результаты решения задач сбора и обработки ИИ в достаточной мере удовлетворяют требованиям АС МСУ СТО, однако, в подавляющем большинстве случаев процесс мониторинга состояний ОУ автоматизирован лишь частично. Интегральную оценку состояния ОУ в таких системах выполняют операторы, что качественно в полном объеме и в РВ выполнять практически невозможно.

2. Операционная среда (ОпС) для проектирования АС МСУ СТО как объект рассмотрения для конкретных ОУ и условий его применения. При создании интеллектуальной ИТ, реализованной в названной ОпС, были учтены требования скорости, удобства, малой стоимости проектирования, оптимальности структуры результирующей АС. Для выполнения этих требований используется специальная модель проектирования, которая была названа сквозной моделью проектирования программного обеспечения (ПО) [5, 7]. В соответствии с такой моделью, производится комплексное совместное параллельное проектирование как самой операционной среды, максимально учитывающей специфику задач МСУ СТО в РВ, так и формирование непосредственно структуры АС для конкретного ОУ.

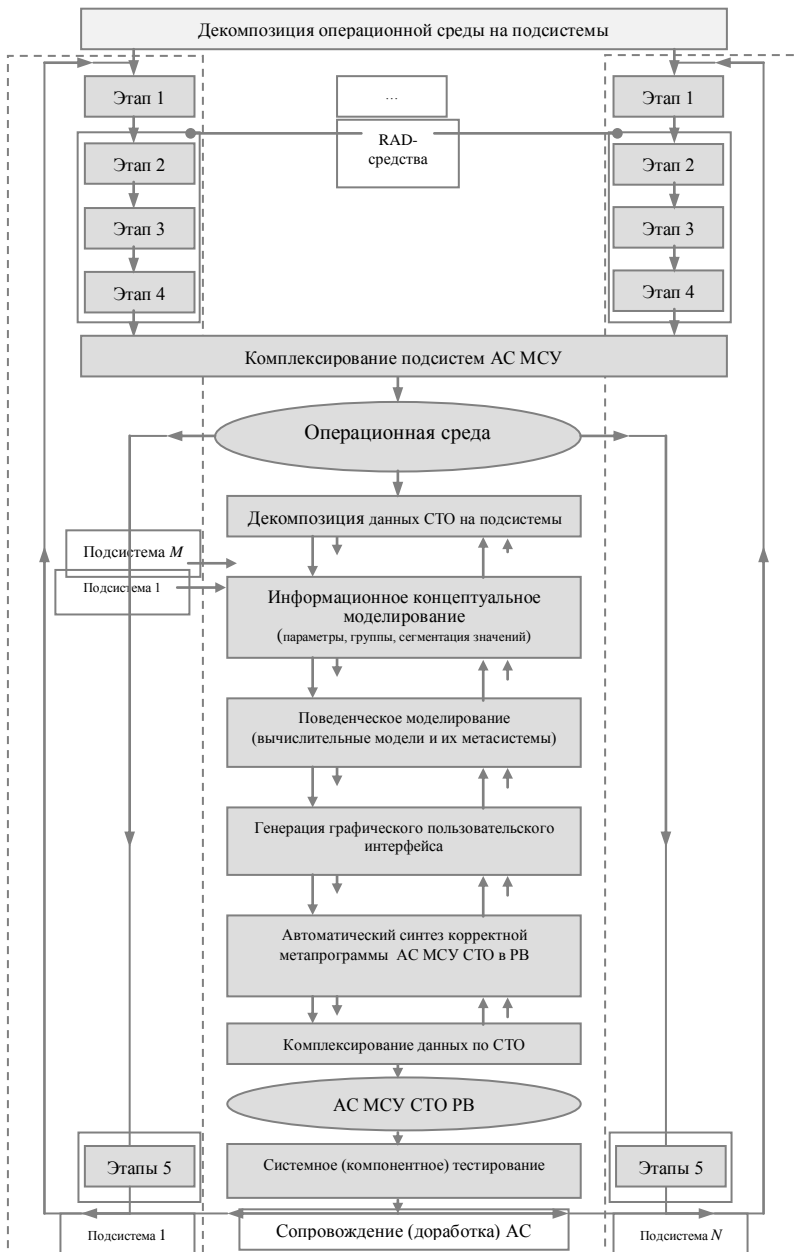


Рис. 1. Схема сквозного проектирования АС МСУ СТО в РВ

Рассмотрим основные этапы используемой технологии проектирования (рис. 1).

Этап 1. Функциональное проектирование, заключающееся в выявлении информационных потребностей заказчика (предпроектное обследование, формулировка технических и частных технических заданий на разработку систем и подсистем проектируемого продукта).

Этап 2. Концептуальное проектирование АС (для данных – формирование концептуальной схемы БД, например, в виде ERD-диаграмм; для процессов обработки данных – определение входных и выходных данных). Концептуальный проект не зависит от реализации и отражает содержательную сторону проектируемой АС.

Этап 3. Разработка архитектуры АС (выбор модели доступа к данным, программной платформы общего ПО – операционной системы (ОС), системы управления базами данных (СУБД) и др.; выбор аппаратной платформы – структура вычислительной сети при многомашинном комплексе и др.).

Этап 4. Логическое проектирование АС (формирование логической схемы БД и написание прикладных программ).

Этап 5. Отладка и тестирование прикладных программ АС.

Этап 6. Сопровождение АС. При этом, в рамках рассматриваемой специализированной ОпС, параллельно выполняются следующие объектно-ориентированные этапы проектирования:

– Информационное концептуальное моделирование – введение параметров (концептуальных понятий ПрО), групп параметров, задание правил сегментации области значений вводимых параметров (для осуществления качественного анализа ПрО и перехода от непрерывно-значных показателей свойств ОУ к дискретным).

– Формирование поведенческой модели процесса МСУ – задание вычислительных моделей (как интеллектуальных агентов) и их метасистем (коллективов агентов). Суть этапа поведенческого моделирования состоит в описании информационных процессов (динамики функционирования), происходящих в АС при МСУ, и опирается на такие понятия, как состояние системы, событие, переход из одного состояния в другое, условия перехода, последовательность событий. Этот этап реализуется посредством визуально-объектного представления знаний конечных пользователей (КП) (экспертов ПрО, специалистов по эксплуатации СТО), т. е. представ-

ления в виде модели, которая служит интерфейсом между человеком и вычислительной системой.

– Генерация графического пользовательского интерфейса (GUI), предназначенного для организации диалога с КП и визуализации результатов МСУ; автоматический синтез корректной мета-программы МСУ для ее реализации в сетевой среде АС. На этом этапе выполняется комплексная автоматическая верификация всех введенных КП данных и синтезируется максимально параллельная программа МСУ на языке внутреннего представления.

Таким образом, проектированием ОпС в рамках интеллектуальной ИТ занимаются профессиональные программисты и системные аналитики, которые также привлекают к этой работе и КП на всех этапах создания и внедрения данного ПО. Формированием (синтезом) непосредственно АС МСУ СТО с использованием специализированных средств ОпС должны заниматься исключительно КП. Данный подход способствует получению высококачественного программного продукта – АС МСУ СТО, так как в этом случае появляется возможность всестороннего учета знаний квалифицированных специалистов о своей ПрО.

С другой стороны, за счет наличия итерационного сквозного режима проектирования достигаются максимальное взаимодействие не только КП, но и всех других участников проекта, комплексирование (учет) их знаний и интересов. Кроме того, за счет совмещения во времени большинства проектных работ обеспечивается минимизация сроков получения конечного продукта. Еще одним немаловажным достоинством названной технологии проектирования является простота сопровождения и доработки (развития) созданных программных средств (ПС) (как ОпС, так и АС).

Главным достоинством проектирования АС МСУ СТО, в соответствии с представленной сквозной итерационной схемой, является наличие возможности непосредственно в ходе разработки быстро выявлять и уточнять, а затем и реализовывать необходимый набор функциональных модулей создаваемого ПО. При этом тестирование спроектированной АС состоит в проверке интегральной корректности введенных КП данных, а получаемое ПС действительно удовлетворяет всем требованиям заказчика и КП.

3. Состав и структура ОпС. Рассмотрим более подробно состав и структуру ОпС, обеспечивающей успешную реализацию указанной технологии проектирования АС МСУ СТО [5, 7, 8] (рис.2). Как видно из рис. 2, одной из основных составляющих ОпС как базового элемента проектируемого ПК является проблемно-ориентированный язык, с помощью средств которого обеспечивается взаимодействие КП и вычислительной системы.

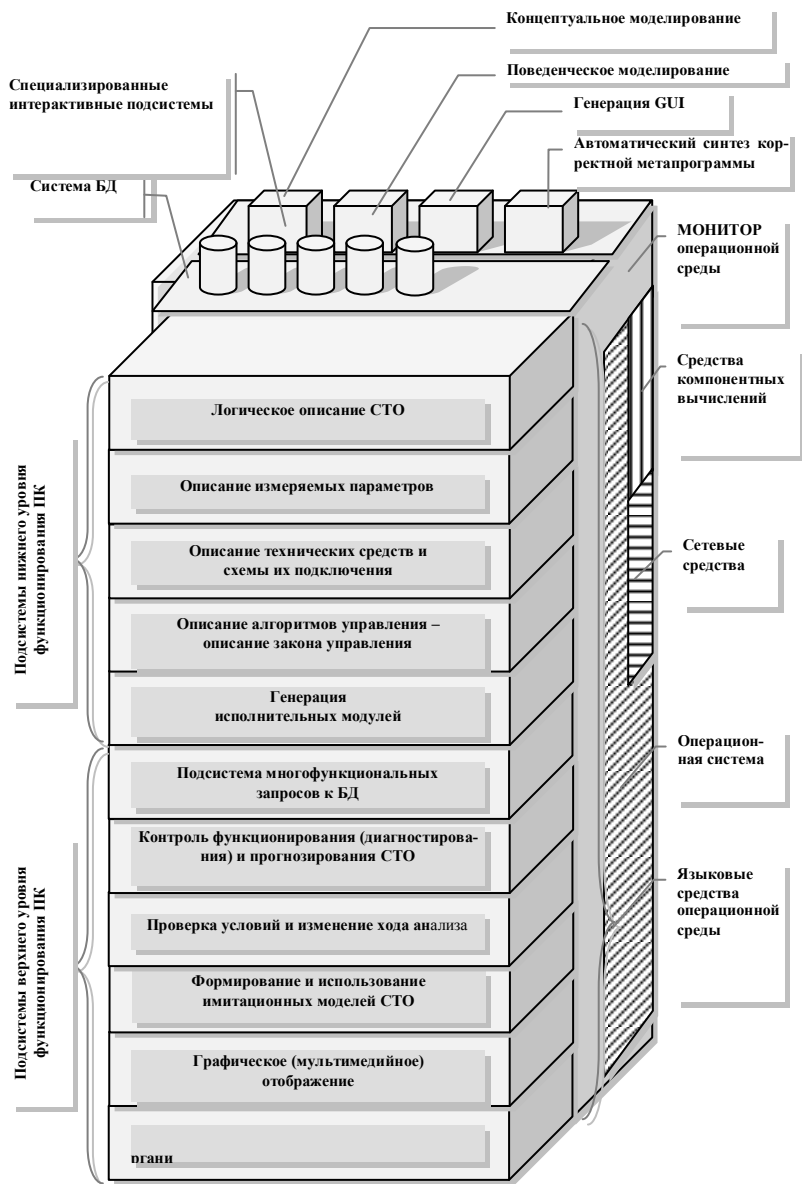


Рис. 2. Структура операционной среды АС МСУ СТО в РВ

Проблемно-ориентированный язык представляет собой целый набор объектно-ориентированных языков и визуальных средств проектирования, которые использует КП при создании прикладной исполнительной среды АС. Каждый такой объектно-ориентированный язык вместе со своими средствами визуального проектирования представляет собой ряд проблемно-ориентированных подмножеств метаязыка всего ПК, которые образуют подсистемы или визуальные языки проектирования.

Среди объектно-ориентированных языков используется подсистема макрооператоров схем обработки данных (контроля функционирования (диагностирования) и прогнозирования состояния СТО, описания алгоритмов управления и т. п.), позволяющая формировать поведенческую модель СТО. Она реализуется посредством специальных операторов (псевдокодов), относящихся к классу языков четвертого поколения 4GL (один оператор языка 4GL соответствует целому фрагменту программы, написанной на языке 3GL). Одновременно для обеспечения удобства формирования КП поведенческой модели АС разработана подсистема визуально-объектного представления знаний, т. е. представления знаний КП в виде специальной модели. Эта подсистема служит интерфейсом между КП и подсистемой макрооператоров схем обработки данных и позволяет автоматически синтезировать корректные, верифицированные схемы анализа и управления для интерпретации их АС МСУ СТО в РВ.

В подсистеме представления знаний используется модифицированная фреймовая модель представления знаний. С использованием фреймовой модели в ОпС реализован «редактор БЗ», с помощью которого КП заносит в БЗ имеющуюся у него информацию о свойствах СТО, закономерностях процессов и явлений, а также правилах использования этой информации (логические и математические выражения) для принятия решений, т.е. «знания» об ОУ.

Правила использования включают систему причинно-следственных связей. Пользователь описывает объект контроля следующими иерархическими элементами: система, подсистема, объект, состояние и т. д. Их иерархия может быть произвольной, и пользователь описывает ее так, как он видит структуру контролируемого объекта или процесса. Наполнение БЗ происходит в интерактивном режиме. Система постоянно контролирует действия пользователя, сообщает о возможных ошибках и, если возможно, дает рекомендации. Так, например, при описании сложных по структуре элементов, система автоматически дополняет введенные данные по состояниям

элемента до полной группы событий в смысле использования привязанных к элементу логических функций.

По заполненной БЗ в автоматическом режиме синтезируется метапрограмма МСУ в виде «схемы анализа» (программы вычислений), которая представляет собой схему потоковой обработки данных в виде одной из модификаций сети Петри [4]. Особенность таких схем состоит в том, что они являются не последовательными, а потоковыми, что позволяет производить анализ ТС ОУ в РВ по поступающему потоку входных данных в асинхронном режиме обработки данных.

Для организации распределенных вычислений в составе ОпС имеются такие компоненты, как сетевое ПО и ПО компонентных вычислений [5, 7]. Данные компоненты позволяют сформировать сетевую среду, каждый элемент которой решает часть задач (из общего перечня задач, возложенных на АС), обусловленных его целевым применением и территориальным расположением. При этом весь перечень задач АС динамически распределяется по соответствующим элементам сетевой среды. Управление вычислительным процессом в рамках такой распределенной сети производится с использованием формальной параллельной модели вычислений на основе пространства параметров ТС, представляющего собой виртуальное распределенное (компонентное) пространство. В составе сетевой среды также имеется соответствующее “middleware” – промежуточное ПО [5, 8].

Следует отметить, что каждая из проектируемых АС МСУ (на основе рассмотренной выше ОпС) должна быть системой жесткого РВ, когда стоимость опоздания в получении результатов МСУ зачастую соизмерима со стоимостью контролируемого ОУ. При этом АС МСУ рассматривается как частная система управления критическими сроками, в рамках которой в течение сеанса МСУ задаются временные интервалы, внутри которых необходимо получать значения конкретных, интересующих КП параметров цели МСУ. Кроме того, для получения результатов МСУ в рамках заданных временных интервалов автоматически формируется система приоритетов (динамических, с вытеснением). На каждом последующем шаге вычислений, если возникает такая необходимость, система приоритетов корректируется.

4. Заключение. «СКБ Орион» имеет богатый многолетний (с 1953 г.) опыт проектирования, внедрения и сопровождения программно-технических комплексов МСУ достаточно широкого спектра СТО. Разработки, выполненные «СКБ Орион» с применением

интеллектуальной ИТ, успешно эксплуатируются при МСУ объектами ракетно-космической техники, в частности:

1) система контроля выполнения программы полета космических аппаратов (разгонных блоков) на участках их выведения и орбитального полета;

2) создаваемая в настоящее время, автоматизированная система управления подготовкой и пуском ракет-носителей «Союз-2» на космодроме «Плесецк»;

3) средства вторичной обработки информации и автоматизированного анализа (СВОИ АА) бортовых систем (БС) КА «Кондор».

Средства вторичной обработки информации и автоматизированного анализа (СВОИ АА) бортовых систем – ПК, обеспечивающий решение задач оценивания и контроля состояний БС КА «Кондор», АА ИИ, получение типовых интегрированных заключений о контролируемых событиях, происходящих при проведении заводских испытаний, летно-конструкторских испытаний и штатной эксплуатации КА «Кондор» в РВ.

Разработка версий ОпС базируется на новых научных результатах, полученных авторами в ходе выполнения ряда проектов при поддержке:

- Российского фонда фундаментальных исследований (проекты 02-07-90463, 05-07-90088, 05-07-95007, 05-08-18111, 06-08-00260, 07-07-00169, 08-08-00346, 08-08-00403) - в 2002-2008 г.;
- Секции прикладных проблем при Президиуме РАН (проект № 1331) - в 2003-2005 г.;
- Отделения информационных технологий и вычислительных систем РАН (проект № О-2.5/03) - в 2003 – 2008 г.

К числу полученных результатов можно, в первую очередь, отнести: комплексный полимодельный многокритериальный подход к автоматизации процессов мониторинга и управления состоянием СТО, базирующийся на фундаментальных научных результатах, полученных к настоящему времени. Разработаны новые модели вычислений, реализующие произвольные схемы программ МСУ. Они отличаются от известных ранее ориентацией на доопределение значений оцениваемых параметров состояний и позволяют формировать результат даже при отсутствии полного набора значений измеряемых параметров. Методы и алгоритмы автоматического синтеза названных схем используют предлагаемые предикатные формальные грамматики, характеризующие структуру концептуальной модели базы знаний. Разработанные методы структурно-поточкового многоуровневого распознавания состояний, позволяют строить алгебру на

множестве эффективных алгоритмов распознавания. Заложенные в них подходы отличаются от известных в теории распознавания образов возможностью учета показателей качеств рекуррентного и потокового процесса вычисления оценок распознавания. Созданы технологии проектирования и эксплуатации ПК мониторинга и управления СТО как системы класса MMI/CACSD/SCADA/MAIS (человеко-машинный интерфейс /средства визуального проектирования /система сбора данных и управления/ мультиагентная интеллектуальная система).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Дмитриев А.К., Юсупов Р.М. Идентификация и технологическая диагностика. МО СССР, 1987. – 521с.
2. Калинин В.Н., Соколов Б.В. Многомодельный подход к описанию процессов управления космическими средствами //Теория и системы управления. 1995. № 1.
3. Каргин В.А., Самойлов Е.Б., Николаев Д.А. Обнаружение и отбраковка аномальных результатов измерений для формирования исходной измерительной информации по ракете-носителю типа «Союз» //Информация и космос. 2008. №4. с. 83-86
4. Охтилев М.Ю. Определение и основные свойства одной из модификаций вычислительных схем алгоритмов распознавания //Программирование. 1991. № 6. с. 52-63
5. Охтилев М.Ю., Соколов Б.В. Теоретические и прикладные проблемы разработки и применения автоматизированных систем мониторинга состояния сложных технических объектов //Труды СПИИ РАН /Под ред. Р.М.Юсупова. Вып. 1. Том 1. СПб.: СПИИ РАН, 2002. с. 167-180
6. Охтилев М.Ю. О построении программ обработки и анализа измерительной информации в реальном времени //Программирование. Том 27. № 6. 2001. с. 329-335
7. Охтилев М.Ю. Особенности технологии проектирования специализированных систем для автоматизированного анализа измерительной информации реального времени //Автоматика и вычислительная техника. 2001. №6. с. 73-79
8. Охтилев М.Ю., Соколов Б.В., Юсупов Р.М, Интеллектуальные технологии мониторинга и управления структурной динамикой сложных технических объектов. М.: Наука. 2006. – 410 с.

А. Ю. Попов

ЭЛЕКТРОННАЯ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ МАШИНА С АППАРАТНОЙ ПОДДЕРЖКОЙ ОПЕРАЦИЙ НАД СТРУКТУРАМИ ДАННЫХ

Приведены результаты экспериментов по определению эффективности обработки векторных и списковых структур данных, рассмотрены принципы построения ЭВМ с аппаратной поддержкой обработки структур данных.

1. Введение. По существующему на данный момент представлению о программах функционирования ЭВМ, совокупность однородной информации представляется в оперативной памяти в одном из двух видов: в виде векторных структур данных (одной и более соседних ячеек оперативной памяти) или в виде списковых структур данных (двух и более любых ячеек оперативной памяти). Разработано несколько десятков структур данных, позволяющих ускорить вычислительный процесс [1,2]: массивы, списки, хеш-таблицы, двоичные деревья поиска и другие.

Обработка структур данных являются основой большого количества прикладных алгоритмов. При их программной реализации на современных универсальных ЭВМ, в которых данные сохраняются в адресной оперативной памяти, наблюдается заметное несоответствие архитектурной составляющей ЭВМ характеру выполняемых действий [3].

Согласно [4], структура данных состоит из информационной и структурной составляющей. Необходимость обработки структурированной информации (синоним понятия «структура данных») обусловлено свойствами решаемых с помощью ЭВМ задач. Например, ЭВМ, решающая задачи комбинаторного характера, хранит и обрабатывает множества чисел. При этом, часто оказываются существенными не только числовые значения элементов множеств (информационная часть структурированной информации), но и их отношения: последовательность, взаимное расположение и другая информация структурного характера (структурная часть структурированной информации). Изменение взаимного расположения чисел

или другой структурной информации может привести к получению иных, по сравнению с ожидаемыми, результатов.

В целях универсализации ЭВМ для подавляющего большинства вычислительных задач применяется одинаковый конструктивно заложенный механизм обработки, не изменяющийся существенно уже на протяжении 60-лет. В работе Фон-Неймана была сформулирована концепция ЭВМ с хранимой в памяти программой, в соответствии с которой данные и программы размещаются в адресной оперативной памяти, откуда они извлекаются для обработки и куда помещается результат.

Предположим, что в программе, обрабатываемой процессором, используется какая-либо ссылочная структура данных (список, сбалансированное дерево и т.д.). В такой структуре отношение смежности элементов задано в виде явных указателей. Известно, что такой принцип позволяет ускорить многие операции со структурой: удаление, добавление, объединение и т.д. Этот факт для некоторых задач позволяет сократить количество операций процессора, т.е., теоретически, сокращает вычислительную сложность алгоритма [1,2,5]. Однако при переходе к конечной реализации таких алгоритмов на микропроцессорных ЭВМ обнаруживается недостаточная их производительность.

Архитектурные решения, заложенные в современные ЭВМ, направлены на ускорение обработки векторных структур и, напротив, замедляют обработку ссылочных структур данных. Сегментно-страничная организация памяти может привести к потоку «двойных обращений» к оперативной памяти в случае сильной фрагментации структуры данных. Эта же причина замедлит обмен между кэш-памятью верхнего уровня и оперативной памятью из-за постоянного открытия страниц оперативной памяти. Спекулятивная выборка данных становится невозможной из-за зависимости по данным: адрес следующего элемента ссылочной структуры будет доступен только после обработки процессором текущей (команды предвыборки при этом оказываются бесполезны). Пакетный режим работы оперативной памяти также способствует неполному использованию аппаратной составляющей.

2. Эксперимент. Для сравнения времени обработки векторных и списковых структур был проведен эксперимент с использованием профилировки кода двух алгоритмов поиска минимального значения. Первый алгоритм использовал для хранения данных список, в то время как во втором применялся массив. На верхнем графике показано время работы алгоритма поиска минимального значе-

ния в списке в зависимости от его фрагментации, т.е. от среднего расстояния между элементами списка. Время поиска максимального значения в списке при фрагментации более 8 Кб на тестовой ЭВМ (Intel Core Duo, 2Мб ОЗУ) оказалось в 19 раз больше времени поиска максимального значения в массиве (нижний график).

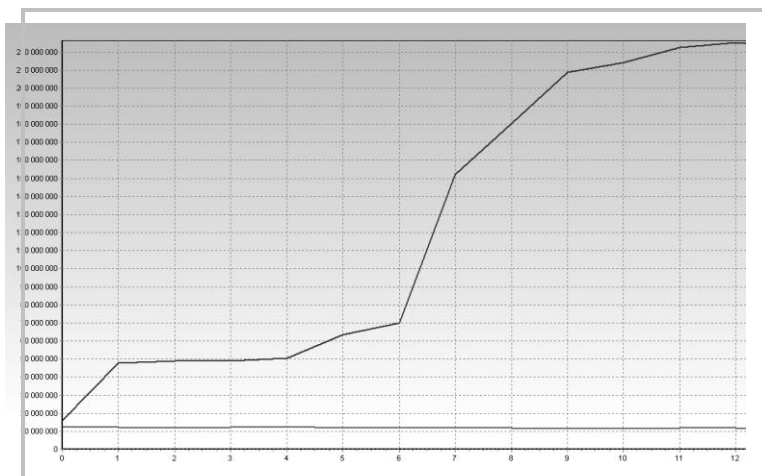


Рис. 1. Сравнение времени поиска минимального значения в списке и массиве (ось абсцисс отражает фрагментацию списка в Кб, ось ординат — количество тактов выполнения шага эксперимента)

Известно, что ускорить обработку списковых структур возможно при использовании безадресной ОП, доступ к которой осуществляется по ассоциативному признаку. В таком случае, большая часть действий выполняется на специальном устройстве (ассоциативном процессоре). Он тесно связан с хранилищем данных (ассоциативной памятью). В работах по данной тематике [6,7,8,9] подчеркиваются достоинства указанного подхода к построению ЭВМ:

- 1. Обращение к данным по ассоциативному признаку позволяет избавиться от недостатков, связанных с адресацией памяти: ограничений на размерность адресов, виртуализацией и защитой адресного пространства.
- 2. Ассоциативная обработка упрощает наращивание ресурсов системы.
- 3. Нет необходимости в передаче адреса по независимой шине, что упрощает структуру ЭВМ.
- 4. Увеличивается надежность ЭВМ и упрощается самоконтроль и самовосстановление.
- 5. Благодаря отключению незадействованных

частей ассоциативного процессора и памяти появляется возможность сокращения потребляемой мощности.

Известные устройства, использующие ассоциативный принцип обработки информации, содержат сравнительно небольшой объем памяти для хранения обрабатываемых данных. В [10,11,12] такой объем расширяется за счет оперативной памяти, используемой в качестве временного хранилища ассоциативных данных. В [12], в частности, ассоциативная память получает и передает данные в оперативную память с помощью шины большой разрядности. Подобный подход оправдан, однако он приводит к существенному замедлению при ассоциативной обработке всех хранимых данных (последовательному чтению памяти) и к усложнению схем выборки.

3. Реализация действий над структурами данных при помощи специально спроектированного для этих целей процессора обработки структур позволяет увеличить степень параллельности и, тем самым, ускорить вычислительный процесс. В ЭВМ общего назначения такое устройство может быть включено в состав процессора, для чего в его набор команд необходимо включить команды выполнения операций над структурами данных: поиск, добавление, удаление, выбор минимального и максимального, определение мощности множества ключей, выборка подмножества, объединение, пересечение, дополнение и другие. Во втором случае, процессор обработки структур данных не входит в состав центрального процессора, а связывается с ним через доступный системный интерфейс. Потоки команд и данных предлагаемой ЭВМ поясняются на рисунке 2.

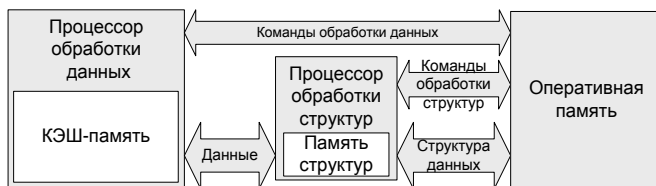


Рис. 2. ЭВМ с аппаратной поддержкой обработки структур данных

В показанной на рисунке 2 ЭВМ, в отличие от известных, один поток данных представляет собой структурированную информацию, над которой требуется выполнять несколько потоков команд. Первый поток команд содержит действия для обработки структурной части информации, второй поток предназначен для арифметико-логической обработки информационной части.

Пример, поясняющий работу ЭВМ на рис. 2. Таким примером может служить программа решения классической задачи о рюкзаке, по условию которой даны ценные вещи одинакового веса. Целью решения задачи является заполнение рюкзака определенной вместительности максимально ценным набором вещей. Для этого предложенная ЭВМ должна выполнить циклический поиск элемента структурированной информации, соответствующего заданному критерию (в данном случае, элемента с максимальной ценностью), после чего найденный элемент прибавляется к накопленному счетчику стоимости, а элемент удаляется из структуры. Указанный цикл повторяется, пока рюкзак не будет заполнен, т.е. до тех пор, пока из структуры не будет удалено определенное количество элементов. Результатом работы будет являться окончательное значение счетчика стоимости.

В предложенной ЭВМ для решения указанной задачи в памяти процессора обработки структур содержится информация, характеризующая взаимное расположение элементов данных. Это позволяет процессору обработки структур начать выполнение очередной команды по поиску максимального ключа структуры сразу по завершению предыдущей операции удаления из структуры, не дожидаясь обработки ключа в АЛУ центрального процессора.

4. Заключение. Таким образом, процессор обработки структур выполняет повторяющиеся операции поиска и удаления максимального элемента в соответствии со своим потоком команд, а также выдает поток данных центральному процессору, который обрабатывает их вторым потоком команд, т.е. центральный процессор последовательно накапливает значение счетчика стоимости. Потоки команд независимы и определяются лишь характером решаемой задачи. Оба процессора обрабатывают структуру данных одновременно и параллельно. Эта особенность позволяет отнести ЭВМ на рис. 2 к классу МКОД (много потоков команд и один поток данных) [13].

ЭВМ с аппаратной поддержкой операций над структурами данных может использоваться в следующих целях: - 1. Аппаратной поддержки комбинаторных алгоритмов для решения прикладных задач оптимизации, применяемых в системах автоматизированного проектирования и СУБД. - 2. Аппаратной поддержки операционных систем (обработка списков, деревьев, хэш-таблиц). - 3. Реализации аппаратных устройств, таких как маршрутизаторы, коммутаторы и пр. (в части для функций выбора подсети, кратчайшего пути и т.д.). - 4. Аппаратной реализации баз данных без использования какой-либо операционной системы и СУБД.

На данный момент разработано синтезируемое VHDL описание процессора обработки структур, проведено функциональное тестирование, отлажены микропрограммы управления блоками, разработан контроллер PCI интерфейса для связи с центральным процессором. На следующем этапе будет проведена оптимизация VHDL описания для реализации на ПЛИС Xilinx V2P, выполнена трассировка устройства на кристалле, разработано программное обеспечение. Предполагается два варианта реализации:

1. Интегрированная одноплатная система на кристалле на основе Xilinx V2P с процессором PowerPC 405.

2. Периферийная PCI карта ускорителя обработки структур данных для включения в состав универсальных ЭВМ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кнут Д. Искусство программирования. Т. 1.: Основные алгоритмы. 2-е изд.: Пер. с англ. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2001. – 720 с.
2. Кормен Т., Лейзерсон Ч., Ривест Р. Алгоритмы: построение и анализ. – М.: МЦНМО, 2000. – 960 с.
3. Касперски К. Техника оптимизации программ. Эффективное использование памяти. – СПб.: БХВ-Петербург, 2003. – 464 с.: ил.
4. Костин А.Е., Шаньгин В.Ф. Организация и обработка структур данных в вычислительных системах: Учеб. пособ. для вузов. – М.: Высш. шк. 1987. – 248
5. Попов А.Ю. Модели и алгоритмы автоматизированной декомпозиции схем ЭВМ. Дисс. кандидата техн. наук. – М.: 2003. – 176 с.
6. Chitslia J.K., Walker R.A. Efficient Associative SIMD Processing for Non-Tabular Structured Data, IEEE 2004, pp. 265-268
7. Oike Y., Ikeda M., Asada K. A Word Parallel Digital Associative Engine with Wide Search Range Based on Manhattan Distance, IEEE 2004, pp. 295-298.
8. Wang H., Xie L., Wu M., Walker R. A Scalable Associative Processor with Application in Database and Image Processing, IPDPS'04, IEEE 2004.
9. Krikelis C. C. Weems Associative Processing and Processors, IEEE 2004, pp. 12-16
10. US Patent: US 6,467,020 B1
11. US Patent: US 6,195,738 B1
12. US Patent: US 5,694,406
13. Попов А.Ю. Электронная вычислительная машина с многими потоками команд и одним потоком данных. Патент на полезную модель №71016

А.В. Брешенков, Н.Р. Хафизов

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗАИМНОГО ПОКРЫТИЯ ФИЛЬТРОВ В СИСТЕМАХ С АРХИТЕКТУРОЙ, УПРАВЛЯЕМОЙ СОБЫТИЯМИ

Рассматриваются системы, построенные на базе архитектуры, управляемой событиями. Показано, как выполнять вычисления для выявления взаимного покрытия фильтров. Это позволяет оптимизировать используемые алгоритмы маршрутизации, уменьшая накладных расходов на передачу сообщений и хранение фильтров.

1. Введение. В последние годы все более популярны системы, построенные на базе архитектуры, управляемой событиями. Такие системы хорошо приспособлены к реальным условиям, когда многие пользуются сразу несколькими устройствами, помогающими нам обмениваться информацией независимо от местоположения.

Суть работы таких систем заключается в выборе конечных получателей сообщений в результате анализа их информационных предпочтений. Т.е. для получения сообщений потребители формируют фильтры, которые накладывают ограничения на содержание сообщений. А поставщики информации просто передают системе сообщения без адресации их кому-либо конкретно. Система выступает в качестве посредника и отвечает за поиск заинтересованных получателей и доставку им сообщений.

Для выбора маршрута сообщений в системе могут использоваться различные алгоритмы. Одним из таких алгоритмов является алгоритм маршрутизации на основе взаимного покрытия фильтров. Этот алгоритм позволяет уменьшить накладные расходы на передачу и хранение фильтров получателей. Идея заключается в том, что один фильтр покрывает другой фильтр, если первому удовлетворяет, по крайней мере, то же множество сообщений, что и второму.

Такой алгоритм основывается на результатах вычислений для выявления взаимного покрытия фильтров. Данный доклад посвящен тому, как могут быть выполнены такие вычисления. Данный вопрос прорабатывался научным сообществом в рамках теории баз данных при оптимизации запросов. Однако насколько известно автору в контексте архитектур, управляемых событиями, в нашей стране рассматривается впервые.

2. Основные понятия. Уведомление – это сообщение, которое содержит информацию о событии, которое произошло. Формально, уведомление n является непустым множеством атрибутов $\{a_1, \dots, a_n\}$, где каждый элемент a_i является парой имя/значение (n_i, v_i) с именем n_i и значением v_i . Предполагается, что имена уникальны, т. е. $i \neq j \Rightarrow n_i \neq n_j$, и что существует функция, которая каждому n_i однозначно ставит в соответствие тип T_j , который является типом соответствующего значения v_i .

Разделим простые значения, которые являются одиночными элементами домена T_j , т. е. $v_i \in \text{dom}(T_j)$, и множественные значения как конечные подмножества домена, т. е. $v_i \subseteq \text{dom}(T_j)$. Например, уведомление $\{(type, \text{Заказ}), (name, "AIG"), (price, 45.0)\}$ – простое.

Фильтр F – это логическая функция, которая применяется к уведомлению, т. е. $F(n) \rightarrow \{true, false\}$. Уведомление удовлетворяет F , если $F(n)$ есть истина. Множество уведомлений $N(F)$, удовлетворяющих фильтру F , определяется как $\{n \mid F(n) = true\}$.

Фильтр обычно представлен как булево выражение, которое состоит из предикатов, комбинированных с помощью логических операторов (и, или, не). Фильтр, состоящий из единственного атомарного предиката, называется элементарным фильтром или ограничением. Фильтры, которые являются комбинацией элементарных фильтров и логических операторов, называются составными фильтрами. Составной фильтр, который является конъюнкцией простых фильтров, называется конъюнктивным фильтром. В данной работе предполагается, что фильтры являются конъюнктивными. Это допустимо, так как составной фильтр всегда можно разбить на множество конъюнктивных фильтров, которые интерпретируются отдельно и могут обрабатываться независимо.

Атрибутный фильтр – это элементарный фильтр, который накладывает ограничение на значение одного атрибута (например, $\{name = "AIG"\}$). Атрибутный фильтр определяется как тройка $A_i = (n_i, Op_i, C_i)$, где n_i имя атрибута, Op_i оператор и C_i множество констант, которое может быть пустым. Имя n_i определяет, к какому атрибуту применяется ограничение. Если уведомление не содержит атрибута с именем n_i , то A_i принимает значение «ложь». Оператор Op_i применяется к значению требуемого атрибута из уведомления и

указанному множеству констант C_i . Предполагается, что типы операндов совместимы с используемым оператором. Результат A_i определяется как результат Op_i , который может быть истиной или ложью. Существует специальный атрибутный фильтр, который проверяет, присутствует ли требуемый атрибут в уведомлении.

Множество всех значений, при которых атрибут удовлетворяет атрибутному фильтру, т. е. $\{v_i \mid Op_i(v_i, C_i) = true\}$, обозначается как $L_A(A_i) \subseteq dom(T_k)$. Предполагается, что $L_A(A_i) \neq \emptyset$. Атрибутный фильтр A_1 покрывает другой A_2 , если $n_1 = n_2 \wedge L_A(A_1) \supseteq L_A(A_2)$, это записывается как $A_1 \supseteq A_2$. Например, $\{price > 10\}$ покрывает $\{price \in [20, 30]\}$.

Фильтр определяется как конъюнкция атрибутных фильтров, т. е. $F = A_1 \wedge \dots \wedge A_n$. В целях упрощения предполагается, что каждому атрибуту может соответствовать не более одного атрибутного фильтра. Уведомление n удовлетворяет фильтру F , если оно удовлетворяет всем атрибутным фильтрам F . Фильтр с пустым множеством атрибутных фильтров соответствует всем сообщениям. Например, конъюнктивным фильтром, состоящим из атрибутных фильтров, является $\{(type, Заказ), (name, "AIG"), (price \notin [30, 40])\}$.

3. Покрывает ли один конъюнктивный фильтр другим могут быть сведены к проверке соответствующих атрибутных фильтров. Чтобы показать это, сформулируем и докажем ряд утверждений.

Для двух данных фильтров $F_1 = A_1^1 \wedge \dots \wedge A_n^1$ и $F_2 = A_1^2 \wedge \dots \wedge A_m^2$, которые являются конъюнкциями атрибутных фильтров, выполняется следующее: если $\forall i \exists j : A_i^1 \supseteq A_j^2$, то $F_1 \supseteq F_2$.

Пусть $\forall i \exists j : A_i^1 \supseteq A_j^2$. Если произвольное уведомление n удовлетворяет F_2 , то n удовлетворяет всем A_j^2 . С учетом этого и предположения n удовлетворяет также всем A_i^1 . Таким образом, n удовлетворяет F_1 тоже. Следовательно, $F_1 \supseteq F_2$.

Если каждому атрибуту может соответствовать несколько атрибутных фильтров, то условие $\forall i \exists j : A_i^1 \supseteq A_j^2$ не является обязательным, чтобы $F_1 \supseteq F_2$. Например, $\{x \in [5, 8]\}$ покрывает $\{x \in [4, 7] \wedge x \in [6, 9]\}$, хотя не покрывает ни $\{x \in [4, 7]\}$, ни

$\{x \in [6, 9]\}$. Если каждому атрибуту может соответствовать максимум один атрибутный фильтр, то получаем следующее утверждение.

Для двух данных фильтров $F_1 = A_1^1 \wedge \dots \wedge A_n^1$ и $F_2 = A_1^2 \wedge \dots \wedge A_m^2$, которые являются конъюнкциями атрибутных фильтров, и содержат максимум один атрибутный фильтр на каждый атрибут, выполняется следующее: если $F_1 \supseteq F_2$, то $\forall i \exists j : A_i^1 \supseteq A_j^2$.

Пусть $\neg(\forall i \exists j : A_i^1 \supseteq A_j^2)$. Требуется показать, что $\neg(F_1 \supseteq F_2)$. Попробуем построить такое уведомление n , которое удовлетворяет F_2 , но не F_1 . Из предположения следует, что существует по крайней мере один A_k^1 , который не покрывает ни один A_j^2 . Если существует A_l^2 , который налагается на тот же атрибут, что и A_k^1 , тогда выберем такое значение этого атрибута, что удовлетворяется A_l^2 , но не A_k^1 . Такое значение существует, поскольку $L_A(A_k^1) \neq \emptyset$ и $A_k^1 \supseteq A_l^2$. Добавим пары имя/значение для всех других атрибутов, на которые налагает условия F_2 , так, чтобы значения удовлетворяли соответствующим атрибутным фильтрам F_2 . Построенное уведомление удовлетворяет F_2 , но не F_1 . Следовательно, F_1 не покрывает F_2 .

4. Выводы. Доказано, что для двух данных фильтров $F_1 = A_1^1 \wedge \dots \wedge A_n^1$ и $F_2 = A_1^2 \wedge \dots \wedge A_m^2$, которые являются конъюнкциями атрибутных фильтров, и содержат максимум один атрибутный фильтр на каждый атрибут, справедливо: $F_1 \supseteq F_2$ эквивалентно $\forall i \exists j : A_i^1 \supseteq A_j^2$. Показано, как выполнять вычисления для выявления взаимного покрытия фильтров. Это позволяет оптимизировать используемые алгоритмы маршрутизации за счет уменьшения накладных расходов на передачу сообщений и хранение фильтров.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Aguilera M., Strom R., Sturman D., Astley M., Chandra T. Matching Events in a Content-based Subscription System. In Proceedings of the Eighteenth ACM Symposium on Principles of Distributed Computing. ACM Press, New York, NY, 1999: pp. 53-61.
2. Carzaniga A. and Wolf A. Content-based Networking: A New Communication Infrastructure. NSF Workshop on an Infrastructure for Mobile and Wireless Systems. October, 2001.

3. Carzaniga A., Rutherford M. and Wolf A. A routing scheme for content-based networking. In IEEE Conference on Computer Communications (INFOCOM '04), pages 918–928, Hong Kong, China, Mar. 2004.
4. Eugster P., Felber P., Guerraoui R., Kermarrec A. The Many Faces of Publish/Subscribe. Swiss Federal Institute of Technology, Lausanne. ACM Computing Surveys, Vol. 35, no. 2, 2003: pp. 114-131.
5. Huang Y. and Garcia-Molina H. Publish/subscribe in a mobile environment. In Proceedings of the 2nd ACM International Workshop on Data Engineering for Wireless and Mobile Access (MobiDE01), Santa Barbara, CA, 2001.
6. Opyrchal L., Astley M., Auerbach J., Banavar G., Strom R. and Sturman D. Exploiting IP multicast in content-based publish-subscribe systems. In J. Sventek and G. Coulson, editors, Middleware 2000, vol. 1795 of LNCS, p. 185-207. Springer-Verlag, 2000.
7. Pietzuch P. Event-based middleware: A new paradigm for wide-area distributed systems? In 6th CaberNet Radicals Workshop, February 2002.
8. Ying Liu and Beth Plale. Survey of publish subscribe event systems. Technical Report TR574, Indiana University, 2003.
9. Yoneki E. and Bacon J. Pronto: Mobile Gateway with Publish-Subscribe Paradigm over Wireless Network. Technical Report UCAM-CL-TR-559, Computer Laboratory, University of Cambridge, also to appear in ACM/IFIP/USENIX International Middleware Conference (Work in Progress), 2003.

А. В. Синягин, А. В. Хохлов

ПЛАНИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ В РАСПРЕДЕЛЁННОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЕ

Рассматривается задача планирования совокупности параллельных взаимодействующих процессов реального времени в распределённой вычислительной системе. Предложена математическая модель задачи и пути её решения.

1. Постановка задачи. Проблема планирования совокупности взаимодействующих процессов реального времени (РВ) в распределённой вычислительной системе (РВС) актуальна, в частности, при испытании таких сложных технических систем, какими являются бортовые системы ракет и космических аппаратов [1]. При этом следует предусмотреть возможность автоматической предварительной проверки условий планируемости. Это позволит сократить время разработки вычислительных моделей, снизить потребность в вычислительных ресурсах во время испытаний, повысить надёжность работы системы.

Если задача планируема, следует составить расписание. РВС представляет собой кластер, состоящий из нескольких ПЭВМ, объединённых динамической сетью. Количество включённых линий связи (ЛС) зависит от общего алгоритма управления. Управление децентрализовано. Процессы РВ могут выполнять обмен и обработку данных. Начало и окончание обмена данными у передатчика и приёмника должны быть синхронизированы. Распределение процессов по ПЭВМ производится изначально и действует в течение всего времени моделирования.

Произведём поэтапный анализ. Задачу планирования разделим на две части: 1 – распределение совокупностей процессов по ПЭВМ и 2 – планирование выбранной совокупности на отдельной ПЭВМ. Ограничения по времени завершения каждой задачи порождают зависимость решений от ресурсов, что не позволяет применять методы динамического программирования (МДП) и “жадные” алгоритмы.

Описание процесса моделирования в виде формальной спецификации (сценария), как это описано в [1], включает значительное количество действий, находящихся в сложных причинно-следственных связях. Однако моделируемые задачи имеют выраженную пе-

риодическую структуру, поэтому можно воспользоваться динамическими алгоритмами планирования, которые позволяют автоматизировать составление допустимых расписаний.

2. Математическая модель. Построим итоговую математическую модель задачи планирования. Обозначим совокупность процессов РВ в РВС через \mathbf{A} . Входящие в \mathbf{A} процессы представим множеством $\{A_i; i=1, 2, \dots, n\}$, $n \in \mathbb{N}$ – общее количество процессов. По функциональным особенностям можно выделить три подмножества: A_V, A_R, A_F . Процессы A_V могут выполняться на любой ПЭВМ, A_R – на ограниченном наборе ПЭВМ, A_F – только на заданной ПЭВМ. Каждый процесс A_i характеризуется тремя положительными числами: период T_i , предельный срок D_i и время выполнения задачи E_i . На некоторые процессы наложены дополнительные ограничения. Например, для процессов, передающих данные на другую ПЭВМ: $D_i < t_j$, где t_j – фиксированное время.

Система $M_j; j=1, 2, \dots, m$ состоит из $m \in \mathbb{N}$ идентичных ПЭВМ, причём процессы каждой из совокупностей могут выполняться только на “своей” ПЭВМ: $\{A_i\}_j \in M_j$. Распределение процессов по ПЭВМ производится изначально и действует в течение всего времени моделирования. Система тактируется с шагом, равным наименьшему общему кратному всех периодов входящих в неё процессов. Каждый такт работы системы (для принимающего процесса) состоит из приёма данных, их обработки и передачи. Время обмена должно быть много меньше периода процесса: $t_{\text{обм.}} \ll T_i$.

Введём обозначения: \mathbf{M} – вся совокупность ПЭВМ; \mathbf{A}_j^* – процессы, планируемые для j -ой ПЭВМ; \mathbf{A}_j – назначенные к выполнению на j -ой ПЭВМ; $(\mathbf{A}_F)_j$ – закреплённые на j -ой ПЭВМ; \mathbf{A}_R^- – оставшаяся часть процессов с ограничениями места выполнения \mathbf{R}^- , включающими в себя j -ую ПЭВМ; \mathbf{A}_V^- – оставшаяся часть незакреплённых процессов, планируемая для j -ой ПЭВМ.

Зададим автоматическую предварительную проверку условия планируемости \mathbf{A}_j на M_j , $j=1, 2, \dots, m$ оператором $\text{sch}(\mathbf{A}_j, M_j)$. В случае если задача планируема, построим допустимое расписание $\text{Sch}(\mathbf{A}, \mathbf{M})$. Разбиение задачи на подзадачи распределения процес-

сов по ПЭВМ и планирования выбранной совокупности процессов на отдельной ПЭВМ может быть записано в следующем виде:

$$sch(\mathbf{A}, \mathbf{M}) = sch(\mathbf{A}_j^*, M_j) \cup sch(\{A_i\}_j, M_j), \quad (2)$$

где $i = 1, 2, \dots, |A_j|$ – номера процессов из совокупности процессов.

В свою очередь, подзадача распределения совокупностей процессов по ПЭВМ сводится к проверке условия

$$sch(\mathbf{A}_j^*, M_j) = sch((\mathbf{A}_F)_j, M_j) \cup sch(\mathbf{A}_R, M_j|_{M_j \in R}) \cup sch(\mathbf{A}_V, M_j) \quad (3)$$

3. Выбор алгоритма. Были рассмотрены три динамических алгоритма планирования со статическими приоритетами – алгоритм частотно-монотонного планирования (ЧМП) [2], улучшенный алгоритм ЧМП и алгоритм планирования с равномерным распределением предельных сроков (РРПС). Определены условия планируемости задач с помощью этих алгоритмов. В результате сравнительного анализа для решения задачи планирования процессов РВ в РВС был выбран улучшенный алгоритм ЧМП, позволяющий не избыточно для данной задачи учесть накладные расходы на переключение между процессами и взаимовлияние процессов с разными приоритетами. Этот алгоритм отличается высокой гибкостью и может быть адаптирован к критическим нагрузкам в начальный период работы системы, когда одновременно выпускается значительное число процессов.

4. Программная реализация. 4.1. Для каждой ПЭВМ РВС проверить нетривиальное условие планируемости алгоритмом ЧМП (4) [3]: для совокупности n независимых периодических задач, исходя из того, что $D_i = T_i$, задача планируема на основании ЧМП, если выполняется условие:

$$U = \sum_{i=1}^n \frac{E_i}{T_i} \leq U_{RMS} = n \cdot (2^{1/n} - 1). \quad (4)$$

Для $(\mathbf{A}_F)_j$, проверить условие (3). Вычислить запас планируемости $(U_{RM} - U)_{M_j}$. Если условие не выполняется хотя бы для одной ПЭВМ, то система не планируема.

4.2а. Произвести распределение процессов с ограничениями места выполнения \mathbf{R}^{\sim} по ПЭВМ из подмножества $\mathbf{M}_{\mathbf{R}^{\sim}}$ пропорционально запасу планируемости. Проверить нетривиальное условие планируемости алгоритмом ЧМП (4). 4.2б. Если система не планируема, то вычислить запасы планируемости для всех ПЭВМ, кото-

рым были предназначены задания с ограничениями места выполнения. Задачи $\mathbf{A}_{\mathbf{R}^-} \Big|_{M_j}$ переносить с ПЭВМ $M_j \in \mathbf{R}^-$ («отправитель») на ПЭВМ из $\mathbf{M}_{\mathbf{R}^-}$ с наибольшим запасом планируемости («получатель») до тех пор, пока совокупность задач ПЭВМ-отправителя не станет планируема. Если совокупность задач ПЭВМ-получателя перестанет быть планируемой, то задачи ПЭВМ-отправителя переносить на другие ПЭВМ из подмножества $\mathbf{M}_{\mathbf{R}^-}$ по убыванию их запаса планируемости. 4.2в. Если после завершения всех операций система в целом не планируема, то необходимо пересмотреть ограничения места выполнения для всех процессов $\mathbf{A}_{\mathbf{R}^-}$.

4.3а. После вычисления запасов планируемости, повторить операции пунктов 2а и 2б для всех незакреплённых процессов – задача $sch\left(\left(\mathbf{A}_{\mathbf{F}}\right)_j \cup \mathbf{A}_{\mathbf{R}^-} \cup \mathbf{A}_{\mathbf{V}^-}, M_j \Big|_{M_j \in \mathbf{R}^-}\right)$. Если система в целом не планируема, проверяется критерий планируемости системы алгоритмом ЧМП в форме эмпирического правила: 4.3б. Применить нетривиальное условие планируемости (4) и остановиться, если все индивидуальные условия выполнены. В противном случае применить критерий планируемости: соответствующие задачи планируемы на основе ЧМП (т. е. всегда будут выполняться в их предельный срок) тогда и только тогда, когда для любой задачи выполняется условие

$$\min \left\{ \sum_{j=1}^i \left(\left(\frac{E_j}{l \cdot T_{jk}} \right) \cdot \left[l \cdot \frac{T_k}{T_j} \right] \right) \right\} \leq 1, \quad (5)$$

где $(k, l) \in W_i$, $W_i = \left\{ (k, l); k = 1, 2, \dots, i; l = 1, 2, \dots, \left[\frac{T_i}{T_k} \right] \right\}$, $\lceil x \rceil$ –

наибольшее целое число, не превосходящее x ; $\lfloor x \rfloor$ – наименьшее целое число, превосходящее x .

4.3в. Определить все точки планирования, отмечая на оси времени все последовательные периоды для всех рассматриваемых задач, со времени 0 до конца первого периода самых низкочастотных задач. 4.3г. Для всех точек планирования, определённых на шаге 3в, создать неравенство, в левой части которого сумма всех возможных значений времени выполнения задач, которые могут быть запущены перед этой точкой планирования, а в правой – значение времени, соответствующее этой точке планирования. 4.3д. Если хотя бы одно из этих неравенств выполняется, то совокупность процессов с

помощью ЧМП по критерию (5) планируема. В противном случае эта совокупность процессов не планируема с помощью ЧМП. Если хотя бы для одной ПЭВМ (5) не выполняется, будем считать систему не планируемой. При этом необходимо пересмотреть ограничения места выполнения для всех процессов \mathbf{A} . Таким образом, в п. п. 4.3в...4.3г алгоритма решается подзадача перераспределения совокупностей процессов по ПЭВМ – подзадача $sch(\mathbf{A}_j^*, M_j)$ из (3).

4.4. Применить расчётные формулы улучшенного алгоритма ЧМП ([4]):

$$w_{i,q}^{n+1} = (q+1) \cdot C_i + B_i + \sum_{j \in HP(i)} \left(\left\lceil \frac{w_{i,q}^n}{T_j} \right\rceil \cdot C_j \right),$$

$$R_{i,q} = w_{i,q} - q \cdot T_i,$$

$$R_{i,q} \leq T_i,$$

$$R_i = \max_{q=0,1,2,\dots} \{R_{i,q}\},$$

где время отклика процесса R_i – сумма времени его выполнения C_i , времени блокировки B_i (наибольшее время задержки запуска процесса из-за более низкоприоритетного задания, возникающее в связи с операциями протокола граничных приоритетов [5]) и величины помехи, получаемой заданием от более высокоприоритетных заданий, w_i^{n+1} – эффективная ширина окна w на $(n+1)$ -ой итерации.

к подзадаче планирования выбранной совокупности процессов на отдельной ПЭВМ – подзадача $Sch(\{A_i\}_j, M_j)$ из (2). (Ограничения по времени (1) учитываются в исходных данных при указании параметров процессов.) Если хотя бы для одного процесса хотя бы на одной ПЭВМ условие $R_i^D < D_i$ не выполняется, то система не планируема.

5. Выводы. Предложенный алгоритм позволяет решить поставленную задачу. Вычислительная сложность алгоритма оценивается как полиномиальная. Дальнейшее улучшение параметров модели может быть достигнуто за счёт уточнения их оценок [7].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Туркин И., Лучшев П., Перекопский И., Моисеенко И. Компонентная модель программного обеспечения для испытаний бор-

- товых систем космического аппарата // СТА – Современные технологии автоматизации, №1'2006, с. 66 – 73.
2. Таненбаум Э. Современные операционные системы. 2-е изд. – СПб.: Питер, 2002. – 1040 с.: ил.
 3. Залевски Д. (J. Zalewski) Что должен знать каждый инженер о частотно-монотонной диспетчеризации: Пер. с англ. Елены Горошко. // Real-Time Magazine, 95/1, p. p. 6 – 24.
 4. Burns A. Fixed Priority Scheduling with Deadlines Prior to Completion. – YCS146, Dept. of Comp. Sci., Univ. of York, York, UK.
 5. Keeling N. J. Missed it! – How Priority Inversion messes up real-time performance and how the Priority Ceiling Protocol puts it right. // Real-Time Magazine 99-4, p. p. 46 – 50.
 6. Audsley N. C., Burns A., Richardson M. F., Wellings A. J. Hard Real-Time Scheduling: the Deadline-Monotonic Approach. – YCS146, Dept. of Comp. Sci., Univ. of York, York, UK.
 7. Rubin K. Is Real-Time Ready for Prime-Time? A White Paper on What Is Missing from Real-Time Development Tools. // Real-Time Magazine 99-3, p. p. 13 – 19.
-

А.Н. Алфимцев, А.А. Можаяев, В.В. Девятков

АВТОМАТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ СЦЕН НА АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ИЗОБРАЖЕНИЯХ

Предложен метод, использующий нечеткую меру для автоматического анализа сцен на аэрокосмических изображениях. Его достоинства и отличия от известных аналогов. Приведена процедура агрегирования информации для распознавания объекта на основе нечетких операторов.

1. Введение. Аэрокосмические изображения широко применяются в различных областях. С помощью наблюдений из космоса прогнозируется погода, ведется наблюдение за лесными пожарами и различными наземными объектами в мирных и военных целях.

Изображение $I_t(V, W)$ – это квадратная матрица значений пикселей, где V – количество пикселей по горизонтали, W – по вертикали, t – момент времени, в который изображение поступило от источника изображений [1]. Источник изображения – видеокамера, регистрирующая видимый спектр электромагнитного излучения или иное устройство, использующее: рентгеновское, ультрафиолетовое, инфракрасное, микроволновое или радиоволновое излучение.

В задачах автоматического анализа аэрокосмических изображений различают задачи автоматического распознавания конкретной местности двумя способами. Первый предполагает сопоставления изображения с электронными картами из базы данных. Второй – сопоставление изображения с эталонными изображениями местности вместе с распознаванием объектов на аэрокосмических изображениях по эталонным изображениям этих объектов. Очень много работ посвящено распознаванию сцен. При этом под сценой понимают некоторую область изображения с определенными текстурными признаками. Поэтому их скорее можно отнести к методам сегментации изображения для его описания (например: лес, вода, город, пустыня, некоторый объект и фон).

В данной работе представлен метод распознавания сцен подобно виду. В разделе 2 представлена процедура агрегирования информации для распознавания объекта на основе нечетких операторов. В разделе 3 – метод распознавания сцен.

2. Процедура распознавания на основе нечётких операторов агрегирования. Прежде, чем переходить к рассмотрению общего метода распознавания сцен, рассмотрим процедуру формирования множества Y_i и процедуру распознавания отдельным алгоритмом i с помощью функции $\mu(y_{ij})$. В общем случае исходными для агрегирования являются i алгоритмов распознавания, $i = 1, \dots, m$. Работа каждого алгоритма распознавания здесь не рассматривается, интерес представляют только результат работы каждого из них как источников нового отдельного сигнала $Y_i, i = 0, \dots, m$ и функции принадлежности

$$\mu(y_{ij}), y_{ij} \in Y_i, i = 0, \dots, m, j = 0, \dots, n_i. \quad (1)$$

Основной задачей процедуры является агрегирование результатов работы алгоритмов распознавания. Для того, чтобы сформировать множество Y_i и функции принадлежности, каждый алгоритм проходит предварительную обработку в соответствии со следующей процедурой 1:

Шаг 1. Задаётся совокупность пустых множеств $Y_i^k = \emptyset, k = 1, \dots, K$.

Шаг 2. Для каждого эталонного объекта k , используя скрытые механизмы, формируется эталонная модель $G_i^k, k = 1, \dots, K$.

Шаг 3. Для распознаваемого объекта по тем же принципам формируется модель G .

Шаг 4. Модель G сравнивается с каждой моделью G_i^k , в результате чего вычисляется множество отсчетов $\{y_i^1, y_i^2, \dots, y_i^K\}$, характеризующих её близость соответственно к моделям $G_i^k, k = 1, \dots, K$.

Шаг 5. Формируются множества $Y_i^k \cup y_i^k, k = 1, \dots, K$, которые принимаются за новые множества Y_i^k . Если они перестают изменяться, то осуществляется переход к шагу 6. (Могут использоваться и другие критерии перехода к шагу 6). В противном случае процедура начинается с шага 2.

Шаг 6. Множества Y_i^k объединяются, в результате чего получается $Y_i = \bigcup_{k=1}^K Y_i^k$ множество, которое упорядочивается (если оно числовое, то упорядочивание осуществляется по возрастанию) и его элементы индексируются $i = 1, \dots, m, j = 0, \dots, n_i$, в результате чего получает-

ся множество $Y_i = \{y_{if_i} \in Y_i \mid i = 1, \dots, m, j = 0, \dots, n_i\}$. Задается функция принадлежности $\mu(y_{ij}), y_{ij} \in Y_i, i = 1, \dots, m, j = 0, \dots, n_i$

Распознавание по любому отдельному алгоритму i с помощью функции $\mu(y_{ij})$ может быть осуществлено в соответствии со следующей процедурой 2:

Шаг 0. С помощью процедуры 1 осуществляется формирование множества Y_i и функции принадлежности (1)..

Шаг 1. Для каждого эталонного объекта k формируется своя эталонная модель $G_i^k, k = 1, \dots, K$.

Шаг 2. Для распознаваемого объекта по тем же принципам формируется модель G .

Шаг 3. Модель G сравнивается с $G_i^k, k = 1, \dots, K$, в результате чего вычисляется множество отсчетов $\{y_i^1, y_i^2, \dots, y_i^K\} \subset Y_i$, характеризующих близость G соответственно к моделям $G_i^k, k = 1, \dots, K$.

Шаг 4. Модель G считается совпадающей с той эталонной моделью G_i^k для которой значение $\mu(y_i^k)$, где $y_i^k \in Y_i$ максимально.

3. Метод автоматического распознавания сцен. Сценой Ξ на аэрокосмическом изображении $I_t (V, W)$ называют совокупность фона $\phi_h, h = 1, \dots, H$, объектов на этом фоне $\theta_l, l = 1, \dots, L$ и взаимоотношения между объектами. Под анализом сцены понимается извлечение полезной информации и распознавание сцен, отнесением входной сцены к одной из эталонных сцен. Полезную информацию о сцене можно извлечь благодаря тому, что физические области и объекты, связанные с ней, упорядочены определенным образом. Схематическая структура распознавания сцен на аэрокосмических изображениях представлена на рис. 1. На изображении определенной сцены находятся все объекты, информация о которых содержится в базе данных и с помощью базы знаний, которая содержит описание эталонных сцен, производится автоматический анализ сцены и делается вывод, насколько данная сцена близка к какой-либо сцене из базы данных.

В общем случае каждый кадр может содержать L объектов, подлежащих распознаванию. Объекты различных множеств Θ_l могут находиться в определенных r -арных отношениях

$$\Xi \in \Theta_{l_1} \times \Theta_{l_2} \times \dots \times \Theta_{l_r}, \{l_1, l_2, \dots, l_r\} \subseteq \{1, \dots, L\}.$$

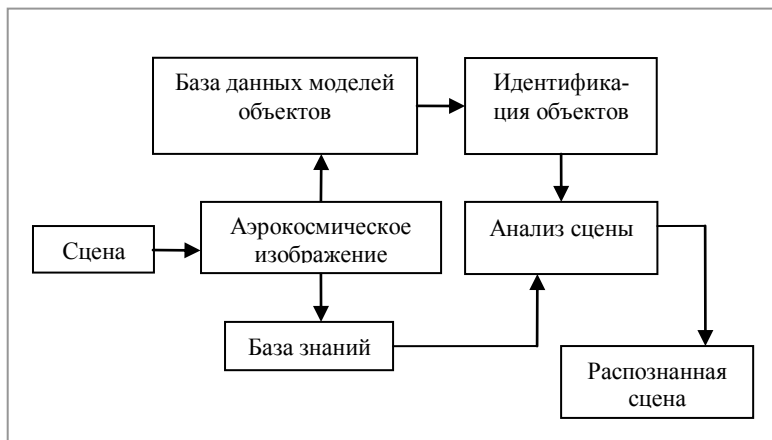


Рис. 1.

Каждое такое отдельное отношение Ξ будем называть эталонной сценой. По аналогии с распознаваемым объектом распознаваемую сцену будем обозначать

$$\xi = \langle \theta_1, \theta_2, \dots, \theta_r \rangle, \quad \{l_1, l_2, \dots, l_r\} \subseteq \{1, \dots, L\},$$

где $\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_r$ - распознаваемые объекты, а процесс установления ее сходства с какой либо эталонной сценой Ξ будем называть распознаванием сцены ξ . Сходство распознаваемой сцены ξ с эталонной сценой Ξ характеризуемое ненулевым значением критерия сходства, будем записывать как $\xi \approx \Xi$. В случае, если значение критерия схожести равно 0, то сцена ξ не схожа с сценой Ξ . Это несходство записывается как $\xi \neq \Xi$.

Для вычисления сходства распознаваемого θ и эталонного объекта θ^j используется оператор $A^j[\mu_1(y_1), \mu_2(y_2), \dots, \mu_m(y_m)]$. Аргументами этого оператора являются функции принадлежности, значения которых находятся в интервале $[0,1]$. Значения оператора также находятся в интервале $[0,1]$. Следовательно, оператор является функцией: $[0,1]^m \rightarrow [0,1]$. Если для каждого объекта распознаваемой сцены $\xi = \langle \theta_1, \theta_2, \dots, \theta_r \rangle$ известно множество значений критери-

ев $A_{i_1}, A_{i_2}, \dots, A_{i_r}$, его сходство с объектами $\Theta_{i_1}^{k_1}, \Theta_{i_2}^{k_2}, \dots, \Theta_{i_r}^{k_r}$ эталонной сцены можно оценить с помощью некоторого оператора агрегирования A как значение функции $A[A_{i_1}, A_{i_2}, \dots, A_{i_r}]$.

Процедура распознавания отдельной сцены (отношения), $\xi = \langle \theta_{i_1}, \theta_{i_2}, \dots, \theta_{i_r} \rangle, \{l_1, \dots, l_r\}$, использующая эту идею, будет выглядеть следующим образом.

Шаг 1. Каждый объект $\theta_{i_1}, \theta_{i_2}, \dots, \theta_{i_r}$ распознается отдельно сопоставлением соответственно с эталонными $\Theta_{i_1}^{k_1}, \Theta_{i_2}^{k_2}, \dots, \Theta_{i_r}^{k_r}$, $k_i = 1, \dots, K_i, \{l_1, l_2, \dots, l_r\} \subseteq \{1, \dots, L\}$, с помощью операторов агрегирования $A_{i_1}, A_{i_2}, \dots, A_{i_r}$. Если для всех распознаваемых объектов $\theta_{i_1}, \theta_{i_2}, \dots, \theta_{i_r}$ найдены сходные с ними $\Theta_{i_1}^{k_1}, \Theta_{i_2}^{k_2}, \dots, \Theta_{i_r}^{k_r}, \tilde{k}_i = 1, \dots, K_i$, т.е. $\theta_{i_1} \approx \Theta_{i_1}^{k_1}, \theta_{i_2} \approx \Theta_{i_2}^{k_2}, \dots, \theta_{i_r} \approx \Theta_{i_r}^{k_r}$, то перейти к шагу 2. Если хотя бы для одного распознаваемого объекта не найдено сходного эталонного, то перейти к шагу 3.

Шаг 2. Сцена $\xi = \langle \theta_{i_1}, \theta_{i_2}, \dots, \theta_{i_r} \rangle$ считается распознанной и схожей со сценой $\Xi = \Theta_{i_1}^{k_1}, \Theta_{i_2}^{k_2}, \dots, \Theta_{i_r}^{k_r}$, а значение критерия схожести сцены ξ со сценой Ξ равно $A[A_{i_1}^{\tilde{k}_1}, A_{i_2}^{\tilde{k}_2}, \dots, A_{i_r}^{\tilde{k}_r}]$.

Шаг 3. Сцена $\xi = \langle \theta_{i_1}, \theta_{i_2}, \dots, \theta_{i_r} \rangle$ не распознана. Сцены $\Xi \in \Theta_{i_1} \times \Theta_{i_2} \times \dots \times \Theta_{i_r}, \{l_1, l_2, \dots, l_r\} \subseteq \{1, \dots, L\}$ будем называть сценами 1-го уровня и обозначать их Ξ_1 . Сценами s -го уровня будем называть сцены $\Xi_s \in \Xi_{s-1}^1 \times \Xi_{s-1}^2 \times \dots \times \Xi_{s-1}^v$, где $\Xi_{s-1}^1, \Xi_{s-1}^2, \dots, \Xi_{s-1}^v$ - сцены $(s - 1)$ -го уровня. Таким образом, сцены первого уровня являются отношениями объектов, а сцены s -го уровня, где $s > 1$, являются отношениями сцен $(s - 1)$ -го уровня. Для того, чтобы распознать сцены $(s - j)$ -го уровня, $j = 0, 1, \dots, s - 2$, необходимо распознать сцены $(s - j - 1)$ -го уровня, отношением которых являются сцены $(s - j)$ -го уровня. Если при распознавании какой либо сцены $(s - j)$ -го уровня окажется, что хотя бы одна сцена $(s - j - 1)$ -го уровня, входящая в отношение этой сцены $(s - j)$ -го уровня, не может быть распознана, то процесс распознавания её прекращается.

В основу метода распознавания сцен s -го уровня $\Xi_s \in \Xi_{s-1}^1 \times \Xi_{s-1}^2 \times \dots \times \Xi_{s-1}^v$ может быть положено развитие процедуры распознавания сцен первого уровня следующим образом.

Шаг 1. Каждый объект $\theta_{l_1}, \theta_{l_2}, \dots, \theta_{l_r}$, входящий хотя бы в одну сцену первого уровня Ξ_1 распознается отдельно сопоставлением соответственно с эталонными объектами $\Theta_{l_1}^{k_1}, \Theta_{l_2}^{k_2}, \dots, \Theta_{l_r}^{k_r}$, $k_{l_i} = 1, \dots, K_{l_i}, \{l_1, l_2, \dots, l_r\} \subseteq \{1, \dots, L\}$, с помощью операторов агрегирования $A_{l_1}^{\tilde{k}_1}, A_{l_2}^{\tilde{k}_2}, \dots, A_{l_r}^{\tilde{k}_r}$.

Шаг 2. Каждая сцена 1-го уровня Ξ_1 , для всех объектов которой найдены сходные с ними эталонные объекты, считается распознанной и для нее вычисляется критерий схожести (значение оператора агрегирования) A_1 . После этого осуществляется переход к шагу 3. Если таких сцен не найдено, то распознанных сцен 1-го уровня и выше не существует и выполнение прекращается.

Шаг 3. Задается уровень $s = 2$ и осуществляется переход к шагу 4.

Шаг 4. Если найдены сцены s -го уровня Ξ_s , для всех сцен ($s - 1$)-го уровня которых найдены ненулевые значения критериев схожести, то эти сцены Ξ_s считаются распознанными, для них вычисляются критерии схожести (значение оператора агрегирования) A_s . Если существуют сцены уровня $s + 1$, то шаг 4 снова выполняется со значением $s = s + 1$. В противном случае выполнение прекращается.

Если сцен Ξ_s s -го уровня, для всех сцен ($s - 1$)-уровня которых найдены ненулевые значения критериев схожести, не обнаружено, то распознанных сцен s -го уровня не существует и выполнение процедуры прекращается.

4. Выводы. Разработан метод нечетких операторов агрегирования, использующих нечеткую меру для автоматического анализа сцен на аэрокосмических изображениях. Его достоинства и отличия от известных аналогов обусловлены рядом особенностей. В их числе следующие: Возможность учитывать степень важности результата каждого распознавания в процессе иерархического анализа сцен. Возможность разработки алгоритмов управления на основе анализа сцен. Повышенная надежность распознавания отдельных объектов на конкретной сцене за счет использования отношений

между этими объектами и другими объектами сцены (фоновыми объектами). Определены пути повышения интеллектуальности автоматических методов анализа аэрокосмических изображений за счет использования широкого спектра алгоритмов распознавания объектов и их отношений.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гонсалес Р., Вудс Р. Цифровая обработка изображений. - М.: Техносфера, 2006.-1072 с
2. Grabisch M., Roubens M. Application of the Choquet Integral in Multicriteria Decision Making. In Fuzzy Measures and Integrals- Theory and Applications, Physica Verlag, 2000, pp. 415-434.
3. Grabisch M., Some lexicographic approaches to the Sugeno integral. In Proc. Int. Conf. on Information Processing and Management of Uncertainty (IPMU'06), Paris, France, July 2006, 572-579.
4. Marichal J. On Choquet and Sugeno Integrals as Aggregation Functions // In Fuzzy Measures and Integrals.-2000.-Vol. 40.-P. 247-272.
5. Sharma R. Speech-Gesture Driven Multimodal Interfaces for Crisis Management// The IEEE Proceedings.-2003.-Vol. 91, №9.- P. 1327-1354.
6. Sugeno M. Fuzzy measures and fuzzy integrals: A survey // Proc. of Fuzzy Automata und Decision Processes.-Amsterdam, 1977.-P. 89-102.
7. Wang X., Chen J. Multiple Neural Networks fusion model based on Choquet fuzzy integral // Proc. of the Third Intern. Conf. on Mach. Learn. and Cybern.- Shanghai, 2004.-Vol.4.-P. 2024-2027.

М.Ю. Охтилев, В.А. Каргин,
Д.А. Николаев, А.Ю. Россиев,
А.Ю. Чуприков

АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Предлагается подход, позволяющий выделять регулярные изменения телеметрируемого процесса и оценивать обобщенные спектральные характеристики в режиме реального времени.

1. Введение. В последнее время состав телеметрируемых параметров (ТМП), необходимых для оценивания функционирования испытываемых ракет-носителей (РН) в целом, а также их отдельных бортовых систем, значительно расширился. Этому способствует совершенствование старых и разработка новых видов ракетно-космической техники и электронно-вычислительных средств, расширение круга решаемых задач и развитие современных информационных технологий (ИТ), которые позволяют проводить обработку полного потока телеметрической информации (ТМИ) в реальном масштабе времени (РМВ) [1].

Разрабатываемые интеллектуальные ИТ предъявляют высокие требования к исходной измерительной информации, что связано с дефицитом времени, отводимым на решение задач и многопоточностью схем автоматизированного анализа [2]. Анализ априорных данных об источнике информации (РН) и об измерительной информации, получаемой с него, позволяет говорить об особенностях ТМИ, возможностях их систематизации и выработки технических решений по совершенствованию алгоритмов обработки [3].

2. Сложность интерпретации результатов телеметрических измерений. Источник информации является сложной динамической системой. В составе РН находится более 15 сложных динамических систем (двигательные установки, система стабилизации, система управления расходом топлива, БЦВК и др.), объем данных о функционировании которых составляет десятки миллионов значений.

Большое разнообразие смыслового содержания – важная особенность телеметрических данных. В процессе функционирования объекта контролируются различные по физической сущности и динамике процессы, происходящие как на самом объекте, так и вне

его. При известной, но сложной структуре, поступающей на обработку информации, практически невозможно точно определить границы области изменения параметров. В большинстве случаев границы определяются возможностями физической реализуемости датчиковой системы и оцениваются экспертными группами контролем ТМП в области допусковых границ согласно Инструкции по эксплуатации и Программы телеметрических измерений.

Все контролируемые системы взаимосвязаны между собой и представлены большой совокупностью разнородных параметров, которые не дают возможности заранее достоверно предугадать «состояние системы». Сложность интерпретации результатов анализа измерительной информации возрастает из-за возможных состояний системы, вызванных неисправностями или внешними возмущающими факторами, имеющими как субъективный, так и объективный характер. Учет многообразия возможных состояний бортовых систем РН, как объекта контроля, на практике предполагает проведение экспертного оценивания.

Для обеспечения в реальном масштабе времени формализации процессов функционирования бортовых систем и РН в целом, а также возможного нештатного поведения, необходимо строить вероятностные модели, описывающие не только особенности отдельных ТМП, но и учитывающие зависимости между параметрами, которые формируют «структуру поведения» системы. Если такие модели построить сложно или невозможно, то использовать характеристики тонкой структуры вероятностных моделей оцениваемых ТМ процессов [4]. Максимальной информативностью среди аналоговых ТМП обладают функциональные и функционально-сигнальные параметры с частотами опроса F_0 от 50 до 200 Гц, составляющие более 70% от общего числа аналоговых параметров².

Для обеспечения требуемой точности оценивания информативных ТМП используются аналитические зависимости между нижними границами дисперсий, объемом выборки T_a (необходимая длительность обработки) и вероятностными свойствами анализируемых процессов [5]. Минимальная дисперсия $D[\hat{m}_{T_a}^p]$ при оценивании моментной функции m_v^p p -го порядка по выборочной функции

² В дальнейшем под ТМП будут пониматься результаты первичной обработки [3] аналоговых функциональных и функционально-сигнальных ТМП с частотами опроса от 50 до 200 Гц.

$y(t)$ на интервале $[t_0, t_0 + T_a]$ фиксированной длительности T_a зависит от общего количества информации в выборке

$$D[\hat{m}_y^p] \geq \frac{2p \cdot \delta_y^{2p}}{T_a / (2\tau_k)} = D[\hat{m}_{yT_a}^p],$$

где δ_y - среднее квадратическое отклонение $y(t)$ на T_a (рис.1).

На рис. 1 дана графическая интерпретация процедуры динамического формирования выборки для подготовки измерительной информации $Y(t)$ с датчика тока управления рулевыми машинами первой ступени РН к обработке алгоритмами отбраковки и сглаживания (K - количество независимых отсчетов, определяемое необходимой точностью оценивания параметра; частота опроса датчика $F_0 = 50 \text{ Гц}$; $\tau_k^* = \tau_k + 1$ - интервал скольжения выборки [6]; τ_k - интервал корреляции).

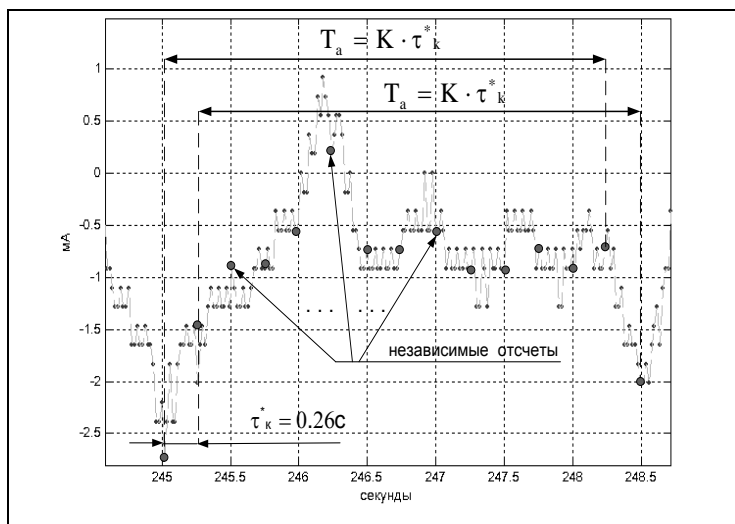


Рис. 1. Интерпретация процедуры динамического формирования выборки для подготовки измерительной информации $Y(t)$

3. Погрешность измерений. Как показывает практика обработки ТМИ летных испытаний, результаты первичной обработки информационно-ценных параметров содержат как одиночные, так и группирующиеся аномальные погрешности. Нечеткая структура представления данных еще более просматривается в связи с погрешностями средств и методов измерений, присутствующими в резуль-

татах первичной обработки ТМИ РН (рис.2) [7,8]. Использование таких результатов в качестве исходной измерительной информации для автоматизированной системы поддержки принятия решений в РМВ приводит к искажению формирования заключений о контролируемых событиях при подготовке и применении ракетно-космической техники. Поэтому одной из основных задач подготовки исходных данных для автоматизированного анализа является задача исключения аномальных погрешностей. Сейчас для отбраковки аномальных измерений в основном применяются ручные методы, основанные на визуальном просмотре зарегистрированных реализаций и сравнении их с эталонными параметрами. Анализ результатов первичной обработки ТМИ РН и применение к ней типовых схем отбраковки аномальных результатов измерений показывает невозможность применения в РМВ существующих схем отбраковки в разрабатываемых системах автоматизированного анализа [1,8].

Предлагается неоднородность данных ТМП, вызванную погрешностями, описывать с помощью вероятностных моделей случайных последовательностей [4,9,10]. Модели таких последовательностей представляются плотностями вероятностей $p_Y(Y)$ вида

$$p_Y(Y) = \sum_{i=1}^m \alpha_i p_i(Y | \mu), \quad \alpha_i \geq 1, \quad \sum_{i=1}^m \alpha_i = 1.$$

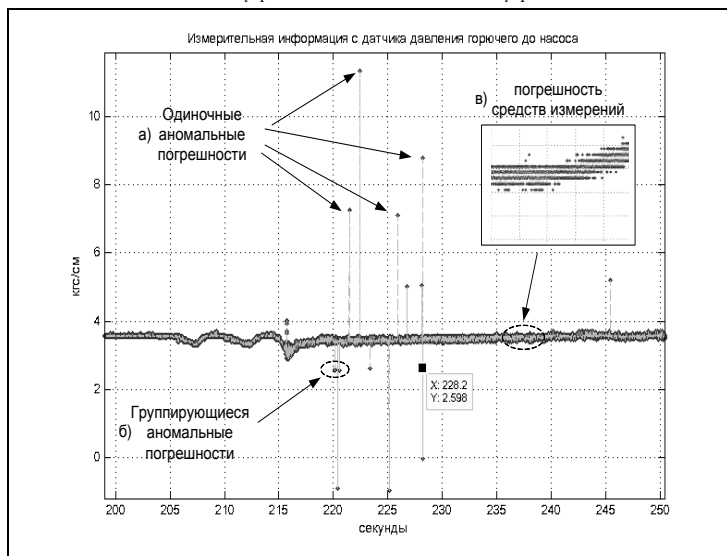


Рис. 2. Результаты первичной обработки ТМИ с датчика давления горячего

На рис. 2 дано графическое представление результатов первичной обработки ТМИ с датчика давления горючего до насоса: а) явно выраженные одиночные аномальные погрешности; б) группирующиеся аномальные погрешности; в) погрешности технических средств, участвующих в сборе, передаче, этапах предварительной и первичной обработки информации.

Функция $p_Y(Y)$ рассматривается как «смесь» составляющих $p_i(Y|\mu)$ - некоторых более простых плотностей вероятностей. В большинстве случаев измерительная информация описывается моделью с $m=2$ (модель с α - загрязнением). В этом случае поведение среднего числа превышений (аномальных погрешностей) $N_Y^+(H_{\text{нор}}, T_a)$ на длительности обработки $[t_0, t_0 + T_a]$ может быть представлено в виде «смеси» средних чисел превышений соответствующих составляющих:

$$N_Y^+(H_{\text{нор}}, T_a) = (1-\alpha) \cdot N_1^+(H_{\text{нор}}, T_a) + \alpha \cdot N_2^+(H_{\text{нор}}, T_a), \quad \alpha \in [0, 1].$$

Анализ частотных характеристик оптимального фильтра для дискретных случайных процессов показывает, что близким к оптимальному реальным фильтром может быть вычислитель конечной разности [11]:

$$\Delta^q y(t_i) = \sum_{j=0}^q (-1)^j C_q^j y(t_i - j/F_o),$$

некоторого порядка $q_{\text{опт}}$, при котором он имеет одностороннюю с оптимальным фильтром частотную характеристику:

$$|W_p(2\pi F_c \cdot j)| = 2^q \sin^q \left(\frac{\pi F_c}{F_o} \right); \quad \text{при } \frac{2\pi F_c}{F_o} \leq \pi,$$

где F_c – частота изменения информационной составляющей ТМП (кажущаяся частота).

Исследование показывает, что более 90% ТМП могут быть описаны двумя моделями корреляционных функций (КФ) либо аппроксимированы с помощью них. Для этих моделей КФ согласованными (квазиоптимальными) являются конечно-разностные фильтры 2 и 4 порядков. Выбор структуры согласованного конечно-разностного фильтра (в зависимости от модели КФ) и настройка его параметров (от кажущейся частоты F_c и порога отбраковки $H_{\text{нор}}$) производится в РМВ [8,10,11]. Представленные на рис. 3 структуры квазиоптимальных фильтров наиболее близки к оптимальным филь-

грам по качеству фильтрации для двух видов КФ. В роли сигнала выступает anomальная погрешность, в роли шума – информационная составляющая (отношение сигнал/шум).

Тип	Вид корреляционной функции	Отношение сигнал/шум на выходе по отношению ко входу				
		Согласованная фильтрация				Оптимальная фильтрация
		q=1	q=2	q=3	q=4	
1	$\exp^{-2\pi F_c T_0} \ \cdot \ $	$0,082 \frac{F_0}{F_c}$	$0,164 \frac{F_0}{F_c}$	$0,121 \frac{F_0}{F_c}$	$0,153 \frac{F_0}{F_c}$	$0,164 \frac{F_0}{F_c}$
2	$(1 + 2\pi F_c T_0 \cdot \ \cdot \) \exp^{-2\pi F_c T_0} \ \cdot \ $	$0,025 \frac{F_0^2}{F_c^2}$	$0,006 \frac{F_0^3}{F_c^3}$	$0,009 \frac{F_0^3}{F_c^3}$	$0,014 \frac{F_0^3}{F_c^3}$	$0,014 \frac{F_0^3}{F_c^3}$

Рис. 3. Структуры квазиоптимальных фильтров

4. Классификация моделей КФ осуществляется на основе структурной метрики $Z(F_0, T_a)$, использующей характеристики тонкой структуры вероятностных моделей оцениваемых телеметрируемых процессов на длительности обработки T_a [6,12]:

$$Z(F_0, T_a) = N_{\max}(T_a) / N^{\pm}(0, T_a),$$

где $N_{\max}(T_a)$ – среднее количество локальных максимумов на T_a ;

$N^{\pm}(0, T_a)$ – среднее количество пересечений нулевого уровня на T_a .

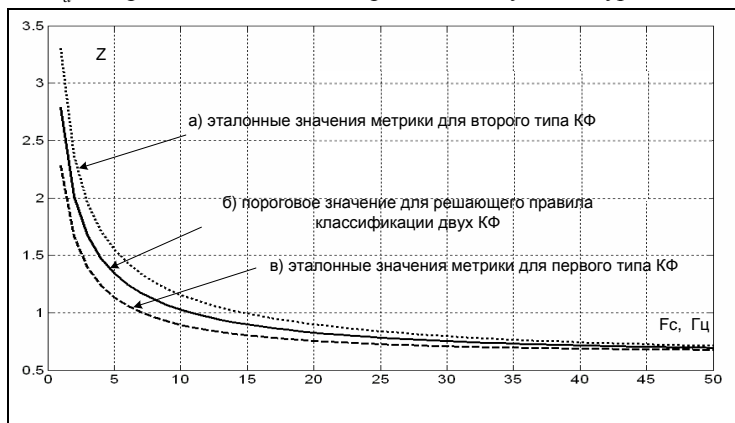


Рис. 4. Решающее правило для классификации моделей КФ

На рис. 4 представлена геометрическая интерпретация решающего правила для классификации моделей КФ, исследуемых телеметриру-

емых параметров с $F_0 = 100 \text{ Гц}$: а) первый тип КФ (см. рис.3), б) правило классификации моделей КФ, в) второй тип КФ.

Анализ характеристик тонкой структуры оцениваемых телеметрируемых процессов и их систематизация показывают, что в пространстве особых точек $(Z(F_0, T_a), N^\pm(0, T_a))$ однозначно определяется модель КФ ТМП. Решение о модели КФ принимается на основе оценивания значения метрики $Z(F_0, T_a)$ и кажущейся частоты F_c с использованием правила классификации по принципу «ближайшего соседа». Для определения кажущейся частоты F_c в РМВ используется принцип «доминирующей частоты» [13], схожий с визуальным оцениванием результатов обработки, которые проводит эксперт. Доминирующая частота «притягивает» нормированное значение ожидаемого числа пересечений нулевого уровня $N^\pm(0, T_a)$ реализацией ТМП:

$$F_c = \frac{N^\pm(0, T_a) \cdot F_0}{(T_a \cdot F_0 - 1) \cdot 2}.$$

Так как апостериорная вероятность наличия аномального выброса $P_{ан} \rightarrow$ заранее неизвестна, то критерием отбраковки аномальных измерений, обеспечивающим минимум средней вероятности ошибки $P_{ош}$ отбраковки, выбран критерий Неймана-Пирсона. Для нахождения порога превышений $H_{пор}$ вероятность ложного обнаружения аномального измерения фиксируется ($P_{ло} = const = 10^{-3}$), а вероятность пропуска аномального измерения $P_{пр}$ варьируется $10^{-3} - 5 \cdot 10^{-3}$. Таким образом, определение порога отбраковки $H_{пор}$ зависит от кажущейся частоты F_c , частоты опроса F_0 , вероятности $P_{пр}$ и от выбранной модели КФ [8,10]:

$$H_{пор} = \begin{cases} 1,215 P_{пр} (F_0/F_c), & \text{для КРФ 2-го порядка} \\ 0,424 P_{пр} (F_0/F_c)^{3/2}, & \text{для КРФ 4-го порядка} \end{cases}$$

Для оценивания качества отбраковки используются показатели нижней границы гарантированно обнаруживаемого количества старших разрядов аномальных измерений ξ и коэффициент β уменьшение приведенной дисперсии аномального выброса $\delta_{ан\ вых}$ в выборке T_a на выходе устройства фильтрации по сравнению с $\delta_{ан\ вх}$:

$$\xi = \log_2 (1/P_{np})$$
$$\beta = (2^{2k-1})(2^k - 1)^2,$$

где k - разряды, в которых обнаружитель не устранил ошибки.

5. Пропуск данных. При недостоверных измерениях (вследствие воздействия помех) ТМП характеризуются независимым случайным исключением данных с вероятностью γ . По своей сути пропуск данных эквивалентен операции случайного разрежения на временном интервале T_a потока превышений уровня $H_{пор}$. Анализ результатов показывает, что не учет наблюдений с пропуском данных при последующей обработке приводит к неизбежному смещению параметров превышений уровня и величина этого смещения однозначно связана со значением вероятности γ [4,14].

Восстановление ТМИ после отбраковки аномальных результатов измерений предлагается проводить, используя сплайновые модели. Такое решение обусловлено преимуществами, которыми они обладают по отношению к другим аппроксимационным методам [15].

6. Избыточность телеметрической информации. Большинство современных многоканальных телеметрических станций предусматривают одинаковую частоту опроса по всем каналам, поэтому при штатной работе бортовой системы (БС) частота опроса оказывается чрезмерно высокой, а объем измерений избыточен. Избыточность ТМИ при использовании потоковых вычислительных моделей [16] существенно затрудняет обработку и изменяет приоритет критериев оптимальности для создаваемых алгоритмов обработки, ставя ограничения по оперативности обработки. Для синтеза алгоритмов сглаживания в РМВ используются характеристики тонкой структуры случайных процессов (ТМП): среднее количество пересечений нулевого уровня $N^{\pm}(0, T_a)$; значения метрики $Z(F_0, T_a)$ особых точек случайного процесса (модели КФ); кажущаяся (доминирующая) частота F_C ; коэффициент вариации V [6].

В качестве критерия оптимальности для определения интервала сглаживания выбирается минимум дисперсии оценки математического ожидания. В соответствии с полученными характеристиками по номограммам (рис.5) определяется оптимальное количество сглаживаемых точек на интервале скольжения τ_k^* (рис.2) обрабатываемого ТМП [10] и проводится прореживание измерительной информации (рис.6).

Экспериментальная проверка качества отбраковки аномаль-

ных измерений, восстановления и сглаживания с использованием разработанных алгоритмов осуществлялась путём обработки ТМИ, полученной при лётных испытаниях РН типа “Союз” в 2006-2008 годах (рис.7). Анализ экспериментальных результатов показывает, что предложенный подход позволяет оперативно производить оценивание обобщённой спектральной характеристики в двухкомпонентном сигнале даже при малых отношениях сигнал/шум. Преимуществом данного подхода перед помехоустойчивым кодированием является способность устранять погрешности, вызванные ошибками в старших разрядах. Расчеты показывают уменьшение на выходе устройства фильтрации аномальных выбросов по отношению со входом (по дисперсии) в $10^3 - 10^6$ раз (рис.8).

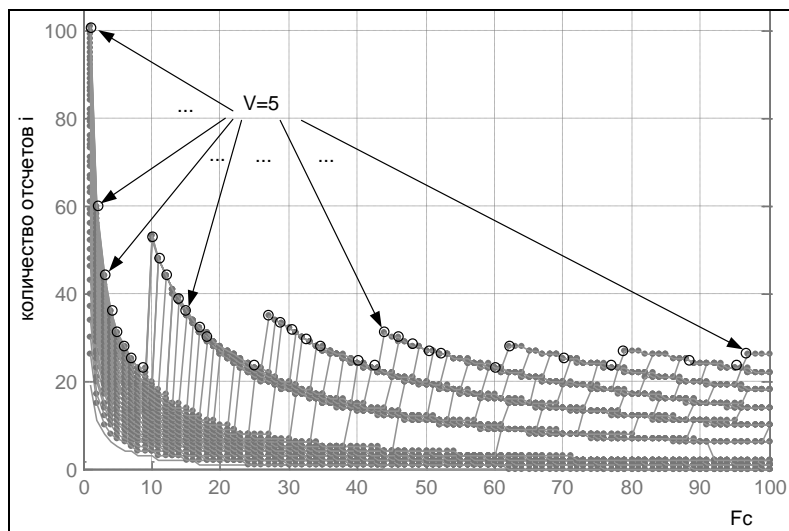


Рис. 5. Зависимость интервала сглаживания от коэффициента вариации V и кажущейся частоты F_c

На рис. 5 графически представлена зависимость интервала сглаживания (при частоте опроса $F_o = 200 \text{ Гц}$ и корреляционной функции вида $e^{-2\pi F_c |i|/F_o}$) от коэффициента вариации V и кажущейся частоты F_c (например, для $V = 5$, $F_c = 45 \text{ Гц}$ интервал сглаживания $i = 30$ отсчетов).

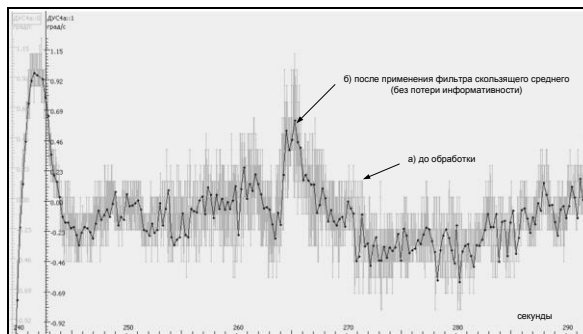


Рис. 6. Измерительная информация с датчика угловой скорости

На рис. 6. графически представлена измерительная информация с датчика угловой скорости блока А: а) до обработки объем измерений составлял 104566 бит, б) после применения алгоритмов сглаживания 2151 бит.

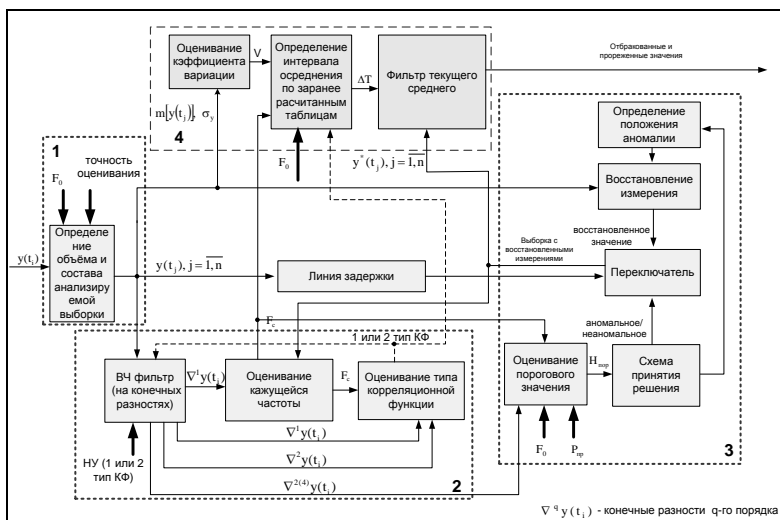


Рис. 7. Схема алгоритма

На рис. 7 приведена схема алгоритма процедур: 1) динамического формирования выборки; 2) определения кажущейся частоты и типа корреляционной функции; 3) обнаружения, позиционирования, отбраковки и восстановления; 4) сглаживания.

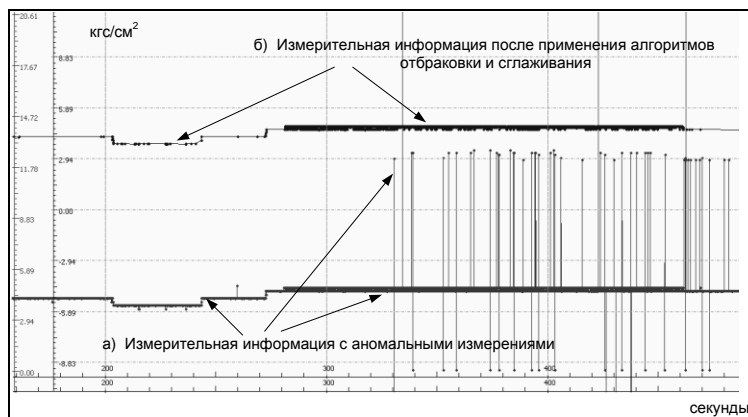


Рис. 8. Измерительной информации с датчика давления газа наддува

На рис. 8 дано графическое представление измерительной информации с датчика давления газа наддува за теплообменником: а) без применения алгоритмов отбраковки и сглаживания; б) после применения алгоритмов отбраковки и сглаживания.

7. Заключение. Для формализации процедур обработки ТМИ предлагается применить подсчет количества пересечений значениями ТМП нулевого уровня и использовать быстрые алгоритмы фильтрации данных. Это позволяет делать предварительные заключения о характере регистрируемой информации уже на стадии сбора данных, и особенно важно для систем реального времени, поскольку предлагаемый подход позволяет выделять регулярные изменения телеметрируемого процесса и оценивать обобщённые спектральные характеристики в режиме реального времени. Учет особенностей ТМИ при синтезе моделей обработки ТМИ (в некоторых случаях - эвристических моделей) в рамках разрабатываемой информационной технологии повышает эффективность обработки по показателям оперативности, достоверности, избыточности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Охтилев М. Ю., Чуприков А. Ю., Ничипорович О. П., и др. Унифицированная информационная технология мониторинга динамически изменяющихся состояний космических средств и средств НКУ на основе измерительной информации и представления его результатов на индивидуальных и коллективных средствах отображения. // Авиакосмическое приборостроение, 2007, №5, с.20-24.

2. Охтилев М.Ю., Соколов Б.В., Юсупов Р.М. Интеллектуальные технологии мониторинга состояния и управления структурной динамикой сложных технических объектов. – М.: Наука, 2006. – 410 с.
3. Стёпкин В.С., Шмыголь С.С. Автоматизированная обработка и анализ измерительной информации. – МО СССР, 1980.
4. Тихонов В.И., Хименко В.И. Выбросы траекторий случайных процессов. – М.: Наука, 1987. – 304 с.
5. Хименко В.И. Характеристика типа «превышений уровней» для простых моделей случайных последовательностей // Радиотехника и электроника, 1994, т.39, № 11, С.1791-1801.
6. Каргин В.А., Самойлов Е.Б., Нездоровин Н.В. Выбор модели корреляционной функции телеметрируемых параметров при отбраковке аномальных результатов измерений ракет-носителей // Сборник алгоритмов и программ типовых задач. Вып. 27. – МО РФ, 2008. С. 337 – 344.
7. Новицкий П.В., Зограф И.А. Оценка погрешностей результатов измерений. – 2-е изд., перераб. И доп. – Л.: Энергоатомиздат, 1991. 304 с.
8. Каргин В.А., Николаев Д.А., Самойлов Е.Б. Обнаружение и отбраковка аномальных результатов измерений для формирования исходной измерительной информации по ракете-носителю типа «Союз»// Информация и Космос, 2008, № 4. С. 83 – 86.
9. Королев В.Ю., Бенинг В.Е., Шоргин С.Я. Математические основы теории риска: Учебн. пособ. – М.: Физматлит, 2007. – 544 с.
10. Николаев Д.А. Разработка средств повышения достоверности и уменьшения избыточности измерительной информации // Научная сессия ГУАП: Сб. докл.: в 4 ч., ч. II, Технические науки / СПбГУАП. СПб, 2009.
11. Фомин А.Ф., Новосёлов О.Н., Плющев А.В. Отбраковка аномальных результатов измерений. – М.: Энергоатомиздат, 1985. –200 с.
12. Волгин В.В., Каримов Р.Н. Оценка корреляционных функций в промышленных системах управления. – М.: Энергия, 1979. – 80 с.
13. Кедем Б. Спектральный анализ и различение сигналов по пересечениям нуля. ТИИЭР, т.74, № 11, 1986. С.6 - 23.
14. Хименко В.И. Характеристика типа «превышений уровней» для случайных точечных процессов // Радиотехника и электроника, 2000, т.45, № 4, С.436-443.
15. Сухорученков Б.И. Математические модели и методы анализа характеристик летательных аппаратов, МО СССР, 1989. - 340 с.
16. Охтилев М.Ю., Чуприков А.Ю. и др. Перспективные направления развития информационных технологий мониторинга состояний сложных технических объектов в реальном масштабе времени //Авиакосмическое приборостроение. 2004. № 11. С. 50-59.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ РАБОТ ТОМА 1

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

<i>Ф.И.О.</i>		Стр.
Алфимцев Александр Николаевич	к.т.н., доц. каф. ИУ-3	313
Брешенков Александр Владимирович	д.т.н., проф. каф. ИУ-6	302
Горшков Валентин Александрович	студент 5 курса фак. АК, каф. ФН-11	260
Девятков Владимир Валентинович	д.т.н., проф., зав. каф. ИУ-3	313
Димитриенко Юрий Иванович	д.ф.-м.н., профессор, зав. каф. ФН-11	247
Короткий Сергей Александрович	аспирант каф. СМ-2	167
Кутыркин Владимир Андреевич	к.ф.-м.н., доц. каф. ФН-11	269
Можаев Андрей Александрович	студент 5 курса фак. ИУ, каф. ИУ-6	313
Попов Алексей Юрьевич	к.т.н., доцент	296
Симоньянц Ростислав Петрович	декан АКФ, к.т.н., доц. каф. СМ-2	35
Хафизов Наиль Рафикович	аспирант каф. ИУ-6	302
Хохлов Александр Владимирович	студент 4 курса фак. АК, каф. ИУ-6	307
Федоров Игорь Борисович	академик РАН, д.т.н.	35
Щеглов Георгий Александрович	к.ф.-м.н., доц. каф. СМ-2	234

*Открытое акционерное общество
«Военно-промышленная корпорация
«НПО машиностроения» (г. Реутов, Московская область)*

Афонин Сергей Валентинович	вед. констр.	146
Братчев Александр Васильевич	вед. инженер	83
Ватолина Елена Геннадьевна	к.т.н., с.н.с.	83

<i>Ф.И.О.</i>		Стр.
Виноградов Дмитрий Вячеславович	инж. 3 кат., главн. спец., дир. проекта	101
Горский Валерий Владимирович	д.т.н., проф., гл.н.с.;	83
Гулидов Геннадий Яковлевич	Зам. нач. отделения	157
Ефремов Герберт Александрович	Почётн. Ген. дир., Почётн. Ген. конст. к.т.н., проф,	21
Жуков Дмитрий Александрович	зам. нач. отд.	197, 209
Журавлёв Роман Игоревич	инженер	117
Забарко Дмитрий Александрович	к.ф.-м.н., с.н.с.	83
Иванов Илья Александрович	научн. сотр.	277
Иванов Михаил Юрьевич	научн. сотр., выпуск. АКФ	150, 247
Ковальский Георгий Николаевич	к.т.н., с.н.с.	94
Конюков Владимир Васильевич	к.т.н., нач. отд.	150, 197, 209
Котенев Владимир Пантелеевич	д.т.н., нач. отд.	260
Крайнюков Владимир Ильич	к.т.н., нач. комплекса	150, 197, 209
Леонов Александр Георгиевич	Ген. дир, Ген конст., д.т.н., проф.	25
Лизунов Андрей Аркадьевич	к.т.н., нач.отд.	117
Лопухов Игорь Иванович	зам.нач.отд.	189
Мельников Юрий Валерьевич	инженер 2 к.	216
Натаров Борис Николаевич	вед. констр.	146
Петрова Ирина Васильевна	вед.инж.	122, 189
Поляченко Владимир Абрамович	к.т.н.	69
Реш Георгий Фридрихович	к.т.н., первый зам. нач. от-деления	150, 157
Решетов Владимир Александрович	инженер 2 кат.	216

<i>Ф.И.О.</i>		Стр.
Савельев Виктор Владимирович	д.т.н., профессор	277
Свиридов Антон Сергеевич	инж.-констр.	107
Синягин Антон Владимирович	Инженер, выпуск. АКФ	307
Смирнов Валерий Егорович	зам. нач. комплекса	197, 209
Тарасов Вячеслав Сергеевич	Инж.-конструктор, аспирант	117
Точилов Леонид Сергеевич	к.т.н., учёный секретарь НТС	146
Федюшкин Андрей Сергеевич	инженер	179
Ширшов Юрий Юрьевич	к.т.н., зам. нач. НИО	189
Шляпников Антон Николаевич	начальник НИС	179

**Закрыто акционерное общество «СКБ Орион»
(г. Санкт-Петербург)**

Абалаков Алексей Николаевич	вед.инж.-програм.	285
Заозерский Сергей Анатольевич	вед.инж.-програм.	285
Каргин Виктор Александрович	к.т.н., вед.инж.-програм.	320
Кононеко Андрей Владимирович	вед.инж.-програм.	285
Николаев Дмитрий Андреевич	вед.инж.-програм.	320
Охтилев Михаил Юрьевич	д.т.н., проф., зам. ген. констр.;	285, 320
Пигулёв Павел Алексеевич	вед.инж.-програм.	285
Роснев Андрей Юрьевич	вед.инж.-програм.	285, 320
Чуприков Александр Юрьевич	вед.инж.-програм.	285, 320

ФГУП ЦАГИ

<i>Ф.И.О.</i>		Стр.
Кувшинов Владимир Михайлович	к.т.н., зам.нач.отд.;	131
Халецкий Леонид Викторович	нач. сектора;	131
Стеблинкин Антон Игоревич	инженер	131

ГКНПЦ им. М.В.Хруничева

Нестеров Владимир Евгеньевич	генеральный директор	39
Цуриков Юрий Александрович	д.т.н., профессор, г.н.с.	39

**Московский государственный университет
им. М.В. Ломоносова**

Григорян Самвел Самвелович	академик РАН, д.ф.-м.н., профессор	54
-----------------------------------	---------------------------------------	----

12 ЦНИИ МО

Вязьмин Сергей Олегович	к.т.н., в.н.с.	197
Жогов Александр Гаврилович	с.н.с.	197
Потапенко Андрей Иванович	к.т.н., нач.отд.	197, 209

ФГУП «ЦНИИМАШ»

Денисович Леонид Иванович	к.т.н., в.н.с.	197, 209
Тихонов Александр Павлович	зам. нач. отд.	197, 209

ВЦ им. А.А. Дородницына РАН

Пархоменко Валерий Павлович	к.ф.-м.н., зав.сектором	222
------------------------------------	-------------------------	-----

ОАО «ПМЗ Восход»

Редько Павел Григорьевич	д.т.н., ген. дир. – глав. констр.	131
Квасов Геннадий Васильевич	к.т.н., зам.глав.констр.	131

**ФГУП «ОКБ Вымпел»
(г. Москва)**

<i>Ф.И.О.</i>		Стр.
Драгун Дмитрий Константинович	Ген. дир., Ген. конс, д.т.н., проф.	46
Забегаяев Александр Иванович	нач. отдела, д.т.н., проф.	46

ФГУП НИИ «Субмикрон»

Каннер Михаил Геннадиевич	к.т.н., зам. дир.	131
Осетров Павел Алексеевич	к.т.н., зам. дир.	131

Другие организации

Чалей Мария Борисовна	Институт математических проблем биологии РАН, с.н.с.	269
Константинов Сергей Валентин.	ОАО «ОКБ Сухого», д.т.н., проф., зам.глав.констр.	131
Буряк Алексей Константинович	Институт физической химии и электрохимии им. А.Н. Фрумкина РАН, зав. лаб., д.хим.н., профессор	157

ABSTRACTS OF PAPERS

AEROSPACE TECHNOLOGIES 2009

Collection of proceedings [*]:

Aerospace technologies, 2009. Volume 1: Proceedings of the 2nd International Scientific and Technological Conference dedicated to the 95th anniversary of the academician V.N. Chelomey (Reutov – Moscow, 2009). Two volumes. Vol. 1. / Edited by R.P. Simonyants –M.: Joint Edition of the Public Corporation «Military-Industrial Establishment «Scientific-and-Industrial Machine-building Corporation» and Moscow Bauman State Technical University. 2012. – 341 pages with illustrations.

The collected scientific proceedings are divided into the two volumes. Volume 1: Design of aerospace systems; applied problems of mathematical modeling; computer systems and technologies. Volume 2: Dynamics of the system motion and control; dynamics and strength of structures; problems of economics, management, and education.

V.N. Chelomey – is an outstanding designer, organizer, and thinker. Some of the works of this Collection of proceedings of the Jubilee Conference are dedicated to his large-scale multi-sided personality.

Materials of the 1st Plenary Session are included completely into Volume 1. Materials of the 2nd Plenary Session are included partially into Volume 1 and partially into Volume 2.

This book is intended for the broad audience of specialists, engineers, post-graduates, and students working in the aerospace area.

Abstracts included into Volume 1

Yefremov G.A. Vladimir Nikolayevich Chelomey – the designer, organizer, and thinker (notes to his business portrait) [*], p. 21–24.

The author investigates the new non-developed personal business characteristic of academician V.N. Chelomey, the founder of the “Scientific and Industrial Machine-building Corporation”, - amazing economic effectiveness of his decisions.

Leonov A.G. Military-and-industrial cooperation and national safety of Russia. [*], p. 25–34

The author specifies theoretical problems of national safety of Russia provided by the military-and-industrial cooperation organization and control, development of the new rocket-armament complexes in cooperation with the foreign partners, and their application at the parent enterprise of the cooperation.

Fedorov I.B., Simonyants R.P. Training in high technology. [*], p. 35–38.

The rule of "learning on the basis of science" provides an organic combination of education and science.

Nesterov V.E., Tsurikov Yu.A. Life-cycle of the «Proton» launch-rocket. [*], p. 39–45.

The work exposes life-cycle of the «Proton» launch-rocket – the most reliable launch-rocket in the world. The work specifies the history of the rocket development under the direction of V.N. Chelomey. It is shown, that effective solving of the actual modernization problem for the considered launch-rocket provided sufficient improvement of its characteristics. Technical parameters of the newly made «Proton-M» launch-rocket complex are much better. It helps Russia to hold its leadership in the world market of heavy launch-rockets under contemporary market conditions.

Dragun D.K., Zabegayev A.I. **Activities of the «OKB Vympel» Federal State Unitary Enterprise and its creative cooperation with Moscow Bauman State Technical University.** [*], p. 46–53.

The proceeding specifies the main activity directions of the enterprise, scientific level of its works, and its cooperation with the department «Aerospace systems» of Moscow Bauman State Technical University.

Grigoryan S.S. **New friction law and its applications.** [*], p. 54–68.

The proceeding is the plenary report of the academician of the Russian Academy of Sciences S.S. Grogoryan at the International Conference *MHTK-2009* «Aerospace technologies» delivered in memory of the academician V.N. Chelomey. It is shown, that Coulomb friction paradoxes may be easily solved on the basis of the newly developed friction law. This new law has been successfully used for solving several actual problems.

Polyachenko V.A. **The first space projects of the V.N. Chelomey design bureau** [*], p. 69–82.

The author specifies the first aerospace systems developed in the *OKB-52* design bureau under the direction of V.N. Chelomey. It is shown, that the main scientific and technological ideas and principles of these machines have not lost their importance today.

Bratchev A.V., Vatolina Ye.G., Gorsky V.V., Zabarko D.A. **Modern technologies of gas-dynamic and heat design.** [*], p. 83–93.

The work specifies the development problems of universal computer complexes providing real-time investigation of loading the rocket structure by the approach gas flow. It is shown, that the posed gas-dynamic and heat problems may be solved for all operating modes of the flying vehicle using the newly developed high-capacity computer complex *PACKET6* providing the required calculation accuracy.

Kovalsky G.N. **Model aggregation of complex technical systems using the reference-element substitution method.** [*], p. 94–100.

The information-aggregation problem is solved using the formalized aggregation method applied to nonlinear models of complex technical systems. The reference-element substitution method is used. The work specifies the algorithm free of substitution priorities.

Vinogradov D.V. **Numerical method and software for calculating the characteristics of optoelectronic devices of the system of the Earth remote sensing at its preliminary design stage.** [*], p. 101–106.

It is shown, that the newly developed method and corresponding computer program may be used at the preliminary design stage of the optoelectronic devices. It facilitates selection of the required variant of the system of the Earth remote sensing.

Sviridov A.S. **Analysis of antenna blocking by external spacecraft elements.** [*], p. 107–116.

The problem is solved using the newly developed computer module of the Autodesk-Inventor CAD. The antenna blockage phenomenon and the blockage degree are considered for all possible relative positions of external spacecraft-structure elements and for the given coverage fields of antennas and sensors.

Lizunov A.A., Zhuravlev R.I., Tarasov V.S. **Power-supply system of the “Strannik” spacecraft with solar sensors.** [*], p. 117–121.

The work specifies the power-supply system of the “Strannik” spacecraft: the main requirements for the system, its structure elements, and characteristics. It is shown, that using this newly developed system containing solar sensors provides decrease of the spacecraft mass by approximately 20%.

Petrova I.V. **Heat-strength experiment: numerical modeling and processing the test results.** [*], p. 122–130.

The work summarizes the obtained experience of heat-strength numerical analysis and experiments carried out at the Public Corporation «Military-Industrial Establishment «Scientific and Industrial Machine-building Corporation». It is shown, that the available new science-intensive methods sufficiently accelerate and reduce the cost of the flying-vehicle experimental analysis.

Konstantinov S.V., Redko P.G., Kvasov G.V., Kanner M.G., Osetrov P.A., Kuvshinov V.M., Khaletsky L.V., Steblinkin A.I.

New structural and circuit-type approaches for developing the rudder drives of perspective maneuvering airplanes. [*], p. 131–145.

The works specifies the new problems of developing the rudder drives of the new generation of the flight-control systems of perspective maneuvering airplanes with unstable aerodynamic arrangement. It is shown, that the newly developed structural and circuit-type approaches contribute essentially to the airplane safety.

Natarov B.N., Afonin S.V., Tochilov L.S. **Unmanned flying vehicle as an element of the multi-level aerospace monitoring system.** [*], p. 146–149

The work specifies the review of the row of unmanned flying vehicles of different classes with the ones developed at the Public Corporation «Military Industrial Establishment «Scientific and Industrial Machine-building Corporation». It is proved, that spacecrafts and unmanned flying vehicles shall complement each other to solve effectively the wide class of problems within the frames of the unified system.

Konyukov V.V., Kraynyukov V.I., Resh G.F., Ivanov M.Yu. **Using hydro-capillary lyophobic systems in damping devices and in accumulators of mechanical power.** [*], p. 150–156.

The obtained theoretical and experimental results have proved the possibility of making the damping devices and accumulators of mechanical power using lyophobic liquids and nano-porous solids.

Gulidov G.Ya., Resh G.F., Buryak A.K., Ulyanov A.V. **Investigation of chemical properties of surfaces of structural materials providing prolongation of the intercontinental-ballistic-missile life-cycle.** [*], p. 157–166.

The work specifies applications of physical and chemical analysis methods to prognosis of the state of structural materials used during long-term operation of the intercontinental ballistic missiles containing liquid-propellant engines. The considered technical approaches to evaluation of the state of the structural materials have proved their working capacity during their long-term contact with the rocket-fuel components. The proposed procedure provides preservation of physical and chemical characteristics of the material during long-term storage of the tank containing the fuel remains. So, these missiles may be used in necessity as launch-rockets.

Korotkiy S.A. **Investigation of air-launching the aerospace system from the launch-airplane using the vortex-element method.** [*], p. 167–178.

The newly-developed numerical modeling procedure delivers the required parameters of transient air-launching the rocket from the launch-airplane. Vortex dynamic loads available in the airplane vortex trace are taken into account.

Fedyushkin A.S., Shlyapnikov A.N. **Calculation procedure for structural parameters of the fuel displacing system.** [*], p. 179–188.

The developed numerical modeling procedure provides calculation of structural parameters of the fuel-displacing system of the engine fuel-tank. The proceeding specifies dependence of the membrane parameters on the membrane working capacity.

Petrova I.V., Shirshov Yu.Yu., Lopukhov I.I. **Numerical and experimental analysis of high-temperature heaters made of carbon materials.** [*], p. 189–196.

The work specifies the new technology of numerical and experimental developing procedure for the heater of the heat-strength-test workbench. The test results are used to select the heater structure providing its required technical parameters and minimum equivalent stress during operation.

Vyazmin S.O., Zhogov A.G., Potapenko A.I., Denisovich L.I., Tikhonov A.P., Zhukov D.A., Kraynyukov V.I., Konyukov V.V., Smirnov V.E. **Determination of X-ray protection characteristics of composite materials.** [*], p. 197–208.

The proposed experimental and numerical procedure provides determination of X-ray protection characteristics of composite materials with large reduction ratio.

Denisovich L.I., Tikhonov A.P., Potapenko A.I., Zhukov D.A., Kraynyukov V.I., Konyukov V.V., Smirnov V.E. **Protection of airborne devices from extra-high-energy X-rays using the «effectiveness – mass» criterium.** [*], p. 209–215.

The proceeding proposes rational screen-type protection from extra-high-energy X-rays. The protection system eliminates possible irreversible failures in silicon structures caused by thermal, mechanical, and ionization effects.

Melnikov Yu.V., Reshetov V.A. **Functional structure of the universal radio-channel model.** [*], p. 216–221.

The proposed functional requirements of the universal radio-channel model of the unmanned flying vehicle provides simulation of different operating modes and operating conditions. The work specifies the module structure of such a model.

Parkhomenko V.P. **Problems of climate change and climate modeling.** [*], p. 222–233.

The investigation results of the Earth climate change were obtained during the several last decades. The problem of creating the perfect climate model is proved to be actual. The work presents the obtained climate-model calculation results to specify the global climate change during the XXI century. The reference climate model of the Calculation Center of the Russian Academy of Sciences [6] includes the atmosphere block and the ocean block. It is shown, that continuous monitoring of essential climate factors is required for more reliable forecast of the climate change.

Shcheglov G.A. **Transient analysis of the solid body sliding into the liquid flow from behind the superstructure.** [*], p. 234–246.

The author considers the model problem of sliding a solid body from out of the motionless understructure into the spatial incompressible liquid flow. The understructure is a smooth body with a projecting superstructure. Transient reaction forces applied to the solid-body supports are determined using the vortex-element method while the solid body is sliding from behind the superstructure into its vortex trace.

Dimitrienko Yu.I., Ivanov M.Yu. **Modeling the high-speed processes taking place within damping systems with phase transformations.** [*], p. 247–259.

The work considers the problem of modeling the new-type processes taking place within damping systems containing the two-phase working medium: porous body + nonwetting liquid. The authors have developed the new mathematical model of the transient processes taking place within the heterogenous working medium of the damping device using the theory of heterogenous porous systems with phase transformations taken into account. The work poses special problems of calculating micro- and macro-parameters of damping systems and effective numerical methods of their solving.

Gorshkov V.A., KotenyeV V.P. **Approximate method for calculation of pressure applied to blunted surfaces with non-zero curvature.** [*], p. 260–268.

The work specifies the approximate method of modeling gas flow in the vicinity of the flying vehicle. It is shown, that the newly-developed method minimizes calculation errors of the existing ones.

Kutyркиn V.A., Chaley M.B. **Spectral statistical approach to identification of latent periodicity within test strings.** [*], p. 269–276

The work presents original methods of identification of latent profile periodicity based on the proposed spectral and statistical approach. The established spectral and statistical characteristics, sensitive to the required periodicity type, are investigated within the given test strings.

Ivanov I.A., Savelyev V.V. **Location of the given-class objects in the images under condition of antecedent ambiguity of observation parameters.** [*], p. 277–284.

The authors have developed the new method of location of the given-class objects in the images under condition of antecedent ambiguity of some observation parameters. The method is based on the reference zone-type algorithm of pattern recognition [1] and on the specially developed coordinate transformation.

Okhtilev M.Yu., Chuprikov A.Yu., Rossiye A.Yu., Pikulev P.A., Zaozersky S.A., Kononenko A.V., Abalakov A.N. **Intellectual information technology of developing computer software for real-time monitoring and control of complex technical objects.** [*], p. 285–295.

The work specifies the operation medium facilitating development of automated real-time monitoring and control of complex technical objects.

Popov A.Yu. **The computer providing hardware operation support above the data structure.** [*], p. 296–301.

The presented experimental results specify the processing procedure for vector (list) data structures using the established design principles of computers providing hardware operation support during the data-structure processing.

Breshenkov A.V., Khafizov N.R. **Determination of mutual filter covering in the system with the event-control architecture.** [*], p. 302–306.

The work specifies the systems with the event-control architecture. The authors present calculation procedure for mutual filter covers. It provides optimization of routing algorithms by minimizing overhead expenses for message transfer and filter storage.

Sinyagin A.V., Khokhlov A.V. **Planning the real-time processes within the distributed computer system.** [*], p. 307–312.

The authors consider the problem of planning the set of parallel interacting real-time processes taking place within the distributed computer system. They pose the corresponding mathematical problem and specify its solving procedure.

Alfimtsev A.N., Mozhayev A.A., Devyatkov V.V. **Automatic scene analysis of aerospace images.** [*], p. 313–319.

The authors propose the method using a fuzzy measure for automatic scene analysis of aerospace images. The method differs from its existing prototypes and has certain advantages. The specified information-aggregation procedure provides effective object identification using fuzzy operators.

Okhtilev M.Yu., Kargin V.A., Nickolayev D.A., Rossiev A.Yu., Chuprikov A.Yu. **Analysis of particular qualities of launch-rocket telemetric information.** [*], p. 320–331.

The proposed approach provides separation of regular changes of the telemetered process and evaluation of its generalized real-time spectral characteristics.

Перевёл на английский язык проф. С.В. Аринчев

Научное издание

Аэрокосмические технологии, 2009:

Труды Второй международной
научно-технической конференции,
посвященной 95-летию со дня рождения
академика В.Н. Челомея
(19-20 мая 2009, Реутов – Москва)

В 2-х томах

Том 1

Ответственный редактор
Р.П. Симоньянц

Компьютерная верстка
М.А. Курков

Подписано в печать 18.07.2012
Формат 60х90/16. Усл. п. л. 21
Тираж 300 экз.

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

Типография МГТУ им. Н.Э. Баумана
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5., стр. 1

ISBN 978-5-7038- 3614-9