

# ***Аэрокосмические технологии, 2009***

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

*В 2-х томах*

***Том 2***

*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 2**

- **Динамика движения и системы управления**
- **Динамика и прочность конструкций**
- **Экономика и менеджмент**
- **Инженерное образование**

*Сборник трудов*  
Ответственный редактор  
**Р.П. Симоньянц**

Москва  
2012

УДК 629.78  
ББК 39.53  
А 99

**A99 Аэрокосмические технологии**, 2009. **Том 2**: 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 2. / Под ред. Р.П. Симоньянца – М.: Совместное издание ОАО «ВПК «НПО машиностроения» и МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012.

**Aerospace technologies**, 2009. **Volume 2**: Proceedings of the 2<sup>nd</sup> International Scientific and Technological Conference dedicated to the 95<sup>th</sup> anniversary of the academician V.N. Chelomey (Reutov – Moscow, 19-20 may 2009). Two volumes. Vol. 2. / 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. – 275 pages with illustrations.

**ISBN 978-5-7038- 3616-3**

278 с.: ил.

**ISBN 978-5-7038- 3615-6** (т.2)

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 опубликованные в сборнике доклады пленарного заседания 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

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

**ISBN 978-5-7038- 3615-6(Т.2)**  
**ISBN 978-5-7038-3616-3**

---

## СОДЕРЖАНИЕ

тома 2

### Обзор докладов и выступлений на 2-ой МНТК АКТ-2009

#### *Второе пленарное заседание*

Выступления руководителей секций .....	9
<i>Прения на втором пленарном заседании</i> .....	11
<i>Выступление академика С. С Григоряна</i> У нас есть будущее .....	12
<i>Заседания секций 4–7</i> .....	17

#### Динамика движения и системы управления

<i>Дивеев А.И., Пупков К.А., Софронова Е.А.</i> Повышение качества управления космическим аппаратом на основе многокритериального синтеза системы управления методом сетевого оператора .....	23
<i>Пупков К.А., Устюжанин А.Д.</i> Оценка предельных значений параметров динамических харак- теристик человека-оператора при управлении объектами раз- личного типа .....	36
<i>Журавлёв Ю.В.</i> К исследованию свойств фильтра Калмана в задаче наведения ...	46

<i>Панкратов В.А., Сазонов В.В.</i> Определение вращательного движения спутника Фотон-М3 по данным измерений .....	55
<i>Симоньянц Р.П.</i> К вопросу алгоритмического обеспечения исследований релейных динамических систем .....	65
<i>Симоньянц Р.П., Аверьянов П.В.</i> Переориентация КЛА применением упрощенного алгоритма управления .....	91
<i>Цуриков Ю.А., Ермолович Е.В.</i> «Мягкая» встреча на орбите некооперируемых объектов .....	106
<i>Некрасов И.В.</i> Применение методов математического программирования для повышения точности систем управления динамическими объектами .....	110
<i>Карпунин А.А., Галкин Д.И.</i> Построение траектории перевода динамического управляемого объекта в заданное состояние .....	120
<b>Динамика и прочность конструкций</b>	
<i>Сейранян А.А., Сейранян А.П.</i> Задача В.Н. Челомея о стабилизации статически неустойчивого стержня с помощью вибрации .....	126
<i>Попов А.В., Кондранин Е.А.</i> Оценка прочности конструкций на основе инвариантов акустической эмиссии .....	134
<u>Попов Б.Г.</u> Условия отсутствия «жестких» смещений и поворота свободного кольца в его плоскости. Приложение к МКЭ .....	143
<i>Тушев О.Н., Беляев А.В.</i> Оптимизация параметров пневмогидравлического амортизатора из условия максимума надёжности .....	152
<i>Георгиев А.Ф., Аринчев С.В.</i> Обрушения осцилляционных теорем для неконсервативных систем с парным взаимодействием степеней свободы .....	160

*Виноградов Ю.И., Котин Ю.В.*  
 Проблемы сравнительной оценки математических моделей  
 механики деформирования цилиндрической оболочки ..... 167

*Георгиев А.Ф., Баранов М.Л.*  
 О применении программных комплексов «Аэроупругость» и  
 «Flightloads» ..... 174

*Думанский А.М., Таурова Л.П., Смердов А.А.*  
 Исследование деформативных и прочностных характеристик  
 углепластика на плоских и трёхслойных образцах ..... 180

*Emri I., Florjancic U., Zupancic B., Huskic M., Umek P., Archon D.*  
 Зависимые от времени характеристики нанокompозитного  
 полимера с наночастицами 1D титаната ..... 193

**Экономика и менеджмент**

*Бунак В.А.*  
 Формирование и реализация общей стратегии развития  
 военно-промышленной корпорации в условиях финансово-  
 экономического кризиса 2008-2010гг ..... 206

*Караулова Е.А.*  
 Совершенствование системы бюджетирования как  
 инструмента антикризисного управления предприятием  
 (на примере ОАО «ВПК НПО машиностроения») ..... 210

*Числов С.В.*  
 Формирование системы планирования и мониторинга  
 финансово-хозяйственной деятельности предприятий  
 корпорации на базе сбалансированной системы показателей ..... 222

*Гелазония И.П., Брешенков А.В.*  
 Унифицированная экспертно-аналитическая система автоматизации  
 бизнес-процессов предприятия, их регламентация и контроль  
 исполнения ..... 227

*Точилов Л.С.*  
 Политика ЕС по стимулированию исследований и опыт РФ ..... 233

*Страхов А.Н.*  
 Инвестиционное проектирование средств вооружения и военной  
 техники при военно-техническом сотрудничестве с иностранными  
 государствами ..... 237

**Инженерное образование**

<i>Дорофеев А.А.</i> Пропедевтика в учебном процессе технического университета .....	243
<i>Щербакова О.М.</i> Генеральный конструктор В. Н. Челомей – портрет на фоне эпохи .....	247
<i>Кулешов Е.В.</i> Некоторые факты из жизни В.Н. Челомея .....	260
<i>Ахмеджанов М.Д.</i> Фундаментальные единицы массы, длины и времени .....	262
Сведения об авторах работ тома 2 .....	269
Abstracts of papers .....	272

\*\*\*



---

**ОБЗОР ДОКЛАДОВ И ВЫСТУПЛЕНИЙ**  
на второй международной научно-технической конференции  
Аэрокосмические технологии, посвященной  
95-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея

**ВТОРОЕ ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ**

Второе пленарное заседание 2-ой МНТК АКТ-2009 состоялось 20 мая в зале Учёного Совета МГТУ им. Н.Э. Баумана. На нём были подведены итоги работы конференции. В президиуме: Р.П. Симоньянц (*председатель*); первый зам. начальника ЦКБМ, к.т.н., доцент Е.Г. Куранов; Первый проректор – проректор по научной работе МГТУ им. Н.Э. Баумана Е.К. Демихов; первый заместитель Генерального директора ОАО «ВПК «НПО машиностроения» В.И. Мартынов и академик РАН С.С. Григорян. С краткими приветствиями выступили Е.Г. Демихов и В.И. Мартынов. Затем с аналитическим отчётом выступили руководители тематических секций.

**Выступления руководителей секций.**

Далее с аналитическими отчётами выступили руководители секций. Работу подсекции 1.1 подытожил П.А. Широков. По секции 1.2 итоги подвёл Е.Г. Куранов. По трём подсекциям секции 2 отчитался Ю.И. Димитриенко. Работу подсекции 3.1 охарактеризовал В.И. Мартынов, а подсекции 3.2 – В.В. Сюзов. О работе секции 4 рассказал К.А. Пупков. Работу подсекции 5.1 обобщил О.Н. Тушев, а подсекции 5.2 – А.М. Думанский. Отчет о работе секций 6 и 7 доложил Р.П. Симоньянц.

Выступившие руководители секций дали высокую оценку качества представленных докладов по их научному уровню и актуальности. Подчёркивалась хорошая организация конференции, отмечались и некоторые недостатки. Все говорили о высокой активности молодых авторов – аспирантов и студентов, особенно студентов Аэрокосмического факультета МГТУ им. Н.Э. Баумана, отмечали высокий научный уровень их работ.

Вячеслав Иванович Мартынов в своём выступлении заметил, что состоявшаяся конференция – важное событие. Он напомнил слова Генерального конструктора Г.А. Ефремова, сказанные на первом пленарном заседании об уникальности всего того, что сделал В.Н. Челомей, об удивительной экономичности его проектных решений.

– Большое значение конференции в том, что она вдохновляет молодёжь и стимулирует работу с ней. Важно отметить высокое ка-

чество представленных докладов. Если пользоваться классификацией В.Н. Челомея, здесь есть полный спектр направлений научной деятельности – теория, конструкция, эксперимент и технология.

– Некоторые работы молодых авторов поражают своей глубиной и актуальностью, блестящей подачей материала, – сказал В.И. Мартынов. Как пример приведу доклад недавнего выпускника Аэрокосмического факультета И.А. Иванова, который работает на предприятии под руководством профессора В.В. Савельева. Для нашего предприятия в научном плане этот специалист – очень ценное приобретение. С удовлетворением отмечая успех конференции, считаю необходимым этот успех развивать дальше.

Профессор К.А. Пупков, анализируя работу секции 4, отметил большой интерес к её работе, необыкновенно большое число слушателей – более 40 человек.

– Юбилейная дата, 95-летие со дня рождения В.Н. Челомея, и для меня лично очень важное событие, – сказал К.А. Пупков. Мне повезло работать с В.Н. Челомеем. Я участвовал в разработке первого в мире истребителя спутников. Генеральным конструктором проекта был Владимир Николаевич, а я работал в НИИ-2 (ныне ГосНИИАС) начальником отдела систем стабилизации и навигации.

– Я непосредственно взаимодействовал с организацией В.Н. Челомея, – сказал Константин Александрович. Моими коллегами по работе в этой организации были Валерий Ефимович Самойлов, Сергей Никитович Хрущёв, Игорь Степанович Чистяков и многие другие. Это было незабываемое время творческого горения. И сейчас, в эти дни юбилейной конференции, в памяти воскресают события тех героических лет, ставшие достоянием истории нашего отечества.

Профессор О.Н. Тушев, руководитель кафедры СМ-2, которую основал В.Н. Челомей в 1960 году и до последних дней жизни ею заведовал, рассказал о том духе творческого подъёма, который царил на кафедре эти два дня юбилейной конференции. Очень уместно на конференции прозвучал доклад по классической задаче В.Н. Челомея. Его сделал профессор МГУ им. М.В. Ломоносова А.П. Сейранян. Им получены чрезвычайно интересные новые результаты о стабилизации вибрацией статически неустойчивого маятника.

– Работа подсекции 5.1 окончилась диспутом по проблеме пределов применимости вычислительных методов к сложным задачам нелинейной динамики. Этот концептуальный вопрос обсуждался в челомеевском духе критического анализа, – завершил своё выступление Олег Николаевич.

Профессор А.М. Думанский отметил работы иностранных участников конференции. Прозвучавшие на подсекции 5.2 доклады из Словении были выполнены в Центре экспериментальной механики (ЦЭМ) при Люблянском университете. Руководит ЦЭМ академик И. Эмри (I. Emri). Представленные научные работы выполнены под его руководством и при его непосредственном участии. В ЦЭМ костяк научно-практических сотрудников составляют выпускники МГТУ им. Н.Э. Баумана. Они ведут и теоретическую, и экспериментальную работу, показав себя с очень хорошей стороны.

– В Центре И. Эмри исследуется механика полимерных и композиционных материалов. Делается попытка установить влияние структуры материала на его механические свойства с учётом параметра времени. Это, на мой взгляд, представляется достаточно важным вопросом, поскольку роль материалов в настоящее время очень велика. Работы в ЦЭМ проводятся в рамках Европейского Реологического Общества. На их проведение выделяются соответствующие деньги по специальной программе «Инженерная Реология». В перспективе есть возможность провести широкие экспериментальные исследования, – сказал профессор А.М. Думанский.

#### ***Прения на втором пленарном заседании.***

В прениях выступили профессор Ю.И. Виноградов, профессор Б.Г. Попов и Академик С.С. Григорян.

Ю.И. Виноградов, отметив высокий уровень работ, предложил повысить статус сборника трудов конференции.

Профессор Б.Г. Попов высказал свои впечатления по поводу высокого научного уровня представленных на секции 5 докладов. В качестве примера, сказал Борис Глебович, могу привести работу аспиранта каф. СМ-2 А.Ф. Георгиева, в которой решается нелинейная задача гиперупругости с учётом работы системы управления. Это связанные задачи: аэродинамика, упругая система, следящая сила, система управления. На диссертационном совете по динамике и прочности решение подобных задач считается высшим пилотажем.

Второе пленарное заседание завершилось выступлением академика С.С. Григоряна. Он поделился своими мыслями о конференции, о наиболее сильных впечатлениях, о том, что пробудило чувства радости, и о том, что вызывает тревогу. Это было яркое, эмоциональное выступление, охватившее круг злободневных проблем, простирающихся далеко за рамки данной конференции. О судьбе страны, о перспективах развития нашей науки и экономики, о роли интеллигенции и, прежде всего, молодёжи. Полный текст этого выступления, озаглавленный «У нас есть будущее», приведён ниже.

---

С.С. Григорян

## У НАС ЕСТЬ БУДУЩЕЕ

*Выступление на пленарном заседании МНТК АКТ-2009. Отмечено наиболее сильное впечатление – много молодёжи, интересные доклады. Академик поддерживает рациональное сочетание экспериментальных и компьютерных исследований; предостерегает от крена в сторону вычислительных методов; считает важным развивать инженерные таланты; уверен в славном будущем страны; рекомендует власти учиться у Китая.*

**1. О тесных связях МГТУ и МГУ.** Дорогие родственники. ... Мы – родственники все, не так ли? ... Мы все одним делом занимаемся. Другого ничего делать не умеем. И не надо! Но то, что мы делаем – нужно очень! Наше Отечество переживает не лучшие времена. В мартовском номере Вестника РАН опубликованы материалы Общего собрания РАН [1]. Почитайте. Оно состоялось в конце прошлого года, и было посвящено прогнозу развития науки в стране. Развитию науки и, как следствие, развитию её приложений. По этому поводу я там резко выступил. Не менее резкие выступления были и до этого. В мае 2005 г., например, на Общем собрании РАН.

Теперь немного о впечатлениях. (Потом я вновь вернусь к Науке.) Я впервые здесь, в этом удивительном зале. Это, я думаю, – святое место... Посмотрите на эти портреты: Михаил Васильевич Ломоносов, Пафнутий Львович Чебышев, ... Так же начинается аллея бюстов в МГУ им. М.В. Ломоносова. Это символы нашей, Российской интеллектуальной мощи и нравственности. Не случайно это. Ведь Императорский московский университет и Императорское московское техническое училище всегда были связаны, связаны очень тесно. А в последние годы эти связи интенсивно развиваются.

И, слава Богу, современные лидеры этих учебных заведений находятся в состоянии упорной, изнурительной борьбы с действительностью за сохранение российского (советского) высшего образования и науки. Силы, которые развалили великую державу, СССР, продолжают свою чёрную работу. Они хотят окончательно доконать эту великую державу, превратить её в современную суперколонию. Но у них ничего не выйдет, заявляю я с этой трибуны. И не в первый раз я это заявляю, и не только с этой трибуны. Не выйдет, потому,

что есть вы, есть мы, есть интеллектуальный и нравственный потенциал нашей страны, который не позволит это сделать.

**2. Одно из сильных впечатлений**, которые я получил вчера на этой конференции, это то, что было много молодёжи. Вот я смотрю на головы здесь присутствующих: процент седых волос, посмотрите, очень мал. Для подобных собраний это – аномалия. На заседаниях, на которых я в последние годы бываю, всё не так. На собрании РАН – одни только седоволосые и безволосые. Это очень опасно! А здесь и вчера там – очень много совсем юных людей.

Там студенты делают доклады... Причём, какие доклады! Вот там (показывает рукой в сторону студентов М. Ишечкина и А. Озерова) – два парня, рослых таких... Они совсем не похожи на учёных – мушкетёры. Они студенты? (Максим и Андрей встают, улыбаясь, кивают – да.) С ума сойти! Отличный проект с солнечными парусами! Потом, там был доклад Ирины Петровой: компьютерно-экспериментальные исследования теплозащитных покрытий. Вот это – инновационный подход!

Здесь говорили об иностранных докладах: в Словении, в Центре академика Эмри, удачно сочетают компьютерные и экспериментальные исследования. Это именно то, что и должно быть в науке, должно быть всегда! Так вот, в той работе Ирины Петровой – это есть. Я думаю, потому это так, что в НПО машиностроения есть мощный радиационный стенд, на котором можно делать лабораторные испытания. Не лабораторные работы, а лабораторные испытания. Есть компьютерные программы, которые позволяют подвергать количественному анализу тончайшие процессы, связанные с нагревом радиационными потоками и с прочностью. Это и есть то, почему у нас теплозащита не отваливается. А американцы каждый раз нам показывают: либо трещины у них образовались, либо что-то там трепещет, а потом разваливается.

**3. Инженерный талант** – главное. В связи с этим я хочу сказать ещё об одном научном аспекте: о роли вычислительных моделей, о численном моделировании. Здесь говорилось, что по этому вопросу много докладов было – целая секция. Это очень хорошо и радостно, но это и тревожно. Особенно здесь, в этом замечательном, великом вузе. Потому, что математика и её современная ветвь – вычислительная математика – это лишь инструмент познания, вернее – рафинирования познаний. Он не заменит процесса думанья и познания того, с чем мы имеем дело, изучая природу или делая изделие.

В инженерном деле главное – инженерный талант, интуиция, то, что вложено природой. Николай Егорович Жуковский ряд лет

работал у Владимира Георгиевича Шухова... Что-то его портрета не вижу..., а – есть! Отец русской авиации получил инженерную закалку у Шухова. Это сыграло, несомненно, выдающуюся роль в становлении Жуковского как профессора этого дома. Поэтому, я думаю, что крен в сторону вычислительных методов таит в себе опасность.

Здесь говорилось, что сейчас все слепо верят в числа, которые вытекают из компьютера. Но числа эти не всегда правильные! Шаг дискретизации и всякие прочие вычислительные дела не контролируются и не контролируется модель! Американизм пошёл в науку: публикации статей, в которых показывают картинки и говорят слова... Это – не наука. Наука – это когда вы поняли и построили модель, которая наилучшим образом описывает реальность.

Моделей может быть миллион. А в Бауманском техническом университете, мне кажется, наверное, есть вот что: примат реальности по сравнению с придуманными нами схемами. Инженерный талант – это главное, что должно здесь развиваться. И отсюда должны выходить такие люди, как Шухов, как ... Владимир Николаевич Челомей, которому посвящена наша конференция. Здесь, в этом портретном ряду, должны быть и эти люди, в частности, Владимир Николаевич Челомей – гений современной инженерной мысли.

**4. У нас есть будущее.** Хочу теперь вернуться к началу. 16 числа, пять дней назад, я участвовал в экскурсии, организованной МГУ на родину Пафнутия Львовича Чебышева. Там были разные люди: профессора ..., например, Никольский Сергей Михайлович – 104 года ему – были и школьники. Сначала подъехали к той аллее бюстов у МГУ, о которой я говорил, рассказали им об этих людях...

Когда мы выехали за 50 км, всё изменилось. Мы попали в другую страну, в настоящую Россию: ... цветущие черёмухи и яблони, с речками, со спокойной, тихой, не забитой машинами дорогой. Подъехали к храму. Там на стене читаем: ... Здесь похоронен великий русский математик Пафнутий Львович Чебышев. И даты: 16 мая 1821 – 8 декабря 1894. Потом опустились в склеп, где его могила, рядом его родители. Батюшка там провёл службу (специально по случаю нашего прихода с детьми). Каждому подарили по иконке Божьей матери. Потом мы в школе были. Дети стихи читали, пели. Это удивительно.

К чему я это говорю. Из общения с этими детьми, из того, что там происходило, и после той, вашей конференции, которую я посетил – во мне радость! Радость от того, что у нас есть будущее. У нашей страны есть славное будущее, достойное нашего прошлого, нашего настоящего. Мы должны вылечить нас, нашу страну. Нашу

будущую историю сделать достойной. И в этом выдающуюся роль должна играть интеллигенция и нравственная элита страны, то есть мы с вами – высшее образование, наука и инженере дело.

**5. Инженерное дело и экономика.** У вас на конференции секция экономики была. И факультет «Инженерный бизнес и менеджмент» в Бауманском Университете есть. В связи с этим я хочу сказа вам то, о чём говорил с трибуны Общего собрания РАН [1]. В июне прошлого года я был в Китае на Ассамблее Академии наук. Там есть две Академии наук равной мощности: просто Академия наук и Инженерная Академия наук. А был я там потому, что был приглашён как член АН Китая. Кстати, два года назад двое россиян впервые были туда избраны – Жорес Иванович Алфёров и я. Недавно выбрали ещё и Людвига Дмитриевича Фадеева. Теперь нас трое. А всего там 60 иностранных членов. Это не хвастовство, а факт.

Что там было. Кратко выступили Президенты двух Академий, а потом – основной докладчик, открывающий Ассамблею. Как вы думаете, кто это был? Главный доклад сделал Председатель КНР Ху Цзиньтао. И это был не политический доклад, а профессорская лекция. Потрясающая! Главное содержание речи: Две упомянутые Академии составляют интеллектуальный потенциал Китая. Они разрабатывают основные крупномасштабные программы развития страны и повышения благосостояния населения. А мы, власть, эти проекты осуществляем. Так продолжается два с лишним десятилетия, так будет и впредь. Далее рассказано о ближайших подобных проектах.

**6. Тайна китайского успеха.** Там и тогда я осознал, почему китайцы так во всём преуспевают, почему они так взлетают к небесам. Во всём! Почему китайцам всё это удаётся, а другим – нет? Природа, суть этого феномена в том, что Китай понял: нужно сочетать эффективный механизм рыночной экономики с рациональным государственным управлением процессами, реализуемыми с помощью этого механизма.

Когда рынок возникает стихийным образом, возможны разные его варианты, в частности тот, который мы наблюдаем, – дикий рынок. В Китае дело обстоит иначе. Основные богатства и рычаги управления, реализующие работу рынка на население, на прогресс страны, находятся в руках власти. Рынок – этот высокоэффективный механизм функционирования экономики – работает не стихийно, а для решения главных задач страны. Делается то, что нужно стране, а не то, что хотят делать бизнесмены сами. Пожалуйста, зарабатывайте, но делайте то-то и то-то.

Вот и вся тайна фантастического успеха китайцев. Позавчера я разговаривал с Жорес Ивановичем Алфёровым. Он говорит, что там, в Китае, нет кризиса потому, что экономика находится в надёжном управлении. А рейтинг используется для того, чтобы эта экономика функционировала современно, эффективно. Этим всё объясняется.

Я об этом говорю, потому, что считаю: и у нас должно быть так сделано. Инженерная и научная элита страны должна стать главной производящей, проектирующей будущее силой, как это сделано в Китае. И речь, на которую я всё ссылаюсь [1], оканчивалась так: Власть должна осознать, что теперь уже нам нужно поучиться у Китая, как в недавнем прошлом он учился у нас и на этой основе создал экономическое чудо, ныне поражающее мир. Учиться никогда не поздно и не стыдно.

**7. Надо действовать.** Мы, в России, должны рационально организовать свою жизнь. Власть должна это делать, в первую очередь, с пониманием. Слава богу, несколько дней назад я услышал от Дмитрия Анатольевича Медведева в одном из интервью, некое признание. Удивительное признание. Наверное, вы обратили внимание. Речь шла о развитии инноваций и прочем. «... Ничего этого нет», – сказал Президент. Это же – крик души, задушенной жульём!

Надо действовать рационально, по делу, по интеллекту, по совести и по чести, которых у нас, в нашем народе, у наших людей есть с избытком. А всего этого ворья, жулья – доли процента, а то и ещё меньше. У нас хороший, достойный, мужественный, терпеливый народ. Давайте, каждый на своём месте, этому содействовать.

Благодарю за внимание.

20.05.2010

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Григорян С.С. Выступление на Общем собрании РАН. ВЕСТНИК РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК. Том 79, № 3. 2009. – С.250-251.



---

## ОБЗОР СЕКЦИОННЫХ ЗАСЕДАНИЙ

### ***Секция 4. «Динамика движения и системы управления».***

*Сопредседатели секции К.А. Пупков и Ю.А. Прохорчук.*

*Доклады на секцию представили специалисты организаций:*

ВЦ им. А.А. Дородницына РАН, МГТУ им. Н.Э.Баумана, РУДН, ОАО МНИИР «Альгаир», ОАО «ВПК «НПО машиностроения», ФГУП Исследовательский центр имени М.В. Келдыша, ГКНПЦ им. М.В.Хруничева. Заседания прошли по подсекциям 19 мая в ДК «Мир» Реутова и 20 мая на кафедре ИУ-1 МГТУ им Н.Э. Баумана.

Доклад А.И. Дивеева, К.А. Пупкова и Е.А. Софроновой раскрыл научное содержание результатов творческой работы авторов в целях повышения качества управления космическим аппаратом на основе многокритериального синтеза системы управления методом сетевого оператора. К.А. Пупков представил ещё одну работу по оценке предельных значений параметров динамических характеристик человека-оператора при управлении объектами различного типа, которую он выполнил с аспирантом А.Д. Устюжаниным.

Диссертационную работу по применению методов математического программирования для повышения точности систем управления динамическими объектами представил выпускник Аэрокосмического факультета по кафедре ИУ-1 И.В. Некрасов. Другой выпускник АКФ по ИУ-1 Р.О. Русаков представил результаты работы «Инструментальный комплекс отработки по БЦВМ», которую он выполнил в ОАО «ВПК «НПО машиностроения» совместно со своим руководителем В.Л. Лисицыным. Аспирант кафедры ИУ-1, также выпускник АКФ, П.В. Аверьянов совместно со своим научным руководителем Р.П. Симоньянцем представил актуальную работу по оптимизации режимов управления ориентацией КЛА. Ещё один выпускник АКФ, аспирант каф. ИУ-1 Р.А. Петухов выступил с докладом по теме «Активно-пассивная система предварительного успокоения, ориентации и стабилизации наноспутника», над которой он работает.

По вопросам синтеза следящей системы с идентификационной моделью на основе концепции прямого метода Ляпунова и некоторыми результатами исследования свойств фильтра Калмана в задачах наведения выступил старший преподаватель кафедры ФН-11 Ю.В. Журавлёв. Студент ФН-12 В.А. Панкратов совместно с профессором В.В. Сазоновым представили результаты работы по определению вращательного движения спутника Фотон-М3. Главный научный сотрудник ГКНПЦ им. М.В.Хруничева, профессор Ю.А. Цуриков с аспиранткой Е.В. Ермолович сделали доклад по результатам исследования мягкой встречи некооперируемых объектов.

**Секция 5. «Динамика и прочность конструкций».**

*Сопредседатели: О.Н. Тушев и А.М. Думанский*

Заседания проходили по подсекциям 5.1 и 5.2 на кафедре «Аэрокосмические системы», основанной в 1960 году академиком В.Н. Челомеем. Обсуждались доклады как отечественных, так и иностранных специалистов. В работе участвовали:

*Отечественные организации* – МГТУ им. Н.Э.Баумана, ОАО «ВПК «НПО машиностроения», МГУ им. М.В.Ломоносова, ФГУП МИТ, РОАТ МИИТ, Институт машиноведения им. А.А. Благонравова РАН.

*Иностранные организации* – Center for Experimental Mechanics, Faculty of Mechanical Engineering; University of Ljubljana; National Institute of Chemistry, Slovenia; National Institute of Chemistry, Slovenia; Institute Josef Stefan, Slovenia; Department of Mathematical Sciences, Brunel University.

В подсекции 5.1 прошли заседания под председательством профессора О.Н. Тушева. Обсуждались, в основном, доклады отечественных авторов. Работы иностранных участников обсуждались на заседании подсекции 5.2, которая проходила под председательством профессора А.М. Думанского. На заседании обсуждался широкий круг актуальных проблем, отражающих реальные потребности проектных организаций.

Знаменательно, что на юбилейной конференции, посвящённой 95-летию академика В.Н. Челомея, на кафедре В.Н. Челомея доктор А.П. Сейранян из МГУ им. М.В. Ломоносова сделал доклад о результатах своих исследований известной задачи В.Н. Челомея о стабилизации статически неустойчивого стержня с помощью вибрации. В продолжение темы доцент В.А. Грибков с Е.С. Кирилловой и М.В. Тамбовцевым сделали сообщение об использовании достижений научно-инженерной школы В.Н. Челомея в учебном процессе кафедры СМ-2 МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Аспирант А.Ф. Георгиев в своём докладе представил полученные им результаты решения сложных задач динамики, в том числе и с учетом системы управления, при проектировании и разработке изделий аэрокосмической техники. В другом докладе А.Ф. Георгиев совместно с М.Л. Барановым дал сравнительный анализ аэроупругих характеристик, полученных в пакетах двух различных программ на примере трех расчетных моделей.

В соавторстве с доктором Е. Нольде и Ю. Каплуновым (Brunel University) Д.А. Приказчиков и Г.С. Шумейко выполнили исследование, результаты которого были вынесены на обсуждение участников заседания секции 5. Работа носит методический характер и каса-

ется вопросов применения асимптотической модели волны Релея к нестационарной задаче о неподвижной нагрузке.

Профессор О.В. Кузнецов совместно с Ю.В. Кустовым и В.Д. Макаревским представил доклад о применении численных методов для расчёта распространения упругих волн. Профессор С.В. Аринчев доложил о результатах своих исследований задачи колебания упругой управляемой конструкции с интегрирующим звеном в контуре обратной связи.

Профессор Ю.И. Виноградов с А.С. Котельниковым представили на обсуждение результаты выполненных ими исследований проблемы выбора математической модели механики деформирования цилиндрических оболочек. Г.М. Тушева, Н.В. Борохова, Г.М. Максимов доложили результаты исследований о влиянии случайного разброса параметров рабочих характеристик и внешних воздействий на динамику упругого амортизируемого объекта.

Профессора В.Л. Данилов и А.М. Гуськов с аспиранткой М.В. Даниловой представили результаты исследований производственно-технологической проблемы управления колебаниями кристаллизатора машины непрерывного литья заготовок.

Профессор А.М. Думанский, главный научный сотрудник Института машиноведения РАН, который председательствовал в подсекции 5.2, доложил участникам заседания о результатах выполненного им в соавторстве с Л.П. Таировой и А.А. Смердовым экспериментального исследования деформативных и прочностных характеристик углепластика на плоских и трёхслойных образцах.

Представляя иностранных участников конференции, декан Аэрокосмического факультета Р.П. Симоньянц дал высокую оценку многолетней совместной деятельности преподавателей, студентов и выпускников МГТУ им. Н.Э. Баумана с коллегами из Люблянского университета Словении. Дружественные отношения возникли ещё в ходе Первой международной научно-технической конференции «Аэрокосмические технологии» 2004 года. В её работе принял участие крупный учёный в области механики полимерных материалов, академик Национальной Академии Наук Словении, заведующий кафедрой, профессор И.О. Эмри.

За минувшие годы дружественные отношения неуклонно развивались. В Любляне, в возглавляемом И. Эмри Центре экспериментальной механики, прошли стажировку ряд студентов и выпускников МГТУ им. Н.Э. Баумана, в том числе и с Аэрокосмического факультета. Творческие контакты с университетом Любляны поддерживают и профессора МГТУ. В их числе А.М. Думанский, В.Л.

Данилов, С.В. Резник, Б.И. Семёнов. Среди иностранных авторов докладов, представленных на секции 5.2 настоящей конференции, можно встретить и имена бауманцев, например Марина Гергесова (*Marina Gergesova*), выпускница АКФ по кафедре ФН-11.

*I. Emri<sup>1</sup>, U. Florjancic<sup>1</sup>, B. Zupancic<sup>1</sup>, M. Huskic<sup>2</sup>, P. Umek<sup>3</sup>, and D. Arcon<sup>3,4</sup>*. Time-dependent behavior of polymer nanocomposites with 1D titanate nanostructures. (<sup>1</sup> Center for Experimental Mechanics, Faculty of Mechanical Engineering, University of Ljubljana, <sup>2</sup> National Institute of Chemistry, Slovenia, <sup>3</sup> Institute Josef Stefan, <sup>4</sup> Faculty of Mathematics and Physics, University of Ljubljana). В работе исследовано влияние на структуру, на физические свойства и зависящие от времени механические характеристики композитного материала добавления наночастиц титаната с различной геометрией и в различной концентрации.

*B. Zupancic<sup>1</sup>, A. Nikonov<sup>1</sup>, U. Florjancic<sup>1</sup>, R. Simonyants<sup>2</sup>, and I. Emri<sup>1</sup>* (<sup>1</sup> Slovenia, Center for Experimental Mechanics, Faculty of Mechanical Engineering, University of Ljubljana; <sup>2</sup> Bauman Moscow State Technical University, Moscow). Strain accumulation process in time-dependent materials exposed to periodical loading. Предложена математическая методика прогнозирования долговечности полимерных изделий (приводных ремней) при действии периодических нагрузок.

*M. Gergesova<sup>1</sup>, R. Simonyant's<sup>2</sup>, I. Emri<sup>1</sup>* Prediction of spectra from uniaxial straining experiment. (<sup>1</sup> Slovenia, Center for Experimental Mechanics, Faculty of Mechanical Engineering, University of Ljubljana, <sup>2</sup> Bauman Moscow State Technical University, Moscow). Предложена методика, которая позволяет прогнозировать эволюцию структурных изменений материала при воздействии внешних нагрузок. Анализ методики показывает, что предложенный подход может быть с успехом использован для оперативных испытаний в промышленных условиях различных материалов, от неньютоновских жидкостей до твердых полимеров.

**Секция 6. «Экономика, менеджмент».**

*Председатель В.А. Бунак.*

Представлено 7 докладов по направлению «Экономика, менеджмент». Авторы работ, в основном, – специалисты ОАО «ВПК «НПО машиностроения» и МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Во вступительном докладе к.э.н., доцент В.А. Бунак остановился на вопросах формирования и реализации общей стратегии развития военно-промышленной корпорации в условиях системного финансово-экономического кризиса 2008...2010гг. Автор показал сложную ситуацию в оборонно-промышленном комплексе (ОПК), которая отражает общее кризисное состояние экономики России. Подчёркнуто, что процесс реформирования ОПК должен охватывать весь цикл воспроизводства, основываться на реальном состоянии ОПК и потенциальных возможностях государства по его поддержанию и дальнейшему развитию. Он должен выстраиваться с учетом рыночных отношений и элементов современного управления.

Активного обсуждался доклад профессора А.В. Ильичева, в котором даны основные положения разработанной автором теории анализа эффективности и рисков целевых программ. В докладе доцента А.Е. Григорьева и А.А. Тищенко (г. Королев, ЦНИИМаш), обсуждались методы оценки эффективности проектов и анализа рисков при инвестировании, подходы к оценке инвестиционной привлекательности, анализу рисков при подготовке к реализации инвестиционных проектов. Актуальные проблемы внедрения лизинга в промышленных корпорациях рассматривались в докладе Н.Н. Коноваловой. Доцент Л.С. Точиллов, представил доклад о политике стимулирования исследований в ЕС и РФ.

Высокую оценку на заседании секции получили две работы специалистов ОАО «ВПК «НПО машиностроения». Первая из них была выполнена С.В. Числовым и представлена им в ярком докладе «Формирование системы планирования и мониторинга финансово-хозяйственной деятельности предприятий корпорации на базе сбалансированной системы показателей». Вторая – выполнена и представлена в актуальном докладе Е.А. Карауловой «Совершенствование системы бюджетирования на ОАО «ВПК «НПО машиностроения», как инструмента антикризисного управления предприятием». Авторам двух этих докладов были вручены дипломы конференции.

### **Секция 7. «Инженерное образование».**

*Председатель: Р.П. Симоньянц.*

В докладе ректора МГТУ им. Н.Э. Баумана академика РАН И.Б. Федорова и декана Аэрокосмического факультета Р.П. Симоньянца обсуждаются проблемы подготовки кадров в области высоких технологий. Отмечается, что правило «обучение на основе науки», предполагает органичное сочетание образования и науки. Оно обеспечивается созданием в вузе научных школ и их непрерывным развитием, вовлечением студентов и преподавателей в научно- исследовательскую и проектную работу. Эффективность связи с промышленностью в сфере высоких и наукоемких технологий, определяется степенью участия и в учебном процессе ведущих специалистов предприятия.

На заседании обсуждались вопросы влияния непрерывной научно-производственной практики студентов на качество образовательного процесса в МГТУ им. Н.Э. Баумана и, в частности, на Аэрокосмическом факультете. Подчёркивалась необходимость поддержания на высоком уровне исследовательской работы на факультете. Предприятию рекомендуется совместно с университетом вести непрерывный поиск и привлечение к учёбе талантливой молодежи.

В докладе декана факультета Ракетно-космической техники МГТУ им. Н.Э. Баумана при корпорации «Энергия» д.п.н., профессора А.А. Дорофеева обсуждается роль дисциплин с пропедевтическими функциями в интегрированном учебном плане технического университета при его блочной структуре и бифуркационном характере образовательной траектории. Отмечается, что необходимым условием успешной профессиональной социализации подготовленного университетом специалиста является его профессиональная компетентность – готовность к успешной работе над проблемами в коллективе, к непрерывному повышению квалификации.

Доцент кафедры «История» О.М. Щербакова дала исторический анализ жизненного пути В.Н. Челомея, воплотившего существенные черты своего века – значимые, яркие страницы советской истории. Сотрудник кабинета-музея В.Н. Челомея в НПО машиностроения Е.В. Кулешов привел три ярких примера из жизни В.Н. Челомея в период его молодости.

М.Д. Ахмеджанов, ветеран предприятия, представил доклад о фундаментальных единицах массы, длины и времени, который представляет интерес с методической точки зрения при изучении соответствующих разделов физики. Внимание к этому докладу на заседании проявил академик РАН С.С. Григорян.

---

# ДИНАМИКА ДВИЖЕНИЯ И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

---

УДК 629.7.05

А.И. Дивеев, К.А. Пупков, Е.А. Софронова

## **ПОВЫШЕНИЕ КАЧЕСТВА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ НА ОСНОВЕ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОГО СИНТЕЗА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МЕТОДОМ СЕТЕВОГО ОПЕРАТОРА**

*Предложен численный метод синтеза системы управления, основанный на построении множества функциональных зависимостей управления от координат пространства состояний и поиске решения в этом множестве.*

**1. Введение.** Задача управления космическими аппаратами заключается в построении системы управления, реализующей оптимальные режимы функционирования с учетом неопределенности внешних воздействий и параметров модели системы. При реализации системы управления формально решается вариационная задача оптимального управления, которая включает описание цели управления в виде функционала качества и терминальных условий, а также математическую модель объекта управления. Для решения задачи оптимального управления реальными космическими аппаратами используются численные методы [1], которые позволяют найти управления системой в виде функциональной зависимости управляющего воздействия от времени. Такое управление является программным и не может обеспечить высокого качества управления из-за неточности математической модели объекта управления. При реализации практических систем управления программные расчетные траектории используются чаще всего для исследования свойств задачи и выявления особенностей, на основании которых конструкторы космических аппаратов строят системы управления, отвечающие требованиям реальных условий.

Реальные системы управления работают по принципу обратной связи и используют информацию о состоянии объекта и внешней среды, т.е. вырабатывают управление в виде функциональной зависимости от координат пространства состояний. Такое управление более практично и позволяет учитывать неопределенности математической модели объекта управления и внешней среды. Программные системы управления иногда встречаются в реальных космических аппаратах, однако это, скорее всего, вызвано отсутствием возможности получения другого вида управления. Из сказанного следует, что в практических системах используются системы управления, математическая модель которых описывается в виде функциональной зависимости управления от координат пространства состояний. На этапе проектирования систем управления, т.е. на этапе синтеза, формально решаем задачи оптимального управления, которые позволяют получить непрактичное управление в виде функции времени. Такое противоречие вызвано тем, что численных методов решения задачи синтеза управления практически не существует.

Принято считать, что задача синтеза оптимального управления формулируется аналогично вариационной задаче оптимального управления. Решение задачи оптимального управления в виде функции координат пространства состояний при определенных условиях гладкости заданных математических выражений приводит к уравнению Беллмана [2] которое представляет собой дифференциальное уравнение в частных производных. Проблема синтеза управления заключается в проблеме решения уравнения Беллмана, которое для нелинейного случая не имеет аналитического решения. Наиболее известный результат решения уравнения Беллмана – это метод аналитического конструирования регуляторов [3], который для линейного объекта и квадратичного функционала позволяет найти управление в виде линейной зависимости от координат пространства состояний. Из других методов синтеза следует выделить как наиболее часто применяемые на практике – двухэтапный синтез и типовой синтез.

При двухэтапном синтезе первоначально решают задачу оптимального управления, т.е. находят управление в виде функции времени, затем строят систему стабилизации объекта относительно оптимальной программной траектории. При типовом синтезе систему управления ищут в классе определенных типов систем. Задают класс функций, зависящих от координат пространства состояний, затем ищут оптимальные значения параметров, входящих в эти функции. Другие известные методы синтеза [4] определены классом объектов и особенностью функционалов.



**2. Предлагаемый численный метод** синтеза системы управления. Метод основан на построении множества функциональных зависимостей управления от координат пространства состояний и поиске решения в этом множестве. При построении множества используется новая структура данных, сетевой оператор [5-8], который позволяет описывать математическое выражение в виде ориентированного графа. При поиске решения в построенном множестве используется генетический алгоритм.

Следует отметить, что многократные исследования синтезированных систем управления с помощью разработанного численного метода показали следующее:

- синтезированные системы управления могут иметь различные структуры, но давать одинаковые значения функционала качества, близкие к оптимальному значению;
- никакого дополнительного преимущества перед оптимальным управлением, полученным в виде функции времени, синтезированные системы управления не имеют, если для синтеза управления использовать те же критерии, что и в задаче оптимального управления.

Из сделанных по результатам вычислительных экспериментов выводов следует, что задача вариационного оптимального управления, которая использовалась для синтеза управления, слишком проста, чтобы учитывать все свойства синтезированного управления. Чтобы синтезировать систему управления, удовлетворяющую свойству сохранять значения функционалов качества при вариациях математической модели объекта и возмущений, необходимо это учитывать в формулировке задачи. Задача синтеза оптимального управления должна иметь другие функционалы, отличающиеся от функционалов задачи оптимального управления.

### 2. Синтез оптимальной системы управления.

Задан объект управления

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}), \quad (1)$$

где  $\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$ ,  $\mathbf{u} \in U \subseteq \mathbb{R}^m$ ,  $U$  – замкнутое ограниченное множество.

Для системы задана область существования начальных значений

$$\mathbf{x}(0) = \mathbf{x}^0, \quad \mathbf{x}^0 \in X_0 \subseteq \mathbb{R}^n, \quad (2)$$

где  $\mathbf{x}^0 = [x_1^0 \dots x_n^0]^T$ ,  $\mathbf{x}^0 \in X_0$ .

Заданы терминальные условия

$$\mathbf{x}^f = [x_1^f \dots x_n^f]^T.$$

(3) Необходимо, найти управление в виде

$$\mathbf{u} = \mathbf{g}(\mathbf{x}), \quad (4)$$

чтобы оно удовлетворяло ограничениям

$$\mathbf{u} \in U, \quad (5)$$

обеспечивало минимум функционалу

$$J = \int_{x_0^0} \dots \int_0^{t_f} f_0(\mathbf{x}, \mathbf{u}) dt dx_1^0 \dots dx_n^0 \rightarrow \min \quad (6)$$

и выполнение терминальных условий

$$F(\mathbf{x}(t_f), \mathbf{x}^f) = 0, \quad t_f \leq t^+, \quad (7)$$

где  $t^+$  – заданное время.

Особенностью рассматриваемой задачи синтеза являются принадлежность начальных условий замкнутому ограниченному множеству (2) и наличие кратного интеграла по этому множеству в функционале качества (6).

Если синтезировать оптимальное управление в виде (4) на достаточно широком множестве функций, используя негладкие и разрывные функции  $\mathbf{u} = \mathbf{g}(\mathbf{x})$ , то можно получить совершенно неожиданный результат. Можно построить систему управления, которая обеспечит оптимальные значения функционала качества для любых начальных значений, принадлежащих заданной области. Данный результат вытекает из теоремы.

**Теорема 1.** Пусть  $\mathbf{u} = \tilde{\mathbf{g}}(\mathbf{x})$  решение задачи синтеза (1) – (7), а  $\mathbf{u} = \hat{\mathbf{g}}(\mathbf{x})$  – решение задачи синтеза для одного какого-то начального значения  $\mathbf{x}(0) = \tilde{\mathbf{x}}^0 \in X_0$ . Тогда

$$\int_0^{t_f} f_0(\tilde{\mathbf{x}}(t), \tilde{\mathbf{g}}(\tilde{\mathbf{x}}(t))) dt \leq \int_0^{t_f} f_0(\hat{\mathbf{x}}(t), \hat{\mathbf{g}}(\hat{\mathbf{x}}(t))) dt,$$

где  $\tilde{\mathbf{x}}(t)$  – решение системы дифференциальных уравнений  $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \tilde{\mathbf{g}}(\mathbf{x}))$  при начальных значениях  $\mathbf{x}(0) = \tilde{\mathbf{x}}^0$ ;  $\hat{\mathbf{x}}(t)$  – решение системы дифференциальных уравнений  $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \hat{\mathbf{g}}(\mathbf{x}))$  при тех же начальных значениях  $\mathbf{x}(0) = \tilde{\mathbf{x}}^0$ .

*Доказательство.* Пусть условие теоремы не выполняется

$$\int_0^{t_f} f_0(\tilde{\mathbf{x}}(t), \tilde{\mathbf{g}}(\tilde{\mathbf{x}}(t))) dt > \int_0^{t_f} f_0(\hat{\mathbf{x}}(t), \hat{\mathbf{g}}(\hat{\mathbf{x}}(t))) dt.$$

Тогда построим новое решение основной задачи синтеза

$$\bar{\mathbf{g}}(\mathbf{x}) = (1 - \zeta(\|\mathbf{x}(0) - \tilde{\mathbf{x}}^0\|)) \tilde{\mathbf{g}}(\mathbf{x}) + \zeta(\|\mathbf{x}(0) - \tilde{\mathbf{x}}^0\|) \hat{\mathbf{g}}(\mathbf{x}),$$

где  $\zeta(a)$  – индикаторная функция

$$\zeta(a) = \begin{cases} 0, & \text{если } a \neq 0 \\ 1, & \text{иначе} \end{cases}$$

В результате получаем, что  $\bar{\mathbf{g}}(\mathbf{x}) = \hat{\mathbf{g}}(\mathbf{x})$ , если в момент  $t = 0$   $\mathbf{x}(0) = \tilde{\mathbf{x}}^0$ . Пусть  $\bar{\mathbf{x}}(t)$  – решение системы дифференциальных уравнений  $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \bar{\mathbf{g}}(\mathbf{x}))$  с начальными условиями  $\mathbf{x}(0) = \tilde{\mathbf{x}}^0$ . Для нового решения  $\bar{\mathbf{g}}(\bar{\mathbf{x}}(t))$  выполняются условия

$$\int_{\tilde{\mathbf{x}}_0}^{t_f} \int_0^{t_f} f_0(\bar{\mathbf{x}}(t), \bar{\mathbf{g}}(\bar{\mathbf{x}}(t))) dt dx_1^0 \dots dx_n^0 < \int_{\tilde{\mathbf{x}}_0}^{t_f} \int_0^{t_f} f_0(\tilde{\mathbf{x}}(t), \tilde{\mathbf{g}}(\tilde{\mathbf{x}}(t))) dt dx_1^0 \dots dx_n^0,$$

поэтому  $\tilde{\mathbf{g}}(\mathbf{x})$  не является решением основной задачи. ■

Вычисление кратного интеграла при оценке возможного решения по значению функционала (6) существенно усложняет поиск решения. Однако полученная в результате решения синтезированной система управления будет обеспечивать достижение оптимального значения функционала для множества начальных условий. Одна система управления включает в себя возможность построения оптимального решения для всех задач оптимального управления, на множестве начальных значений.

При решении задачи синтеза численным методом следует учесть тот факт, что задача становится многокритериальной. Терминальные условия (7) не всегда могут быть выполнены, поэтому их следует включить в дополнительный функционал и искать множество Парето эффективных решений. Основной трудностью построения численного метода для решения задачи синтеза (1)–(7) управления является построение множества математических выражений вида  $\mathbf{g}(\mathbf{x})$ , в частности их формального представления в вычислительной машине. Множество должно включать разрывные функции и быть достаточно большим, чтобы обеспечить близость найденного решения к оптимальному решению задачи (1)–(7).

**3. Структура математического выражения.** В математическом выражении выделим следующие типы элементов: операции, параметры и переменные.

Среди операций выделим унарные и бинарные операции. В результате получаем конструктивные множества для построения ма-

тематических выражений. Определим символы для записи элементов этих множеств.

- Множество переменных

$$X = (x_1, \dots, x_N), \quad x_i \in \mathbb{R}^1, \quad i = \overline{1, N}. \quad (8)$$

- Множество параметров

$$Q = (q_1, \dots, q_P), \quad q_i \in \mathbb{R}^1, \quad i = \overline{1, P}. \quad (9)$$

- Множество унарных операций

$$O_1 = (\rho_1(z) = z, \rho_2(z), \dots, \rho_w(z)). \quad (10)$$

- Множество бинарных операций

$$O_2 = (\chi_0(z', z''), \dots, \chi_{V-1}(z', z'')). \quad (11)$$

Среди унарных операций обязательно должна присутствовать тождественная  $\rho_1(z) = z$ . Бинарные операции должны быть

- коммутативны  $\chi_i(z', z'') = \chi_i(z'', z')$ ;

- ассоциативны  $\chi_i(z', \chi_i(z'', z''')) = \chi_i(\chi_i(z', z''), z''')$ ; и иметь единственный элемент  $\forall \chi_i(z', z'') \in O_2 \exists e_i \Rightarrow \chi_i(e_i, z) = z, \quad i = \overline{0, V-1}$ .

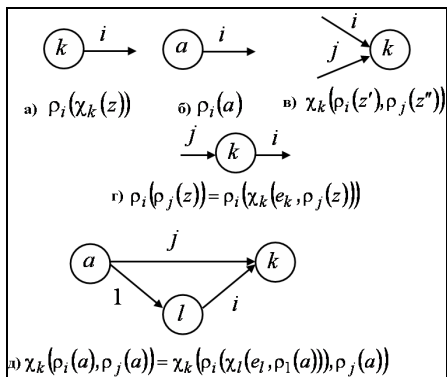
**4. Сетевой оператор** – это ориентированный граф, обладающий следующими свойствами: а) в графе отсутствуют циклы; б) к любому узлу, который не является источником, имеется хотя бы один путь от узла-источника; в) от любого узла, который не является стоком, имеется хотя бы один путь до узла-стока; г) каждому узлу – источнику соответствует элемент из множества переменных  $X$  или из множества параметров  $Q$ ; д) каждому узлу соответствует бинарная операция из множества  $O_2$  бинарных операций; е) каждой дуге графа соответствует унарная операция из множества  $O_1$  унарных операций.

Граф сетевого оператора строим по правилам, приведенным на рис. 1. На графе унарной операции соответствует дуга, а бинарной операции – узел.

**Теорема 2.** Пусть задан сетевой оператор по математическому выражению. Тогда для вычисления математического выражения достаточно выполнение следующих правил:

а) вычисление унарной операции выполняем только для дуги  $(i, j)$ , которая выходит из узла  $i$ , не имеющего ни одной входящей в него дуги; б) после вычисления унарной операции по дуге  $(i, j)$  дугу исключаем из графа; в) вычисление бинарной операции, связанной с

узлом  $j$  выполняем сразу после унарной операции связанной с дугой  $(i, j)$ , входящей в узел  $j$ ;  $\Gamma$  вычисления заканчиваются, когда в графе будут исключены все дуги.



**Рис. 1. Правила построения графа по графической записи математического выражения**

*Доказательство.* Для выполнения вычислений и хранения промежуточных результатов введем вектор узлов  $\mathbf{z} = [z_1 \dots z_L]^T$ , каждая компонента  $z_i$  которого связана с определенным узлом  $i$  сетевого оператора. Зададим начальные значения вектора узлов  $\mathbf{z}^{(0)}$ . Пусть компонента  $z_i$  связана с узлом-источником. Тогда начальное значение для компоненты  $z_i^{(0)}$  равно значению соответствующего параметра или переменной,  $z_i^{(0)} = q_j$  или  $z_i^{(0)} = x_k$ ,  $q_j \in \mathbb{Q}$ ,  $x_k \in \mathbb{X}$ . Начальные значения остальных компонент вектора узлов равны единицам бинарных операций, с которыми связаны эти узлы.

При вычислении используем указанные в условиях теоремы правила: - Вычисления выполняем за  $L-1$  итераций. - На каждой итерации  $k < L$  находим узел  $i$ , в который не входит ни одна дуга и имеется хотя бы одна выходящая дуга. - Выполняем унарные операции для всех выходящих из узла  $i$  дуг  $(i, j)$ , и бинарные операции для узлов  $j$ , куда эти дуги входят. Удаляем все дуги, выходящие из узла  $i$  из графа. - Повторяем действия  $L-1$  раз, в итоге в графе не

останется ни одной дуги. После выполнения всех  $L-1$  итераций компонента  $z_L^{(L-1)}$  вектора узлов содержит результат, совпадающий с результатом вычислений математического выражения.

Так как после выполнения унарной операции дуга исключается, а вычисления продолжаются до тех пор, пока не будут исключены все дуги, то соблюдение правил приводит к вычислению всех унарных операций. Так как после каждой унарной операции сразу выполняется бинарная операция, связанная с узлом, куда входила дуга, то будут вычислены и все бинарные операции. Соблюдение правил приводит к выполнению всех операций в математическом выражении, не нарушая порядка вычислений. Результаты вычислений по сетевому оператору и математическому выражению совпадают.

**5. Матрица сетевого оператора.** Для представления сетевого оператора в вычислительной машине используем матрицу сетевого оператора. Матрица сетевого оператора – это целочисленная матрица верхнего треугольного вида, на диагонали которой указаны номера бинарных операций, остальные элементы нули или номера унарных операций, причем при замене диагональных элементов на нули, а ненулевых недиагональных элементов на единицы получаем матрицу смежности графа сети, удовлетворяющего условиям а) – в) определения сетевого оператора.

Для построения матрицы  $\Psi = [\psi_{ij}]$ ,  $i, j = \overline{1, L}$ , сетевого оператора первоначально пронумеруем узлы графа так, чтобы узел, откуда дуга выходит, имел номер меньше, чем узел, куда дуга входит. Затем построим матрицу смежности графа  $A = [a_{ij}]$ ,  $a_{ij} \in \{0, 1\}$ ,  $i, j = \overline{1, L}$ . Заменяем диагональные элементы матрицы смежности номерами бинарных операций. Заменяем недиагональные элементы матрицы смежности номерами унарных операций.

Для вычисления результата математического выражения по матрице сетевого оператора введем в рассмотрения три целочисленных вектора. Вектор номеров узлов переменных  $\mathbf{b} = [b_1 \dots b_N]^T$ , где  $b_i$  – номер узла-источника в сетевом операторе, с которым связана переменная  $x_i$ . Вектор номеров узлов параметров  $\mathbf{s} = [s_1 \dots s_p]^T$ , где  $s_i$  – номер узла-источника в сетевом операторе, с которым связан параметр  $q_i$ . Вектор номеров выходных переменных  $\mathbf{d} = [d_1 \dots d_m]^T$ ,

где  $d_i$  – номер узла сетевого оператора, который соответствует выходной переменной  $y_i$ ,  $M$  – количество выходных переменных.

**Теорема 3.** Пусть задана матрица  $\Psi = [\psi_{ij}]$ ,  $i, j = \overline{1, L}$ , сетевого оператора и вектора номеров узлов переменных  $\mathbf{b} = [b_1 \dots b_N]^T$ , параметров  $\mathbf{s} = [s_1 \dots s_P]^T$  и выходов  $\mathbf{d} = [d_1 \dots d_M]^T$ . Тогда этого достаточно, чтобы вычислить результат математического выражения, которое описывает сетевой оператор.

*Доказательство.* Для хранения промежуточных результатов вычислений введем вектор узлов  $\mathbf{z} = [z_1 \dots z_L]^T$ , размерность. Зададим начальные значения вектору узлов

$$z_i^{(0)} = \begin{cases} x_k, & \text{если } i = b_k, k = \overline{1, N} \\ c_j, & \text{если } i = s_j, j = \overline{1, P} \\ e_{\psi_{ii}}, & \text{если } i \notin I_0, \chi_{\psi_{ii}}(e_{\psi_{ii}}, z) = z \end{cases}, \quad i = \overline{1, L},$$

где  $I_0 = \{s_i, b_j : i = \overline{1, N}, j = \overline{1, P}\}$  – множество узлов-источников. Выполнив вычисления согласно соотношению:

$$z_j^{(i)} = \begin{cases} \chi_{\psi_{jj}}(z_j^{(i-1)}, \rho_{\psi_{jj}}(z_i^{(i-1)})), & \text{если } \psi_{ij} \neq 0, \\ z_j^{(i-1)}, & \text{иначе} \end{cases}, \quad (12)$$

где  $i = \overline{1, L-1}$ ,  $j = \overline{i+1, L}$ .

**6. Операции графической записи.** Покажем, что соотношение позволяет выполнить все операции графической записи математического выражения в правильном порядке. Для ненулевого элемента  $\psi_{ij}$  матрицы  $\Psi$  сетевого оператора выполняются унарная операция, соответствующая дуге  $(i, j)$ , и бинарная операция, соответствующая узлу  $j$ , следовательно, все операции сетевого оператора будут выполнены, кроме первого узла, который может быть только узлом-источником и с ним не связана бинарная операция. Согласно правилам вычисления по сетевому оператору унарные операции для дуг, выходящих из узла  $j$ , могут быть выполнены после того, как будут выполнены все унарные операции для дуг, входящих в узел  $j$ . Согласно построению матрица  $\Psi$  сетевого оператора имеет верхний треугольный вид, поэтому для номеров узлов рассматриваемого фрагмента выполняются неравенства:

$$i_1 < j, \dots, i_k < j, j < m_1, \dots, j < m_l.$$

Из соотношения (12) следует, что пока не выполняются все унарные операции для дуг  $(i, j), \dots, (i_k, j)$ , унарные операции для дуг  $(j, m_1), \dots, (j, m_l)$  выполняться не будут, т.е. правила вычисления по сетевому оператору соблюдаются. Соотношение выполняет все операции в сетевом операторе и соблюдает правила вычисления, вычисляет результат математического выражения, которое описывает сетевой оператор.

**7. Примеры синтеза систем** оптимального управления с помощью разработанного метода сетевого оператора.

*7.1. Задача синтеза системы стабилизации* углового движения спутника. Математическая модель управления угловым движением спутника имеет следующее описание [1]

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= \frac{1}{3}x_2x_3 + 100u_1, \\ \dot{x}_2 &= -x_1x_3 + 25u_2, \\ \dot{x}_3 &= x_1x_2 + 100u_3, \end{aligned}$$

где  $x_1, x_2, x_3$  - угловые скорости вращения спутника относительно связанных с ним координат,  $u_1, u_2, u_3$  - управляющие воздействия.

Для системы заданы диапазоны для начальных условий  $x_1(0) = 200 \pm 20$ ,  $x_2(0) = 30 \pm 3$ ,  $x_3(0) = 40 \pm 4$ .

Процесс стабилизации должен сопровождаться минимальным расходом топлива и отсутствием вращения спутника относительно начала координат

$$\begin{aligned} J_1 &= \int_0^{t_f} \sum_{i=1}^3 |u_i(t)| dt + \alpha \sum_{i=1}^3 \theta(x_i(t_f) - x_i^f) \rightarrow \min, \\ J_2 &= \sqrt{x_1^2(t_f) + x_2^2(t_f) + x_3^2(t_f)} \rightarrow \min. \end{aligned}$$

где  $t_f$  - заданное время управления,  $x_i^f, i = \overline{1,3}$  - заданные допустимые терминальные угловые скорости,  $\alpha$  - коэффициент штрафа,  $\theta(y)$  - функция Хэвисайда

$$\theta(y) = \begin{cases} 1, & \text{если } y \geq 0 \\ 0, & \text{иначе} \end{cases}.$$

В результате использования метода сетевого оператора было получено следующее управление в виде зависимости от координат пространства состояний объекта



$$u_i = \begin{cases} u_i^+, & \text{если } y_i > u_i^+ \\ u_i^-, & \text{если } y_i < u_i^-, \quad i = 1, 2, 3, \\ y_i, & \text{иначе} \end{cases}$$

где  $y_1 = -2\text{sign}(q_1 x_1) \sqrt{|q_1 x_1|}$ ,  $y_2 = 0$ ,  $y_3 = -q_3 x_3 + \theta(x_3)$ ,  
 $q_1 = 3,046875$ ,  $q_3 = 2,09375$ .

7.2. *Задача управления спуском* космического аппарата. Математическая модель объекта управления описывается следующими дифференциальными уравнениями:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2, \\ \dot{x}_2 &= -\frac{g_0 R_z^2 x_1}{(x_1^2 + x_3^2)^{3/2}} - \frac{(1+u) S \rho_0}{m} x_2 \sqrt{x_2^2 + x_4^2} e^{-\lambda(\sqrt{x_1^2 + x_3^2} - R_z)}, \\ \dot{x}_3 &= x_4, \\ \dot{x}_4 &= -\frac{g_0 R_z^2 x_3}{(x_1^2 + x_3^2)^{3/2}} - \frac{(1+u) S \rho_0}{m} x_4 \sqrt{x_2^2 + x_4^2} e^{-\lambda(\sqrt{x_1^2 + x_3^2} - R_z)}, \end{aligned}$$

где  $x_1$ ,  $x_3$  – координаты центра масс космического аппарата в геоцентрической ортогональной системе координат,  $x_2$ ,  $x_4$  – компоненты скорости космического аппарата,  $u$  – управление,  $m$  – масса космического аппарата,  $g_0$  – ускорение свободного падения на поверхности Земли,  $R_z$  – радиус Земли,  $S$  – площадь поверхности сопротивления,  $\rho_0$  – плотность атмосферы на поверхности Земли,  $\lambda$  – коэффициент разреженности.

Управление может меняться в пределах  $u^- \leq u \leq u^+$ . В модели учитывается, что управлением является площадь поверхности аэродинамического сопротивления космического аппарата. При изменении управления в пределах ограничений площадь поверхности аэродинамического сопротивления меняется от  $(1+u^-)S$  до  $(1+u^+)S$ .

Заданы  $x_1(0) = 0$ ,  $x_2(0) = V_0 \cos \beta_0$ ,  $x_3(0) = R_z + h_0$ ,  $x_4(0) = V_0 \sin \beta_0$ , где  $V_0$  – модуль начальной скорости,  $h_0$  – начальная высота,  $\beta_0$  – начальный угол наклона скорости космического аппарата к плоскости горизонта, причем для угла определен только диапазон его вариаций

$$\beta_0^- \leq \beta_0 \leq \beta_0^+.$$

Необходимо с помощью ограниченного управления обеспечить для любых начальных значений, изменяемых в заданном диапазоне, минимизацию следующего функционала:

$$J_1 = \Delta\beta_0 \sum_{i=0}^K \left( \max_{t \in [0, t_f]} \frac{(x_1^2(t) + x_3^2(t)) \sqrt{\dot{x}_2^2(t) + \dot{x}_4^2(t)}}{R_z^2 g_0} \right)_{\beta_0 = \beta_0 + i\Delta\beta_0},$$

где  $\Delta\beta_0$  – шаг численного интегрирования по  $\beta_0$ ,  $K$  – количество интервалов интегрирования.

Управление должно зависеть от координат пространства состояний  $u = g(\mathbf{x}, \mathbf{q})$  и обеспечивать выполнение условий

$$R_z \operatorname{arctg} \frac{x_4(t_f)}{x_2(t_f)} - L_f = 0.$$

где  $t_f = t$ , если  $\left| \sqrt{x_1^2(t) + x_3^2(t)} - (R_z + h_f) \right| = 0$ ,  $L_f$  – заданная величина горизонтальной дальности,  $h_f$  – заданная конечная высота.

Для синтеза использовался метод сетевого оператора. В результате синтеза было получено следующее управление:

$$u = \begin{cases} u^+, & \text{если } y > u^+ \\ y, & \text{если } u^- \leq y \leq u^+ \\ u^-, & \text{если } y < u^- \end{cases},$$

где

$$y = q_4 (q_3^3 q_2 q_1 v_1 v_2)^3 + \frac{1 - \exp\left(-q_4 (q_3^3 q_2 q_1 v_1 v_2)^3\right)}{1 + \exp\left(-q_4 (q_3^3 q_2 q_1 v_1 v_2)^3\right)} + \theta(-q_1 v_1 + q_2 v_2 + q_3) - v_2;$$

$$\theta(a) = \begin{cases} 1, & \text{если } a \geq 0 \\ 0, & \text{иначе} \end{cases}; \quad v_1 = \frac{1}{h_0} \sqrt{x_1^2 + x_3^2} - R_z - \left(\frac{h_f}{h_0} - 1\right) \frac{R_z}{L_f} \operatorname{arctg} \frac{x_1}{x_3} - 1;$$

$$v_2 = \operatorname{arctg} \left( \frac{(x_1 x_2 + x_3 x_4) \sqrt{x_1^2 + x_3^2}}{R_z (x_2 x_3 - x_1 x_4)} \right) - \operatorname{arctg} \left( \frac{\sqrt{x_1^2 + x_3^2} - R_z - h_f}{L_f - R_z \operatorname{arctg} \frac{x_1}{x_3}} \right);$$

$$q_1 = 2,3125; \quad q_2 = 3,984375; \quad q_3 = 0,03125; \quad q_4 = 0,546875.$$

**8. Выводы.** Разработан численный метод синтеза системы управления, который основан на построении множества функциональных зависимостей управления от координат пространства состояний и поиске решения в этом множестве. С помощью разрабо-

танного метода сетевого оператора решены тестовые задачи синтеза системы стабилизации углового движения спутника и задача управления спуском космического аппарата.

Работа выполнена по теме гранта РФФИ № 08-08-00248-а.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Федоренко Р.П. Приближенные методы решения задач оптимального управления. М. Наука, 1978. 488 с.
2. Андреева Е.А., Цирулева В.М. Вариационное исчисление и методы оптимизации. М.: Высшая школа, 2006. 584 с.
3. Афанасьев В.Н., Колмановский В.Б., Носов В.Р. Математическая теория конструирования систем управления. М.: Наука, 1969. – 384 с.
4. Дружинина М.В., Никифоров В.О., Фрадков А.Л. Методы адаптивного управления нелинейного объекта по выходу// Автоматика и телемеханика. 1996, № 2. С. 3-33.
5. Дивеев А.И., Софронова Е.А. Метод сетевого оператора в задачах управления//Вестник Российского университета дружбы народов. Серия Инженерные исследования (информационные технологии и управление). 2007, № 4. С. 107-119.
6. Дивеев А.И., Софронова Е.А. Метод построения функциональных зависимостей для решения задачи синтеза оптимального управления//Труды института Системного анализа РАН. Динамика неоднородных систем/ Под редакцией члена корреспондента РАН С. Попкова. М.: ИСА РАН, КомКнига, 2007. Вып. 31(2). С. 14-27
7. Дивеев А.И., Северцев Н.А. Софронова Е.А. Синтез системы управления метеорологической ракетой методом генетического программирования// Проблемы машиностроения и надежности машин. 2008, № 5. С. 104 - 108.
8. Diveyev A.I., Sofronova E.A. Application of network operator method for synthesis of optimal structure and parameters of automatic control system// Proceedings of 17-th IFAC World Congress, Seoul, 05.07.2008 – 12.07.2008. P. 6106 – 6113.

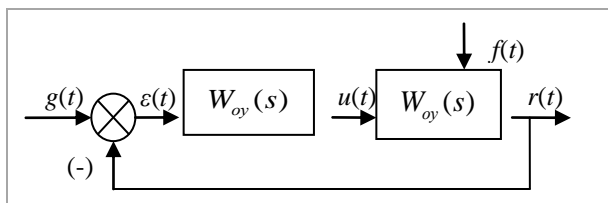
К.А. Пупков, А.Д. Устюжанин

**ОЦЕНКА ПРЕДЕЛЬНЫХ ЗНАЧЕНИЙ  
ПАРАМЕТРОВ ДИНАМИЧЕСКИХ  
ХАРАКТЕРИСТИК ЧЕЛОВЕКА-ОПЕРАТОРА  
ПРИ УПРАВЛЕНИИ ОБЪЕКТАМИ  
РАЗЛИЧНОГО ТИПА**

*Рассмотрена динамика систем «человек-машина» и определены предельные значения параметров динамических характеристик человека-оператора для различных типов объектов управления, при которых обеспечивается необходимый запас устойчивости по фазе и желаемый вид реакции системы на единичное воздействие.*

**Введение.** Проблема обеспечения устойчивости и желаемого качества процессов управления в системах «человек-машина» остается весьма актуальной из-за возрастающей сложности самих объектов управления и круга решаемых ими задач. Во многих работах, посвященных исследованию систем с участием человека-оператора [1], [2], [3], [4] и др. основное внимание уделялось методам определения его динамических свойств. Однако, практически отсутствуют результаты исследований, по которым можно судить о предельных возможностях человека-оператора при управлении объектами различного типа.

Поэтому целесообразно оценить, каким образом динамические свойства оператора влияют на качество и устойчивость работы системы человек-машина. Обратимся к системе, структурная схема которой показана на рис. 1.



**Рис. 1.** Структурная схема системы человек-машина.

На рис. 1  $W_{oy}(s) = \frac{r(s)}{u(s)}$  – передаточная функция объекта

управления,  $W_{ч.о.}$  – передаточная функция человека-оператора,  $\varepsilon(t)$  – ошибка системы,  $u(t)$  – управление,  $f(t)$  – возмущающее воздействие,  $g(t)$  и  $r(t)$  – вход и выход системы, соответственно.

Рассмотрим, какие типы объектов управления могут иметь место и какие цели стоят перед ними. Сведем типовые объекты и задачи управления в таблицу 1.

**Таблица 1.**

<i>Передаточная функция</i>	<i>Задачи управления</i>
1. $W_{oy}(s) = \frac{K_c}{s}$	<i>Управление углом подъема самолета при помощи руля высоты. Управление направлением движения автомобиля при малых углах поворота рулевого колеса.</i>
2. $W_{oy}(s) = \frac{K_{ЛА}}{s^2}$	<i>Управление пространственным положением космического корабля с помощью управляющих реактивных двигателей. Управление ракетой-носителем путем изменения силы тяги.</i>
3. $W_{oy}(s) = \frac{K_{ЛА}}{s(s + \frac{1}{T_{ЛА}})}$	<i>Управление углом крена самолета с помощью элеронов. Управление самолетом с вертикальным взлетом (в режиме зависания) путем изменения силы тяги.</i>
4. $W_{oy}(s) = \frac{1}{s - \frac{1}{T_{ЛА}}}$	<i>Управление углом атаки статически неустойчивого самолета с помощью руля высоты.</i>
5. $W_{oy}(s) = \frac{K_{ЛА}(T_{ЛА}s + 1)}{T_{ЛА2}^2 s^2 + 2\xi_{ЛА2} T_{ЛА2} s + 1}$	<i>Управление угловой скоростью тангажа самолета.</i>

В качестве исходных данных будем использовать следующие значения, отражающие реальные свойства технических систем, приведенных в таблице 1, а именно:

$$K_{ЛА} = K_c = 23,0; T_{ЛА} = 1c; T_{ЛА_1} = 0,17c; T_{ЛА_2} = 0,05c; \xi_{ЛА_2} = 0,4.$$

Для человека-оператора возьмем передаточную функцию [2]

$$W_{ч.о.} = K_{П} e^{-\tau s} \frac{T_1 s + 1}{T_2^2 s^2 + 2\xi_2 T_2 s + 1}, \quad (1)$$

где  $K_{П} = 0,30$ ,  $\tau = 0,19c$ ;  $T_1 = 0,28c$ ;  $T_2 = 0,33c$ ;  $\xi_2 = 0,6$  – средние значения параметров, взятые для нескольких операторов.

Цель исследования состоит в определении допустимых значений параметров передаточной функции человека-оператора, при ко-

торых система «человек-машина» устойчива и удовлетворяет заданным требованиям по качеству работы.

**Задача 1.** Рассмотрим первый случай из пяти представленных в таблице 1. Передаточная функция разомкнутой системы:

$$W(s) = W_{u.o.}(s)W_{oy.}(s) = \frac{K_{\Pi} e^{-\tau s} (T_1 s + 1) K_{\text{ЛА}}}{(T_2^2 s^2 + 2\xi_2 T_2 s + 1)s} \quad (2)$$

Ставится задача оценки влияния параметров  $K_{\Pi}$ ,  $\tau$ ,  $T_1$ ,  $T_2$  и  $\xi_2$  на устойчивость системы в замкнутом состоянии. Особый интерес представляет чистое запаздывание  $\tau$ , упреждение, определяемое постоянной времени  $T_1$ , и коэффициент усиления разомкнутой системы  $K_{\Pi} \cdot K_{\text{ЛА}} = K_p$ . Постоянную времени  $T_2$  и демпфирование  $\xi_2$  колебательного звена в (2) можно принять 0,33с и 0,6, соответственно, т.к. они для тренированных операторов изменяются незначительно.

Сначала в пространстве параметров  $K_p$  и  $T_1$  определим область устойчивости системы в замкнутом состоянии, а затем определим допустимое чистое запаздывание  $\tau = \tau_d$  при котором запас устойчивости по фазе не меньше  $30^{\circ}$ . Для данного варианта расчёты велись на основе метода Д-разбиений следующим образом.

Характеристический полином для (2) имеет вид

$$D(\lambda) = T_2^2 \lambda^3 + 2\xi_2 T_2 \lambda^2 + (1 + K_p T_1) \lambda + K_p. \quad (3)$$

Подставляя в (3)  $\lambda = j\omega$ , раскрывая скобки и выполняя необходимые преобразования, получим

$$D(j\omega) = (K_p - 2\xi_2 T_2 \omega^2) + j\omega(1 + K_p T_1 - T_2 \omega^2) = 0 \quad (4)$$

или в виде системы уравнений

$$\begin{cases} X(\omega, T_1, K_p) = (K_p - 2\xi_2 T_2 \omega^2) = 0 \\ Y(\omega, T_1, K_p) = \omega(1 + K_p T_1 - T_2 \omega^2) = 0 \end{cases} \quad (5)$$

Изменяя  $\omega$  от 0 до  $\infty$  как параметр и разрешая систему (5) относительно параметров  $T_1(\omega)$  и  $K_p(\omega)$ , выделим область устойчивости в пространстве указанных выше параметров. Графически эта область представлена на рис. 2, а значения  $\tau = \tau_d$  приведены в таблице 2.

Области устойчивости для других типов объектов рассчитываются аналогично. Переходный процесс, как реакция замкнутой системы на единичное воздействие  $g(t) = 1$  приведен на рис. 3 для значений

$T_1 = 0,15 \text{ с}$ ;  $K_p = 1,0 \frac{1}{\text{с}}$  и  $\tau_d = 0,7367 \text{ с}$ . Переходный процесс здесь и

далее определялся на основе частотного метода с использованием пакета MATLAB.

Таким образом, для рассматриваемого объекта управления можно определить желаемые значения параметров передаточной функции человека-оператора, при котором обеспечивается устойчивость системы.

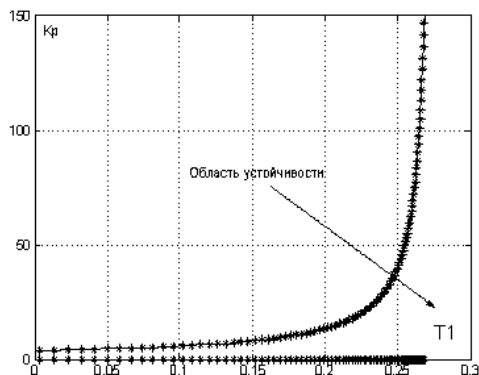


Рис. 2. Область устойчивости для объекта 1

Желаемый вид переходного процесса, как реакции на единичное воздействие, можно получить, варьируя параметры  $T_1$ ,  $\tau_d$  и  $K_p$ , оставаясь в области устойчивости системы.

Таблица 2

Параметры	$\tau_d$			
	$K_p = 1$	$K_p = 5$	$K_p = 10$	$K_p = 20$
$T_1 = 0.10$	0.6964	нет запаса	неустойчиво	неустойчиво
$T_1 = 0.15$	0.7367	нет запаса	неустойчиво	неустойчиво
$T_1 = 0.20$	0.7746	нет запаса	нет запаса	неустойчиво
$T_1 = 0.25$	0.8101	нет запаса	нет запаса	нет запаса
$T_1 = 0.30$	0.8371	нет запаса	нет запаса	нет запаса

**Задача 2.** Для объекта управления 2 из таблицы 1 передаточная функция разомкнутой системы имеет вид:

$$W(s) = \frac{K_{II} e^{-\sigma T} (T_1 s + 1)}{(T_2^2 s^2 + 2\zeta_2 T_2 s + 1)} \cdot \frac{K_{ЛД}}{s^2}. \quad (6)$$

Область устойчивости этой системы показана на рис. 4, а максимально допустимые величины запаздывания  $\tau_d$  приведены в таблице 3. Из таблицы видно, что только при весьма малых величинах запаздывания оператора можно обеспечить устойчивую работу системы. Это свидетельствует о большой сложности динамики объекта

управления. Реакция данной системы при  $T_I=0,15c$ ;  $K_p=0,5$  и  $\tau_d=0,0427c$  приведена на рис. 5.

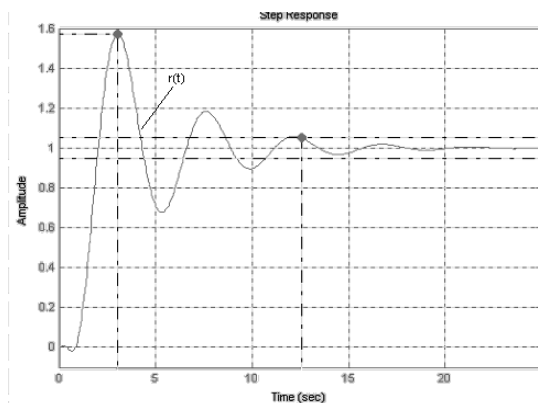


Рис. 3. Переходной процесс при  $T_I = 0.15$ ;  $K_p = 1.0$ ,  $\tau_d = 0.7367$

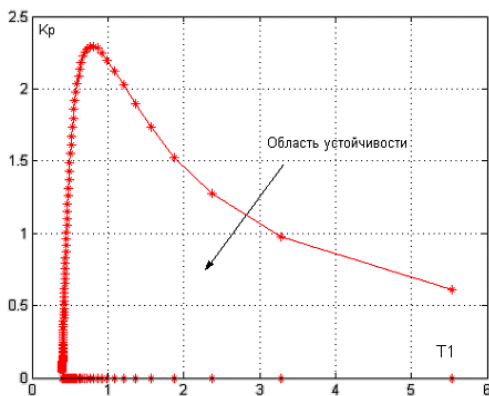


Рис. 4. Область устойчивости для объекта 2

Таблица 3

Параметры	$\tau_d$			
	$K_p = 0.5$	$K_p = 0.75$	$K_p = 1.0$	$K_p = 2.0$
$T_I = 0.50$	нет запаса	нет запаса	нет запаса	неуст.
$T_I = 0.75$	нет запаса	нет запаса	нет запаса	нет запаса
$T_I = 1.00$	нет запаса	нет запаса	нет запаса	нет запаса
$T_I = 1.25$	нет запаса	нет запаса	нет запаса	неуст.
$T_I = 1.50$	0.0427	0.0067	нет запаса	неуст.



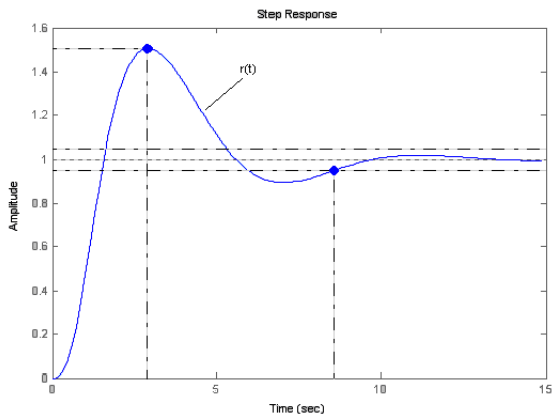


Рис. 5. Переходной процесс при  $T_1=1.5$ ;  $K_p=0.5$ ;  $\tau_d=0.0427$

**Задача 3.** Для объекта управления 3 из таблицы 1 передаточная функция разомкнутой системы имеет вид:

$$W(s) = \frac{K_{II} e^{-\tau_s} (T_1 s + 1) \cdot K_{ЛА}}{(T_2^2 s^2 + 2\xi_2 T_2 s + 1)(s + \frac{1}{T_{ЛА}})s} \quad (7)$$

Область устойчивости для системы показана на рис. 6. Значения чистого запаздывания  $\tau_d$ , при которых обеспечивается запас устойчивости, не менее  $30^0$ , приведены в таблице 4. Из таблицы видно, что данным объектом человек-оператор может управлять при достаточно широком диапазоне значений запаздывания  $\tau_d$ .

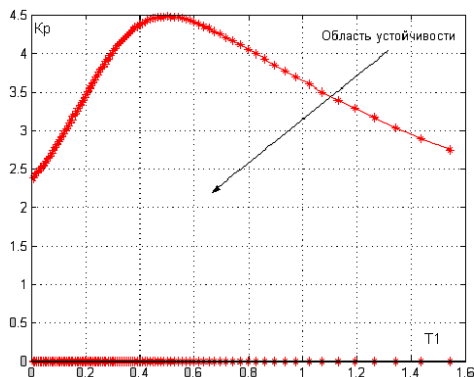


Рис. 6. Область устойчивости для объекта 3

Таблица 4

Параметры	$\tau_d$			
	$K_p = 1$	$K_p = 2.0$	$K_p = 2.5$	$K_p = 3.0$
$T_I = 0.10$	0.1575	нет запаса	нет запаса	неуст.
$T_I = 0.25$	0.2916	нет запаса	нет запаса	нет запаса
$T_I = 0.50$	0.4709	0.0442	нет запаса	нет запаса
$T_I = 0.75$	0.5780	0.0776	нет запаса	нет запаса
$T_I = 1.00$	0.5982	0.0324	нет запаса	нет запаса

Переходный процесс в системе при единичном воздействии при  $T_I = 0,75c$ ;  $K_p = 2$  и  $\tau_d = 0,0776$  приведен на рис. 7.

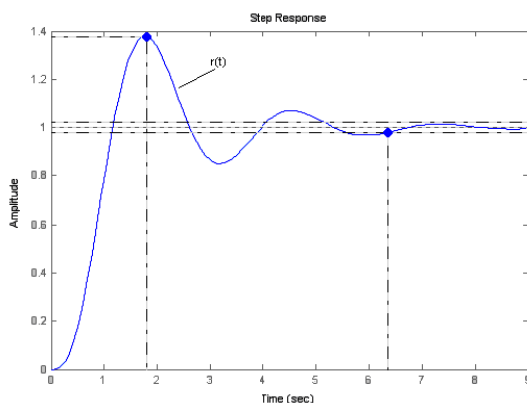


Рис. 7. Переходной процесс при  $T_I=0.75$ ;  $K_p=2$ ,  $\tau_d= 0.0776$

**Задача 4.** Для объекта управления 4 из таблицы 1 передаточная функция разомкнутой системы имеет вид:

$$W(s) = \frac{K_{II} e^{-\tau_d s} (T_1 s + 1)}{(T_2^2 s^2 + 2\xi_2 T_2 s + 1)} \cdot \frac{1}{s - 1/T_a} \quad (8)$$

Область устойчивости для данной системы приведена на рис. 8, а допустимые значения запаздывания  $\tau_d$  приведены в таблице 5. Из таблицы следует, что для управления данным объектом допустимые значения запаздывания весьма малы, что свидетельствует о сложности динамики объекта управления. Реакция замкнутой системы на единичное воздействие показана на рис. 9 для параметров  $T_I=0,3$ ;  $K_p=1,5$  и  $\tau_d=0,1526$ .

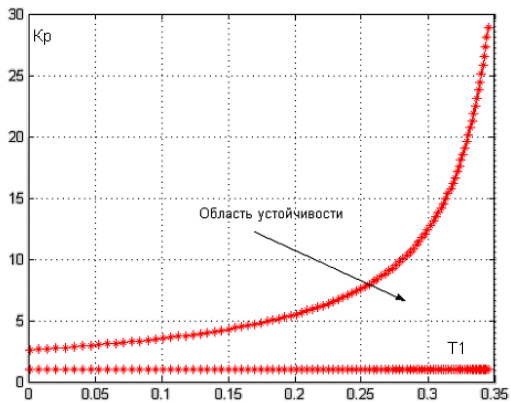


Рис. 8. Область устойчивости для объекта 4

Таблица 5

Параметры	$\tau_d$			
	$K_p = 1.5$	$K_p = 2.0$	$K_p = 3.0$	$K_p = 5.0$
$T_I = 0.10$	нет запаса	нет запаса	нет запаса	неуст.
$T_I = 0.15$	0.0157	нет запаса	нет запаса	неуст.
$T_I = 0.20$	0.0642	0.0088	нет запаса	нет запаса
$T_I = 0.30$	0.1526	0.0595	нет запаса	нет запаса
$T_I = 0.35$	0.1892	0.0706	нет запаса	нет запаса

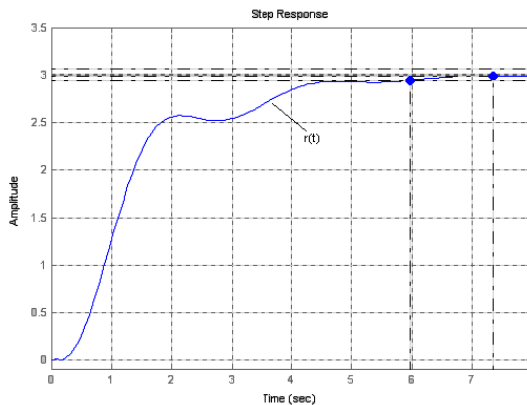


Рис. 9. Переходной процесс при  $T_I=0.3$ ;  $K_p=1.5$ ,  $\tau_d= 0.1526$

**Задача 5.** Для объекта управления 5 из таблицы 1 передаточная функция разомкнутой системы будет иметь вид:

$$W(s) = \frac{Ke^{-\tau_s}(T_1s+1) \cdot (K_{ЛА}(T_{ЛА}s+1)}{(T_2^2s^2 + 2\xi_2T_2s+1)(T_{ЛА2}^2s^2 + 2\xi_{ЛА2}T_{ЛА2}s+1)} \quad (9)$$

Область устойчивости для этой системы приведена на рис. 10, а допустимые значения запаздывания  $\tau_d$  даны в таблице 6. Из таблицы видно, что для управления таким объектом значения запаздывания могут изменяться в достаточно широком диапазоне. Переходный процесс в данной системе для  $T_1=0,1$ ;  $K_p=5$  и  $\tau_d=0,0141$  приведен на рис. 11.

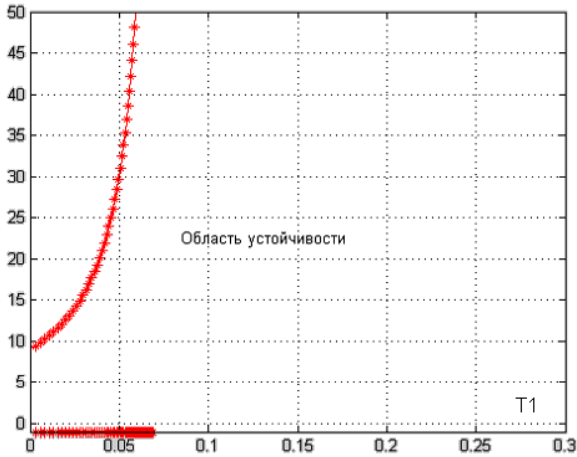
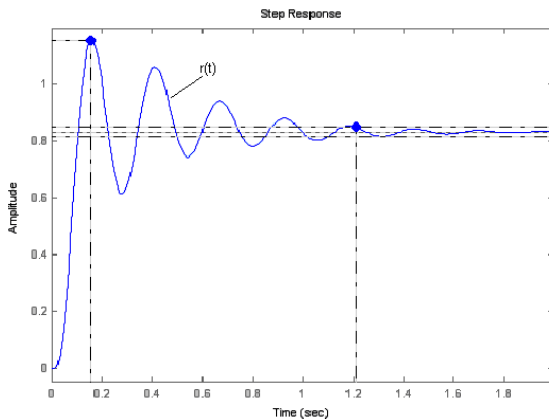


Рис. 10. Область устойчивости для объекта 5

Таблица 6

Параметры	$\tau_d$			
	$K_p = 1$	$K_p = 5.0$	$K_p = 10.0$	$K_p = 20.0$
$T_1 = 0.05$	0.5675	0.0527	нет запаса	нет запаса
$T_1 = 0.10$	0.5682	0.0141	нет запаса	нет запаса
$T_1 = 0.20$	0.5021	0.0013	нет запаса	нет запаса
$T_1 = 0.30$	0.3975	нет запаса	нет запаса	нет запаса
$T_1 = 0.50$	0.0386	нет запаса	нет запаса	нет запаса



**Рис. 11** Переходной процесс при  $T_1 = 0.1$ ;  $K_p = 5$ ,  $\tau_d = 0.0141c$

**Выводы.** Результаты исследований и расчетов, приведенные в настоящей работе, позволяют назначать требования к динамическим характеристикам человека-оператора при управлении классом объектов. В тех случаях, когда требуемые предельные значения параметров динамических характеристик не достижимы для человека-оператора, необходимо вводить динамическую коррекцию в контур управления системы «человек-машина» или изменять динамику объекта управления.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Sheridan T.B., Ferrell W.R. Man-Machine Systems – Cambridge/London: The MIT Press, 1974.
2. Poupkoff K. The optimization of connection between Human being and techniques in Man-Machine Systems // Preprint of the IFAC-IFORS Symposium (Warna, Bulgaria, 8-10 oct. 1974.-p.419-426.
3. Пупков К.А., Капалин В.И., Ющенко А.С. «Функциональные ряды в теории нелинейных систем», М.: изд. «Наука», 1976. 448с.
4. Пупков К.А., Устюжанин А.Д. Идентификация и оценка обученности в динамических человеко-машинных системах, Вестник МГТУ им. Н.Э.Баумана, сер. «Приборостроение» 4(53) 2003. стр. 95-103.

Ю.В. Журавлёв

**К ИССЛЕДОВАНИЮ СВОЙСТВ ФИЛЬТРА  
КАЛМАНА В ЗАДАЧЕ НАВЕДЕНИЯ**

*Предложена стратегия выработки методических рекомендаций по использованию различных допущений, в рамках которых можно либо графически, либо аналитически прогнозировать асимптотику решений системы уравнения Риккати, что актуально на начальных этапах синтеза систем адаптивного наведения объекта на цель.*

**1. Введение.** При синтезе системы адаптивного управления даже предельно упрощенные стохастические модели динамических процессов требуют немалых затрат на анализ качества системы. В частности, оптимальная математическая обработка зашумленной информации, реализуемая фильтром Калмана, сопряжена с отысканием решений нелинейных нестационарных дифференциальных уравнений Риккати.

В работе оценивается фазовое состояние системы самонаведения с учётом возможного процесса маневрирования цели. Так как этот процесс – принципиально недетерминированный, то для повышения точности проектируемой системы наведения закладывается некоторая стохастическая модель цели. Одновременно разрабатывается алгоритм фильтрации текущей информации от подсистемы, включающей в себя головку самонаведения и датчик линейных ускорений ракеты. Алгоритм должен реализовать желаемые законы наведения. На начальном этапе проектирования ракета и цель принимаются за материальные точки, а линейные и угловые траекторные координаты относительного взаимоположения, их скорости и ускорения составляют компоненты вектора фазового состояния [1, 4]. Ускорения ракеты и цели связываются с фазовым состоянием через кинематическое звено.

Для практики наиболее ценны выводы и рекомендации, получаемые из математического и имитационного моделирования. Модель системы может быть представлена в виде нелинейных нестационарных стохастических систем конечно-разностных и дифференциальных уравнений, сменяющих себя в случайные моменты времени. Вообще говоря, принципиальных преград на этом пути ис-

следований нет. Однако анализ качества этих сложных систем требует разработки специальных методов расчёта характеристик устойчивости и точности.

Одно из направлений – анализ асимптотических свойств процессов с учётом нелинейности и нестационарности. Мы рассматриваем калмановскую фильтрацию текущих измерений. Фильтр Калмана является байесовым оценщиком состояния. Потому принимаем априорную плотность вероятностного распределения фазового состояния – это статистические параметры маневренных характеристик цели, а для информационной части системы самонаведения – просто шума. Можно использовать целый ряд статистических моделей маневра цели, например [4]:

1.1. *Абсолютно случайностная*. Нормальная перегрузка цели  $n_c = v$  – это белый шум известной интенсивности  $N_{n_c}$ . При этом сам маневр цели невозможно включить в подлежащий оцениванию список фазовых координат (исключается ввиду абсолютно случайностного характера белого шума). Апостериорная корреляционная матрица ошибок вектора состояния окажется зависящей от  $N_{n_c}$ .

1.2. *Стационарно-коррелированная*. Нормальной перегрузкой цели  $n_c$  служит стационарный случайный процесс с заданной функцией корреляции. Например,  $K_{n_c}(\tau) = \sigma_{n_c}^2 e^{-\frac{|\tau|}{T}}$ . Соответствующий формирующий фильтр  $\dot{n}_c = -\frac{1}{T}n_c + \sigma_{n_c} \sqrt{(2/TN_v)} \cdot v$ , на входе которого белый шум  $v$  интенсивности  $N_v$ . Эту модель маневра мы используем в настоящей работе.

1.3. *Предельная*. При  $T \rightarrow \infty$   $K_{n_c}(\tau) = \sigma_{n_c}^2$ , то есть нормальной перегрузкой цели является гауссовская случайная величина с заданным математическим ожиданием и дисперсией  $\sigma_{n_c}^2$ . Формирующий фильтр  $\dot{n}_c = v$ . Цель в каждой реализации маневрирует с постоянной случайной перегрузкой.

1.4. *Меандровая* модель в виде  $\pm n_c^{max}$ , в которой знак меняется через случайные промежутки времени  $\Delta t$  с плотностью распределения в виде показательной функции  $f(x) \Big|_{x=\Delta t} = \mu e^{-\mu x}$ , где  $\mu$  – число переключений знака за единицу времени. Здесь мы приводим минимум комментариев для трактовки предмета нашей работы. Детализация определений и обозначений имеется в работе [1, гл.8].

Пусть  $L$  – расстояние между ЛА и целью;  $V$  и  $V_u$  – величины линейных скоростей ЛА и цели, соответственно;  $\varepsilon$  – угол места цели, отсчитываемый от фиксированного инерциального направления до линии визирования;  $\eta$  и  $\eta_u$  – угол упреждения и угол убегания соответственно, отсчитываемые от направлений векторов скоростей ЛА и цели до направления луча визирования;  $\Theta$ ,  $\Theta_u$  – траекторные углы ЛА и цели соответственно, отсчитываемые от фиксированного инерциального направления до направлений векторов скоростей;  $n - n$  – нормальное направление, перпендикулярное к линии визирования;  $g$  – ускорение свободного падения.

Скорость сближения  $\dot{L}$  и мгновенная угловая скорость  $\dot{\varepsilon}$  вращения линии визирования относительно ЛА имеют вид

$$\dot{L} = -V \cos \eta + V_u \cos \eta_u, \quad (1)$$

$$\dot{\varepsilon} = (V \sin \eta - V_u \sin \eta_u) / L, \quad (2)$$

$$\varepsilon = \eta + \Theta = \eta_u + \Theta_u. \quad (3)$$

Продифференцируем по  $t$  уравнения (2) и (3) и найдём

$$\dot{L}\dot{\varepsilon} + L\ddot{\varepsilon} = \dot{V} \sin \eta - \dot{V}_u \sin \eta_u + V \cos(\dot{\varepsilon} - \dot{\Theta}) - V_u \cos \eta_u (\dot{\varepsilon} - \dot{\Theta}_u),$$

откуда, используя (1), получим

$$L\ddot{\varepsilon} + 2\dot{L}\dot{\varepsilon} = V_u \dot{\Theta}_u \cos \eta_u - V \dot{\Theta} \cos \eta + F(t), \quad (4)$$

$$F(t) = \dot{V} \sin \eta - \dot{V}_u \sin \eta_u, \quad (5)$$

где  $F$  – проекция ускорений на линию  $n - n$ . Преобразуем (4) и получим первое уравнение кинематического звена

$$L\ddot{\varepsilon} + 2\dot{L}\dot{\varepsilon} = g n_u \cos \eta_u - g n \cos \eta + F(t), \quad (6)$$

где  $n_u = V_u \dot{\Theta}_u g^{-1}$ ,  $n = V \dot{\Theta} g^{-1}$  – нормальные перегрузки цели и ЛА, соответственно;  $n_u \cos \eta_u$ ,  $n \cos \eta$  – проекции нормальных перегрузок на нормаль к линии визирования. Продифференцируем (1) по  $t$  и, учтя (2), получим второе кинематическое уравнение

$$\ddot{L} - L\dot{\varepsilon}^2 = -V \dot{\Theta} \sin \eta + V_u \dot{\Theta}_u \sin \eta_u - \dot{V} \cos \eta + \dot{V}_u \cos \eta_u. \quad (7)$$

Уравнения (6), (7) представляют полную математическую модель кинематических связей в процессе наведения. На ранних этапах проектирования эту модель упрощают. Так, если векторы скоростей ЛА и цели почти совпадают с линией визирования, то и тогда первое уравнение кинематического звена (6) примет вид

$$L\ddot{\varepsilon} + 2\dot{L}\dot{\varepsilon} = g n_u - g n. \quad (8)$$

Ниже мы будем пользоваться моделью (8).



**2. Постановка задачи.** Рассматривается динамическая система с двумерным вектором состояния  $x(t)$  и скалярным измерением  $y(t)$  одной лишь первой координаты вектора состояния как стохастическая модель наведения ЛА на цель

$$\dot{x}(t) = A(t)x(t) + d(t)u(t) + w(t), \quad y(t) = h^T x(t) + \eta(t), \quad (9)$$

где

$$x(t) = (x_1(t), x_2(t))^T, \quad w(t) = (0, \xi(t))^T, \quad d(t) = (-L^{-1}(t), 0)^T, \quad h = (1, 0)^T,$$

$$A(t) = \begin{pmatrix} a(t) & b(t) \\ 0 & -\alpha \end{pmatrix}, \quad a(t) = -2\dot{L}(t)L^{-1}(t), \quad b(t) = L^{-1}(t), \quad \dot{L} = dL/dt.$$

$\xi(t), \eta(t)$  – независимые центрированные случайные процессы гауссовского белого шума;  $M\eta(t)\eta(\tau) = r\delta(t-\tau)$ ,  $\alpha > 0$ ,  $\sigma > 0$ ,  $r > 0$ ;

$x_1$  – угловая скорость вращения линии визирования,  $x_1 = \dot{\varepsilon}$ ;

$x_2$  – нормальное к линии ЛА – цель ускорение цели,  $x_2 = n_q$ .

Априори задаются  $\forall t \geq 0$  следующие параметры: среднее значение начального состояния  $Mx(0)$ ; текущая дальность от ЛА до цели  $L(t)$ ; относительная скорость сближения  $\dot{L}(t)$ ; интенсивность маневрирования цели  $\sigma_2$ ; частота маневров цели по нормали  $n-n$  к линии ЛА – цель  $\alpha$ ; интенсивность шумового фона на выходе измерителя угловой скорости линии визирования  $r$ ; управляющее нормальное ускорение ЛА  $u$ . Верхним значком «Г» обозначается операция матричного транспонирования.

При оговоренных выше допущениях модель (9) используется на начальных этапах проектирования систем самонаведения. Для выработки управления нормальной перегрузкой ЛА необходимо оценивать полный вектор состояния  $x(t)$  по полной информации  $Y = \{y(\tau), 0 \leq \tau \leq t\}$ , что реализуется фильтром Калмана-Бьюси [2,3]:

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{x}} &= A(t)\tilde{x} + d(t)u(t) + K(t)(y(t) - h^T \tilde{x}), \\ K(t) &= P(t) \cdot h \cdot r^{-1}, \end{aligned} \quad (10)$$

$$P(t) = A(t) \cdot P(t) + P(t) \cdot A^T(t) - P(t) \cdot h \cdot h^T \cdot P(t) \cdot r^{-1} + Q,$$

$$Q = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 2\alpha\sigma^2 \end{pmatrix}, \quad P(t) = M(\tilde{x}(t) - x(t))(\tilde{x}(t) - x(t))^T$$

с априорными начальными данными  $\tilde{x}(0) = Mx(0)$ ,  $P(0) = P_0$ .

К достоинствам такой схемы калмановской фильтрации относится возможность получения оценки  $\tilde{x}(t)$  состояния  $x(t)$  в темпе текущего времени, и такая оценка оказывается эффективной, в смысле  $\min SpP(t)$ , то есть минимума следа ковариационной матрицы, а также несмещённой, в смысле  $M\tilde{x}(t) = Mx(t)$ . Естественно, процесс фильтрации возможно предваряется, либо в темпе текущего времени непосредственно сопровождается интеграцией матричного дифференциального уравнения Риккати для  $P(t)$ . Матричное уравнение Риккати, в силу симметрии матрицы  $P(t)$ , эквивалентно системе трёх обыкновенных дифференциальных уравнений с переменными коэффициентами  $a(t)$  и  $b(t)$ :

$$\begin{aligned} \dot{p}_{11} &= 2a(t)p_{11} + 2b(t)p_{12} - r^{-1}p_{11}^2, \\ \dot{p}_{12} &= (a(t) - \alpha)p_{12} + b(t)p_{22} - r^{-1}p_{11}p_{22}, \\ \dot{p}_{22} &= -2ap_{22} - r^{-1}p_{12}^2 + 2\alpha\sigma^2. \end{aligned} \quad (11)$$

Интегрирование системы (11), далее называемой дифференциальной системой Риккати, должно вестись численно. Займёмся не численной, но качественной стороной проблемы.

**3. Исследование системы Риккати.** Целью исследования будет нахождение решений системы (11) при наложении принципиально упрощающих допущений. Изучим три специальных случая.

*Случай 1* (графический анализ). На достаточно коротком временном промежутке  $[0, T]$  систему (11) рассмотрим как систему с замороженными коэффициентами. Соответственно, коэффициенты  $a(t)$  и  $b(t)$  системы (11) будем считать постоянными.

Одним из актуальнейших вопросов калмановской фильтрации в стационарных динамических системах является изучение асимптотических свойств ковариационной матрицы при  $t \rightarrow \infty$ . Без труда можно убедиться, что система (10) «объект – измеритель» при постоянных  $A$  и  $d$  управляема по  $w$  и наблюдаема по  $\eta$ . Потому, в соответствии с [2], у дифференциальной системы Риккати (11) существует единственное стационарное решение  $(s_{11}, s_{12}, s_{22})$ , формально удовлетворяющее нелинейной алгебраической системе Риккати:

$$\begin{aligned} 0 &= 2as_{11} + 2bs_{12} - r^{-1}s_{11}^2, & (a) \\ 0 &= (a - \alpha)s_{12} + bs_{22} - r^{-1}s_{11}s_{12}, & (b) \\ 0 &= -2\alpha s_{22} - r^{-1}s_{12}^2 + 2\alpha\sigma^2. & (c) \end{aligned} \quad (12)$$

Утверждение 1. В системе (12)  $s_{12} \neq 0$ .

Действительно, если бы  $s_{12} = 0$ , то из (4б) вытекало бы  $s_{22} = 0$ , но тогда из (4в) вытекало бы  $\alpha\sigma_2 = 0$   $\alpha\sigma_2 = 0$ , что противоречит исходным условиям, а потому  $s_{12} \neq 0$ .

В силу утверждения 1 мы можем переписать систему (12) в эквивалентном виде:

$$\begin{aligned} s_{12} &= \frac{1}{2br} s_{11}^2 - \frac{a}{b} s_{11}, & (a) \\ s_{11} &= r(a-\alpha) - \frac{b}{2\alpha} s_{12} + \frac{rb\sigma^2}{s_{12}}, & (б) \\ s_{22} &= -\frac{1}{2r\alpha} s_{12}^2 + \sigma^2. & (в) \end{aligned} \tag{13}$$

Отобразим зависимости системы (13) графиками на рис.1. В прямоугольной декартовой системе с осью абсцисс для  $s_{11}$  и осью ординат для  $s_{12}$  уравнению (13а) соответствует парабола 1 на рис.2 с вершиной  $A(ra, r\alpha L)$  и точками  $O(0,0)$  и  $B(2ra,0)$  на оси абсцисс. Уравнению (13 б) соответствует гипербола с ветвями 2 и 3 и асимптотами 4 и 5; асимптота 5 совпадает с осью абсцисс; асимптота 4 наклонная с отрицательным угловым коэффициентом  $-2\alpha L$ ; центр гиперболы в точке  $C(r(a-\alpha),0)$ .

Парабола 1 может пересекаться с ветвями гиперболы 2 и 3 в четырёх точках  $T_1, T_2, T_3, T_4$ . Абсцисса точки  $T_4$  отрицательна, что не отвечает решению системы (13), ибо дисперсия  $s_{11}$  неотрицательна. При достаточно большом значении  $L$  асимптота 4 будет иметь большую отрицательную крутизну  $-2\alpha L$  и пересечёт ось абсцисс в точке  $C$  левее  $O$ , и тогда точек  $T_1, T_2$  вовсе не будет. По соображениям непрерывности лишь точка  $T_3$  будет соответствовать искомому единственному стационарному решению уравнений системы (3) с постоянными  $a$  и  $b$ . Координаты точки  $T_3$  дают значения  $s_{11}$  и  $s_{12}$ .

Искомое значение  $s_{22}$  можно найти с помощью (13 в). На рис.1 парабола (13 в) изображена кривой 6 с вершиной  $F(\sigma^2, 0)$  на оси абсцисс, и точками  $G(0, \sigma\sqrt{2r\alpha})$  и  $H(0, -\sigma\sqrt{2r\alpha})$  пересечения с осью ординат. Точку  $T_3$  спроецируем на кривую 6 и получим точку  $M(s_{22}, s_{11})$  с абсциссой, равной искомому значению  $s_{22}$  дисперсии погрешности оценки второй координаты состояния.

Отметим, что с ростом  $L$  ветви 2 и 3 гиперболы всё плотнее прижимаются к асимптотам 4 и 5, причём асимптота 4 перемещается влево с одновременным разворотом по часовой стрелке, стремясь занять параллельное оси ординат положение, а центр гиперболы (точка С) переходит на отрицательную часть оси абсцисс, при этом  $T_3 \rightarrow B$  и  $M \rightarrow F$ , то есть  $s_{11} \rightarrow (-4r\dot{L}/L)$ ,  $s_{22} \rightarrow \sigma^2$ ,  $s_{12} \rightarrow 0$ .

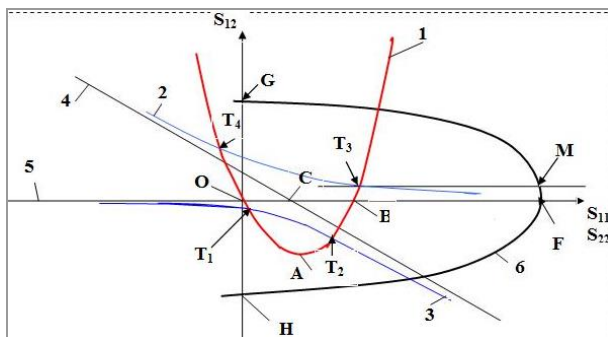


Рис.1. Графическое отображение системы (13)

*Случай 2* (медленный перехват). Изучим случай достаточной малости коэффициентов  $a(t)$ ,  $b(t)$ , когда мала величина  $|\dot{L}(t)|/L(t)$ . Отбросим в (11) члены с  $a$  и  $b$  и придём к упрощенной системе дифференциальных уравнений Риккати:

$$\dot{s}_{11} = -r^{-1}s_{11}^2, \quad (a)$$

$$\dot{s}_{12} = -\alpha s_{12} - r^{-1}s_{11}s_{12}, \quad (б) \quad (14)$$

$$\dot{s}_{22} = -2\alpha s_{22} - r^{-1}s_{12}^2 + 2\alpha\sigma^2. \quad (в)$$

Эту систему мы сможем проинтегрировать аналитически. Действительно, из (14 а) находим

$$s_{11}(t) = \frac{1}{[s_{11}(0)]^{-1} + r^{-1}t}, \quad t \geq 0, \quad (15)$$

затем из (14 б) находим

$$s_{11}(t) = \frac{s_{12}(0)}{s_{11}(0)} \cdot \frac{e^{-\alpha t}}{[s_{11}(0)]^{-1} + r^{-1}t}, \quad t \geq 0, \quad (16)$$

и, наконец, с учётом (16), из (14в) находим

$$s_{22}(t) = \sigma^2 - e^{-2\alpha t}(\sigma^2 - s_{22}(0)) - \frac{s_{12}(0)}{s_{11}(0)} \cdot \frac{r^{-1}te^{-\alpha t}}{[s_{11}(0)]^{-1} + r^{-1}t}, \quad t \geq 0. \quad (17)$$

В выражениях (15-17)  $s_{ij}(0) = p_{ij}(0)$  при  $i, j = 1, 2$ .

Асимптотические свойства найденных решений: при  $t \rightarrow \infty$

$$s_{11}(t) \rightarrow 0, s_{12}(t) \rightarrow 0, s_{22}(t) \rightarrow \sigma^2.$$

Случай 3 (равномерное сближение). Рассмотрим наведение по закону  $L(t) = L_0 - V \cdot t$  с постоянной скоростью  $V > 0$ . Дополнительно пренебрежём величиной  $1/L(t)$ , что будет соответствовать начальному участку процесса наведения. При  $0 < t < L_0/V$  будем иметь  $a(t) = 2V/(L_0 - V \cdot t) > 0$  и  $b(t) = 0$ . Тогда вместо системы (11) будет исследоваться следующая система:

$$\dot{s}_{11} = 2a(t)s_{11} - r^{-1}s_{11}^2, \quad (а)$$

$$\dot{s}_{12} = (a(t) - \alpha)s_{12} - r^{-1}s_{11}s_{12}, \quad (б) \quad (18)$$

$$\dot{s}_{22} = -2\alpha s_{22} - r^{-1}s_{12}^2 + 2\alpha\sigma^2. \quad (в)$$

В системе (18) уравнение (а) является уравнением Бернулли первого порядка, общее решение которого:

$$s_{11} = \left( e^{\int 2a(t)dt} \right) / \left( C_1 + \int \frac{e^{\int 2a(t)dt}}{r} dt \right).$$

Общее решение линейного однородного уравнения первого порядка

(18 б) имеет вид:  $s_{12} = C_2 e^{\int (a(t) - \alpha - \frac{s_{11}(t)}{r}) dt}$ . Уравнение (18 в) по отношению к  $s_{22}$  – линейное неоднородное с общим решением

$$s_{22}(t) = e^{-2\alpha t} \left( C_3 + \int \frac{(2\alpha r\sigma^2 - s_{12}^2(t)) e^{\int 2\alpha dt}}{r} dt \right).$$

Выполняя необходимые промежуточные преобразования, приходим к следующему результату:

$$s_{11}(t) = \frac{3rV}{L_0 + 3rVL_0^4 \cdot C_1},$$

$$s_{12}(t) = C_2 \frac{3rV(L_0 - V \cdot t)}{1 + 3rV_1(L_0 - V \cdot t)^3 \cdot C_1},$$

$$s_{22}(t) = \sigma^2 + C_3 - \frac{C_2^2}{C_1} \cdot \frac{1}{1 + 3rV_1(L_0 - V \cdot t)^3 \cdot C_1},$$

где  $C_1, C_2, C_3$  – константы, определяемые начальными значениями  $s_{11}(0), s_{12}(0), s_{22}(0)$ .

**4. Заключение.** По результатам работы можно предложить стратегию выработки методических рекомендаций по использованию различных допущений, в рамках которых можно либо графически, либо аналитически прогнозировать асимптотику решений системы уравнения Риккати, что актуально на начальных этапах синтеза систем адаптивного наведения объекта на цель.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Козлов В.И. Системы автоматического управления летательными аппаратами. - М.: Машиностроение, 1979.-216 с.
2. Калман Р.Е., Бьюси Р.С. Новые результаты в линейной фильтрации и в теории предсказания. -Техническая механика,83, сер. Д , I, 1961.
3. Bucy R.S., Joseph P.D. Filtering for stochastic processes with applications to guidance.-New York: Wiley-Interscience, 1968.
4. Динамическое проектирование СУ автоматических маневренных ЛА : Уч. пос. для студентов втузов /Е.А. Федосов, В.Т. Бобронников, М.Н. Красильщиков, В.И. Кухтенко, А.А. Лебедев, В.В. Малышев и др.; Под ред. Е.А. Федосова. -М.: Машиностроение, 1997. -336с.

В.А.Панкратов, В.В. Сазонов

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ СПУТНИКА ФОТОН-МЗ ПО ДАННЫМ ИЗМЕРЕНИЙ

*Выполнены реконструкции вращательного движения спутника Фотон-МЗ при помощи двух методик. Аппроксимируются псевдоизмерения и сравниваются результаты.*

**1. Введение.** В настоящей работе выполнены реконструкции вращательного движения спутника Фотон-МЗ при помощи двух методик. Первая методика основана на кинематических уравнениях вращательного движения твердого тела и использует данные бортовых измерений векторов угловой скорости и напряженности магнитного поля Земли (МПЗ). В рамках этой методики данные измерений обоих типов, собранные на некотором отрезке времени, обрабатываются совместно. Измерения угловой скорости сглаживаются тригонометрическими полиномами, которые подставляются в кинематические уравнения Пуассона для элементов матрицы перехода от системы координат, связанной со спутником, к гринвичской системе координат. Следующая методика основана на динамических уравнениях вращательного движения и использует только данные измерений МПЗ. В обеих методиках решения уравнений, аппроксимирующее фактическое движение, находится из условия наилучшего, в смысле метода наименьших квадратов, согласования данных измерений вектора напряженности МПЗ с его расчетными значениями.

Реконструкция выполнена на 9 интервалах времени продолжительностью по 83 мин в случае модели основанной только на кинематических уравнениях и по 93 мин в случае модели основанной на динамических уравнениях. Ранее методики были опробованы при обработке измерений угловой скорости и напряженности МПЗ, выполненных на спутниках Фотон-12 и Фотон-М2 [1, 2, 3, 4].

**2. Предварительная обработка данных** измерений датчиков угловой скорости и магнитометров. Данные измерений обоих типов интерпретировались в жестко связанной со спутником приборной системе координат  $Oy_1y_2y_3$ . Точка  $O$  – центр масс спутника, ось  $Oy_1$  параллельна продольной оси спутника и направлена от спускаемого аппарата к приборному отсеку.

Фотон МЗ имел трехкомпонентный датчик угловой скорости с осями чувствительности, параллельными осям приборной системы

координат. Данные измерений, полученные во время одного сеанса, представляют собой совокупность чисел

$$t_n^\Omega, \Omega_1^{(n)}, \Omega_2^{(n)}, \Omega_3^{(n)} (n = 0, 1, \dots, N),$$

где  $\Omega_i^{(n)}$  ( $n = 1, 2, 3$ ) приближенные значения компонент угловой скорости спутника в приборной системе координат в моменты времени  $t_n^\Omega, t_0^\Omega < t_1^\Omega < \dots < t_N^\Omega$ . Аппроксимация данных измерений угловой скорости выполнялась с помощью тригонометрических полиномов. Аппроксимирующие выражения строились независимо для каждой векторной компоненты.

На Фотоне МЗ находилась аппаратура DIMAC, которая измеряла МПЗ внутри спутника во время всего полета. Измерения МПЗ полученные на отрезке времени  $t_0 \leq t_0 + nT/N$ , обрабатывались аналогично измерениям угловой скорости. Сначала на этом отрезке для компонент  $h_i$  ( $i = 1, 2, 3$ ) по данным измерений строились сглаживающие выражения в виде усеченных дискретных рядов Фурье  $\hat{h}_i(t)$  ( $i = 1, 2, 3$ ). Далее вычислялся набор чисел  $t_n = t_0 + nT/N$ ,  $h_i^{(n)} = \hat{h}_i(t_n)$ . Величины  $h_i^{(n)}$  будем называть псевдоизмерениями. Они представляют собой приближенные значения компонент  $h_i$  в момент времени  $t_n$ ,  $T = 150 \dots 300$  мин,  $T/N \approx 1$ .

**3. Математическая модель движения.** Спутник будем считать абсолютно твердым телом. Для записи уравнений движения относительно центра масс и соотношений, необходимых при обработке данных измерений, будем использовать введенную выше приборную систему координат  $O_{y_1 y_2 y_3}$  и гринвичскую систему координат  $CY_1 Y_2 Y_3$ . С допустимой погрешностью оси  $Oy_i$  будем полагать параллельными главным центральным осям инерции спутника.

Ориентацию системы координат  $O_{y_1 y_2 y_3}$  относительно  $CY_1 Y_2 Y_3$  зададим с помощью трех углов  $\gamma$ ,  $\delta$  и  $\beta$ . Углы вводятся так, чтобы систему  $O_{y_1 y_2 y_3}$  можно было получить из системы  $CY_1 Y_2 Y_3$  тремя последовательными поворотами: 1) на угол  $\delta + \pi/2$  вокруг оси  $CY_2$ , 2) на угол  $\beta$  вокруг новой оси  $CY_3$ , 3) на угол  $\gamma$  вокруг новой оси  $CY_1$ , параллельной  $Oy_1$ . Матрицу перехода от системы  $O_{y_1 y_2 y_3}$  к  $CY_1 Y_2 Y_3$  обозначим  $\|a_{ij}\|_{i,j=1}^3$ , где  $a_{ij}$  – косинус угла



между осями  $CY_i$  и  $Oy_j$ . Выражения для элементов матрицы  $\|a_{ij}\|_{i,j=1}^3$  через углы  $\gamma$ ,  $\delta$  и  $\beta$  приведены в [5].

Кинематические уравнения вращательного движения спутника запишем в виде уравнений Пуассона для первой и третьей строк этой матрицы – направляющих косинусов осей  $CY_1$  и  $CY_2$  в системе координат  $Oy_1y_2y_3$

$$\begin{aligned} \dot{a}_{11} &= a_{12}\omega_3 - a_{13}\omega_2 + \omega_e a_{21}, & \dot{a}_{12} &= a_{13}\omega_1 - a_{11}\omega_3 + \omega_e a_{22}, \\ \dot{a}_{13} &= a_{11}\omega_2 - a_{12}\omega_1 + \omega_e a_{23}, & \dot{a}_{21} &= a_{22}\omega_3 - a_{23}\omega_2 - \omega_e a_{11}, \\ \dot{a}_{22} &= a_{23}\omega_1 - a_{21}\omega_3 - \omega_e a_{12}, & \dot{a}_{23} &= a_{21}\omega_2 - a_{22}\omega_1 - \omega_e a_{13}. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь  $\omega_i$  – компоненты вектора абсолютной угловой скорости спутника в системе  $Oy_1y_2y_3$ ,  $\omega_e$  – модуль абсолютной угловой скорости Земли. Недостающие элементы матрицы перехода  $\|a_{ij}\|$  вычисляются по формулам

$$a_{31} = a_{12}a_{23} - a_{13}a_{22} \text{ и т. п.}$$

Для кинематической модели:

$$\omega_i = \Delta_i + \chi_i(t - \tau), (i = 1, 2, 3),$$

где  $\chi_i(t)$  – выражения, аппроксимирующие низкочастотную составляющую в данных измерений угловой скорости,  $\Delta_i$  – постоянные смещения в задании этой составляющей,  $\tau$  – смещение шкалы времени аппаратуры *ДИМАС* относительно шкалы времени системы управления движением спутника. Параметры  $\tau$  и  $\Delta_i$  считаются неизвестными и определяются из обработки данных измерений МПЗ наряду с начальными условиями движения спутника. Положим

$$I_\Omega(\tau) = [t_0^\Omega + \tau, t_N^\Omega + \tau], \quad I_H = [t_0, t_0 + T].$$

Уравнения (1) рассматриваются при значениях  $\tau$  и  $t$ , удовлетворяющих условиям:

$$I_\Omega(\tau) \subset I_H, \quad t \in I_\Omega(\tau).$$

Для модели, основанной на динамических уравнениях, компоненты угловой скорости определяются из уравнений Эйлера:

$$\begin{aligned}\dot{\omega}_1 &= \mu(\omega_2\omega_3 - \nu x_2x_3) + k_1, \\ \dot{\omega}_2 &= \frac{1-\lambda}{1+\lambda\mu}(\omega_1\omega_3 - \nu x_1x_3) + \frac{\lambda k_2}{1+\lambda\mu}, \\ \dot{\omega}_3 &= -(1-\lambda+\lambda\mu)(\omega_1\omega_2 - \nu x_1x_2) + \lambda k_3, \\ \lambda &= \frac{I_1}{I_3}, \mu = \frac{I_2 - I_3}{I_1}, \nu = \frac{3\mu_e}{R^5},\end{aligned}\tag{2}$$

$$\begin{aligned}k_1 &= \kappa(\nu_2 p_3 - \nu_3 p_2) + q_2\omega_3 - q_3\omega_2 + m_2 h_3^\circ - m_3 h_2^\circ, \\ k_2 &= \kappa(\nu_3 p_1 - \nu_1 p_3) + q_3\omega_1 - q_1\omega_3 + m_3 h_1^\circ - m_1 h_3^\circ, \\ k_3 &= \kappa(\nu_1 p_2 - \nu_2 p_1) + q_1\omega_2 - q_2\omega_1 + m_1 h_2^\circ - m_2 h_1^\circ, \\ R &= \sqrt{x_1^2 + x_2^2 + x_3^2}, \kappa = E\rho_a \sqrt{v_1^2 + v_2^2 + v_3^2},\end{aligned}$$

где  $y_i$  и  $v_i$  – компоненты в системе  $Oy_1y_2y_3$  геоцентрического радиус-вектора точки  $O$  и скорости этой точки относительно поверхности Земли;  $p_i$  – параметры аэродинамического торможения;  $I_i$  – моменты инерции спутника относительно осей  $Oy_i$ ;  $\mu_e$  и  $\omega_e$  – гравитационный параметр Земли и ее угловая скорость,  $\rho_a$  – плотность атмосферы в точке  $O$ ;  $q_i I_1$  и  $m_i I_1$  – компоненты внутреннего момента, действующего на спутник, и момента спутника, как магнитного диполя;  $h_i^\circ$  – компоненты вектора напряженности МПЗ в точке  $O$ ;  $E$  – масштабирующий множитель.

Начальные значения геоцентрического радиус-вектора точки  $O$  и ее скорости относительно поверхности Земли известны из данных радиоконтроля орбиты. Значения  $h_i^\circ$  равны

$$h_i^\circ = \sum_{j=1}^3 H_j a_{ji}, \quad (i=1,2,3).$$

Здесь  $H_k$  – компоненты вектора напряженности МПЗ в гринвичской системе координат. Функции  $H_k(t)$  строятся с использованием кеплеровой аппроксимации орбитального движения спутника и аналитической модели МПЗ IGRF2005.

Из внешних механических моментов в этих уравнениях учитываются: гравитационный момент; восстанавливающий аэродинамический момент; постоянный момент вдоль оси  $Oy_1$ , обусловленный работой приборов внутри станции и момент, возникающий при взаимодействии МПЗ с дипольным магнитным моментом спутника.

Гравитационный и магнитный момент задаются аналитическими выражениями. При вычислении аэродинамического момента внешняя оболочка спутника считалась сферой, центр которой смещен относительно точки  $O$  и лежит на оси  $Oy_1$ . Принималось, что удары молекул воздуха при столкновении с оболочкой абсолютно неупругие и что атмосфера вращается вместе с Землей. Дипольный магнитный момент спутника считается параллельным оси  $Oy_1$ .

Пусть  $I_D = [t_0^D, t_M^D]$ ,  $t_0^D = t_0^\Omega - 0.3 \cdot 10^{-3} c^{-1}$ ,  $t_M^D = t_N^\Omega + 0.3 \cdot 10^{-3} c^{-1}$ .

При реконструкции вращательного движения с помощью динамической модели (1,2) рассматриваются на отрезке  $I_D$ . При численном интегрировании уравнений (1,2) единицей измерения времени служит 1000 с, единицей измерения длины – 1000 км, единицы измерения других величин:  $[v_i] = \kappa m/c$ ,  $[\omega_i] = [q_i] = 10^{-3} c^{-1}$ ,  $[p_i] = [c m/\kappa z]$ ,  $[m_i] = 10^{-5} z^{1/2} c m^{-1/2} c^{-1}$ ,  $[h_i^\circ] = 0.1 z^{1/2} c m^{-1/2} c^{-1} = 0.1 Oe$ ,  $[\rho_a] = \kappa z/m^3$ ,  $E = 10^{10}$ .

Плотность атмосферы рассчитана по ГОСТ Р 25645.166-2004. Параметры  $\lambda$  и  $\mu$  в (2) считаются известными, поскольку известен тензор инерции спутника. Расчетные значения этих параметров  $\lambda = 0.255$ ,  $\mu = 0.1$ .

**4. Методика 1:** определение вращательного движения спутника, по данным измерений его угловой скорости и вектора напряженности МПЗ. Следуя методу наименьших квадратов, аппроксимацией фактического движения спутника на отрезке  $I_\Omega(\tau)$  будем считать решение системы (1), доставляющее минимум функционалу

$$\Phi = \sum_{n \in U(\tau)} \sum_{i=1}^3 [h_i^{(n)} - \Delta_{H_i} - h_i(t_n)]^2,$$

$$U(\tau) = \{n : t_n \in I_\Omega(\tau)\}, \quad h_i(t) = \sum_{j=1}^3 H_j(t) a_{ji}(t). \quad (3)$$

Здесь  $\Delta_{H_i}$  – постоянные смещения в псевдоизмерениях МПЗ,  $H_i(t)$  – расчетные значения компонент напряженности МПЗ в орбитальной системе координат в момент  $t$ . Функции  $H_i(t)$  строятся с использованием кеплеровой аппроксимации орбитального движения спутника и аналитической модели МПЗ IGRF2005. Минимизация  $\Phi$  проводится по начальным условиям решения в точке  $t_0^\Omega + \tau$  и смещениям  $\tau$ ,  $\Delta_i$ ,  $\Delta_{H_i}$ .

Число аргументов функционала (3) можно уменьшить, выполнив аналитически его минимизацию по смещениям  $\Delta_{H_i}$ . Остальные аргументы при этом считаем фиксированными. В результате получаем новый функционал

$$\Phi_1 = \sum_{i=1}^3 \left\{ \sum_{n \in U(\tau)} [h_i^{(n)} - h_i(t)]^2 - N_\tau \tilde{\Delta}_{H_i}^2 \right\}, \quad \Delta_{H_i} = \frac{1}{N_\tau} \sum_{n \in U(\tau)} [h_i^{(n)} - h_i(t_n)], \quad (4)$$

где  $N_\tau$  – число элементов множества  $U(\tau)$ . Отыскание решения (1), аппроксимирующего фактическое вращательное движение спутника, свелось к минимизации функционала (4) по начальным условиям  $\gamma_0 = \gamma(t_0^\Omega + \tau)$ ,  $\delta_0 = \delta(t_0^\Omega + \tau)$ ,  $\beta_0 = \beta(t_0^\Omega + \tau)$  и смещениям  $\Delta_i$ ,  $\tau$ .

Введем вектор  $\vec{p} = (\gamma_0, \delta_0, \beta_0, \Delta_1, \Delta_2, \Delta_3)$  и будем рассматривать функционал (4) как функцию  $\Phi_1(\vec{p}, \tau)$ . Минимизация  $\Phi_1$  по  $\vec{p}$  и  $\tau$  сводится к вычислению функции  $\Phi_2(\tau) = \min_{\vec{p}} \Phi_1(\vec{p}, \tau)$  в последовательности точек  $\tau_n$  с пределом  $\tau_* = \arg \min \Phi_2(\tau)$ . Минимизация  $\Phi_1$  по  $\vec{p}$  при фиксированном  $\tau$  выполнялась методом Левенберга-Марквардта. Выделение переменной  $\tau$  из полного набора аргументов  $\Phi_1$  вызвано тем, что в процессе изменения  $\tau$  множество  $U(\tau)$  может меняться. В точках изменения  $\Phi_2(\tau)$  не дифференцируема и значения  $\tau_n$  вычислялись без использования производной  $d\Phi_2/d\tau$ .

Разработанное программное обеспечение позволяет также минимизировать функцию  $\Phi_1(\vec{p}, \tau)$  сразу по всем ее аргументам методом Левенберга-Марквардта. По указанной выше причине на практике такая возможность иногда оказывалась неэффективной, но всегда использовалась на заключительном этапе минимизации  $\Phi_1$  и при оценке точности найденной аппроксимации движения спутника. Эта точность характеризовалась стандартными отклонениями ошибок аппроксимации псевдоизмерений МПЗ и найденных оценок  $\vec{p}$  и  $\tau$ , полученными в рамках метода наименьших квадратов.

Принятый способ расчета указанных характеристик соответствует следующим допущениям: 1) ошибки в псевдоизмерениях некоррелированы и имеют одинаковые дисперсии, 2) средние значения ошибок, относящихся к одной и той же компоненте напряженности

МПЗ, равны. Этот способ выбран из соображений удобства и вида функционала (4). Теоретико-вероятностные условия его адекватности требуют дополнительного обсуждения.

Пусть  $(\vec{p}_*, \tau_*) = \arg \min \Phi_1(\vec{p}, \tau)$ ,  $C$  – вычисленная в точке  $(\vec{p}_*, \tau_*)$  матрица системы нормальных уравнений при минимизации  $\Phi_1(\vec{p}, \tau)$  по  $\vec{p}$  и  $\tau$  методом Гаусса-Ньютона (матрица  $2C$  приближенно равна матрице квадратичной формы  $d^2\Phi_1(\vec{p}_*, \tau_*)$ ). Тогда стандартное отклонение ошибок аппроксимации псевдоизмерений находится по формуле  $\sigma = \sqrt{\frac{\Phi_1(\vec{p}_*, \tau_*)}{3N_{\tau_*} - 1}}$ . Ковариационная матрица оценок  $\vec{p} = \vec{p}_*$ ,  $\tau = \tau_*$  равна  $\sigma^2 C^{-1}$ . Стандартные отклонения этих оценок суть квадратные корни из соответствующих диагональных элементов ковариационной матрицы. Рассчитанные описанным способом стандартные отклонения оценок величин  $\gamma_0, \delta_0, \beta_0, \Delta_i, \tau$  будем обозначать  $\sigma_\gamma, \sigma_\delta, \sigma_\beta, \sigma_{\Delta_i}, \sigma_\tau$ .

**5. Методика 2:** Определение вращательного движения спутника, по вектору напряженности МПЗ. Как и в описанной выше модели 1, как аппроксимацию фактического движения спутника на отрезке  $t_0 \leq t \leq t_0 + T$  принимаем решение (1), (2), доставляющее минимум функционалу

$$\Phi = \sum_{n \in V} \sum_{i=1}^3 [h_i^{(n)} - h_i(t_n) - \Delta_{Hi}]^2, \quad V = \{n : t_n \in I_D\}, \quad h_i = \sum_{j=1}^3 H_j(t) a_{ji}(t). \quad (5)$$

Минимизация  $\Phi$  проводится по начальным условиям решения в точке  $t_0$  и по 15 параметрам математической модели:

$$\gamma_0 = \gamma(t_0^D), \quad \delta_0 = \delta(t_0^D), \quad \beta_0 = \beta(t_0^D), \quad \Delta_{Hi}, \quad \omega_i(t_0^D), \quad p_i, \quad m_i, \quad q_i.$$

Минимизируем функционал (5) по смещениям  $\Delta_{Hi}$ :

$$\Phi_1 = \sum_{i=1}^3 \left\{ \sum_{n \in V} [h_i^{(n)} - h_i(t)]^2 - N_V \tilde{\Delta}_{Hi}^2 \right\}, \quad \tilde{\Delta}_{Hi} = \frac{1}{N_V} \sum_{n \in V} [h_i^{(n)} - h_i(t_n)]. \quad (6)$$

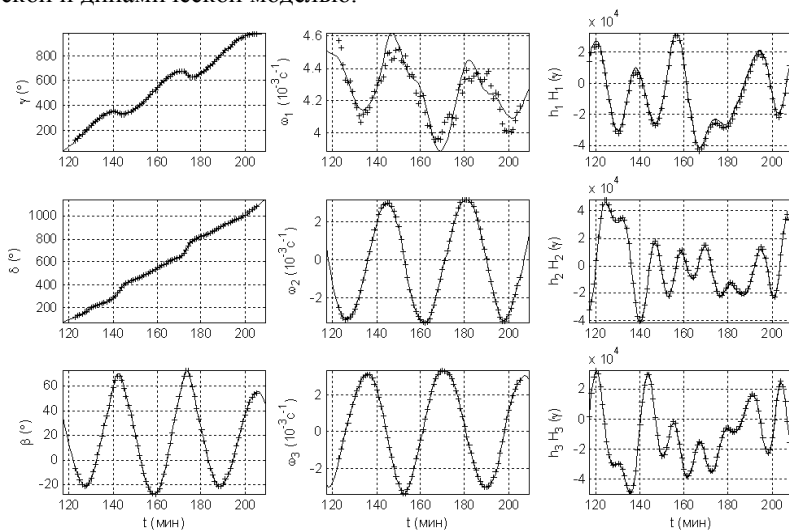
Здесь  $N_V$  – число элементов множества  $V$ . Отыскание решения систем (1), (2), аппроксимирующего фактическое вращательное движение спутника, свелось к минимизации функционала (6) по начальным условиям этого решения  $\gamma_0, \delta_0, \beta_0, \omega_i(t_0^D)$  и 9 параметрам:  $p_i, m_i, q_i$ . Минимизация проводится методом Левенберга-

Марквардта, а на конечном этапе методом Гаусса-Ньютона. Стандартные отклонения аппроксимации рассчитываются, как и для кинематической модели. Среднеквадратические отклонения аппроксимации псевдоизмерений МПЗ определяются по формуле

$$\sigma = \sqrt{\frac{\Phi_1(\vec{p}_*, \tau_*)}{3N_V - 18}}, \quad (\vec{p}_*, \tau_*) = \arg \min \Phi_1(\vec{p}, \tau).$$

Рассчитанные описанным способом стандартные отклонения оценок величин  $\gamma_0, \delta_0, \beta_0, \omega_i(t_0^D), p_i, m_i, q_i$ , будем обозначать  $\sigma_{\gamma_0}, \sigma_{\delta_0}, \sigma_{\beta_0}, \sigma_{\omega_i(t_0^D)}, \sigma_{p_i}, \sigma_{m_i}, \sigma_{q_i}$ .

**6. Результаты** определения вращательного движения. На рис. 1 в качестве примера приведены результаты определения вращательного движения спутника по данным 33-го витка. В левой части сплошными линиями изображены аппроксимации углов  $\gamma(t), \delta(t), \beta(t)$ , полученные динамической моделью, маркерами – кинематической. В центре, сплошными линиями изображены аппроксимации угловой скорости  $\omega_i(t)$ , используемые в динамической модели, маркерами – в кинематической модели. Справа, маркерами изображены псевдоизмерения МПЗ, совпадающими сплошными линиями – аппроксимации псевдоизмерений полученные кинематической и динамической моделью.



**Рис. 1. Результаты определения вращательного движения спутника по данным 33-го витка.**

В таблице 1 указаны среднеквадратические отклонения аппроксимации псевдоизмерений и начальных значений углов  $\gamma_0$ ,  $\delta_0$ ,  $\beta_0$  (числитель – динамическая модель, знаменатель – кинематическая) для 17, 33, 49, 81, 128 и 144 витков.

### Среднеквадратические отклонения аппроксимации

Таблица 1

<i>Виток 17.</i> Момент времени $t = 0$ соответствует 13:59:57 15.09.2007. $\sigma = 360\gamma/468\gamma$ , $\sigma_{\gamma_0} = 0.274^\circ/0.125^\circ$ , $\sigma_{\delta_0} = 0.265^\circ/0.155^\circ$ , $\sigma_{\beta_0} = 0.311^\circ/0.278^\circ$
<i>Виток 33.</i> Момент времени $t = 0$ соответствует 11:58:55 16.09.2007, $\sigma = 408\gamma/407\gamma$ , $\sigma_{\gamma_0} = 0.538^\circ/0.320^\circ$ , $\sigma_{\delta_0} = 0.757^\circ/0.276^\circ$ , $\sigma_{\beta_0} = 0.291^\circ/0.154^\circ$
<i>Виток 49.</i> Момент времени $t = 0$ соответствует 12:08:59 17.09.2007. $\sigma = 430\gamma/569\gamma$ , $\sigma_{\gamma_0} = 0.472^\circ/0.367^\circ$ , $\sigma_{\delta_0} = 0.347^\circ/0.383^\circ$ , $\sigma_{\beta_0} = 0.261^\circ/0.178^\circ$
<i>Виток 81.</i> Момент времени $t = 0$ соответствует 11:55:40 19.09.2007, $\sigma = 417\gamma/442\gamma$ , $\sigma_{\gamma_0} = 0.755^\circ/0.197^\circ$ , $\sigma_{\delta_0} = 0.599^\circ/0.150^\circ$ , $\sigma_{\beta_0} = 0.248^\circ/0.275^\circ$
<i>Виток 128.</i> Момент времени $t = 0$ соответствует 09:55:45 22.09.2007, $\sigma = 414\gamma/566\gamma$ , $\sigma_{\gamma_0} = 0.383^\circ/0.302^\circ$ , $\sigma_{\delta_0} = 0.240^\circ/0.266^\circ$ , $\sigma_{\beta_0} = 0.210^\circ/0.307^\circ$
<i>Виток 144.</i> Момент времени $t = 0$ соответствует 10:09:05 23.09.2007, $\sigma = 476\gamma/454\gamma$ , $\sigma_{\gamma_0} = 0.323^\circ/0.402^\circ$ , $\sigma_{\delta_0} = 0.423^\circ/0.411^\circ$ , $\sigma_{\beta_0} = 0.253^\circ/0.148^\circ$

**7. Выводы.** Аппроксимация псевдоизмерений оказалась достаточно точной. Найденные оценки  $\sigma$  меньше, чем в случае спутников Фотон-М2 и Фотон-12. Сравнение аппроксимаций показывает, что у кинематической модели стандартные отклонения аппроксимации псевдоизмерений МПЗ больше, чем у динамической. Однако, стандартные отклонения каждого отдельного параметра у кинематической модели несколько ниже, чем у соответствующего параметра, полученного динамической моделью.

Для аппроксимации вращательного движения спутника динамическая модель предпочтительней. Кинематическая же модель прекрасно подходит, как средство разного рода проверок: в частности для проверки согласованности различных видов измерений.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абрашкин В.И., Богоявленский Н.Л., Воронов К.Е., Казакова А.Е., Панкратов В.А., Сазонов В.В., Семкин Н.Д., Стратиславов Н.Р. Определение вращательного движения спутника *Фотон М-2* по данным бортовых измерений магнитного поля Земли // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2005, № 96.

2. Абрашкин В.И., Балакин В.Л., Белоконов И.В., Воронов К.Е., Иванов В.В., Зайцев А.С., Казакова А.Е., Сазонов В.В., Семкин Н.Д. Определение вращательного движения спутника *Фотон-12* по данным бортовых измерений магнитного поля Земли // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. – Москва, 2000. – №60. – с. 32.
3. Абрашкин В.И., Волков М.В., Воронов К.Е., Егоров А.В., Казакова А.Е., Панкратов В.А., Сазонов В.В., Семкин Н.Д. Определение вращательного движения спутника по данным измерений его угловой скорости и напряженности магнитного поля Земли с использованием кинематической модели движения // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2003, № 8.
4. Абрашкин В.И., Богоявленский Н.Л., Воронов К.Е., Казакова А.Е., Пузин Ю.Я., Сазонов В.В., Семкин Н.Д., Чебуков С.Ю. Определение вращательного движения спутника *Фотон-М2* по данным бортовых измерений магнитного поля Земли // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. – Москва, 2005. – №96. – с. 32.
5. Сарычев В.А., Беляев М.Ю., Кузьмин С.П., Сазонов В.В., Тянь Т.Н. Определение движения орбитальных станций *Салют-6* и *Салют-7* относительно центра масс в режиме медленной закрутки по данным измерений // Космические исследования, 1988, т. 26, № 3, с. 390-405.



Р.П. Симоньянц

## **К ВОПРОСУ АЛГОРИТМИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ РЕЛЕЙНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ**

*Рассматриваются проблемы, связанные с практическим приложением к реальным задачам управления движением решений математических задач синтеза координатного управления. Показана некорректность классического алгоритма оптимального быстродействия с обратной связью и предложена концепция построения корректных упрощенных алгоритмов. Дан критический анализ применения некорректных алгоритмов релейного управления с гистерезисом. Обсуждается вопрос управления шагом вычислений.*

**1. Введение.** При проектировании релейных динамических систем, типичным примером которых являются реактивные системы управления космическими летательными аппаратами (КЛА), необходимо знать зависимости их движения от проектных параметров объекта управления и настроек регулятора. Наиболее перспективные пути исследования таких существенно нелинейных систем современная теория управления (СТАУ) связывает с компьютерными технологиями и методами пространства состояний [1]. Цель подобных исследований – наделить систему свойствами, которые обеспечат наилучшую реализацию решаемых ею задач. Для достижения этих целей необходимо располагать соответствующим алгоритмическим обеспечением. Его разработка связана с рядом проблем, некоторые аспекты которых обсуждаются в настоящей работе.

**2. Сущность проблем.** Проблемы алгоритмического обеспечения исследований релейных динамических систем связаны, прежде всего, с построением оптимальных законов управления движением с учётом ограничений. Ключевую роль при этом играет проблема практического приложения абстрактных математических конструкций к реальным задачам управления.

К числу основных относятся проблемы, связанные с решением задач синтеза координатного управления, использующего для разработки управляющих воздействий информацию от измерителей фазовых координат (обратную связь). К важным проблемам относятся и вопросы обработки результатов измерения фазовых координат в

процессе движения для идентификации параметров системы и режимов её функционирования с целью придания управлению адаптивных свойств. Другой круг проблем связан с численным моделированием динамики управляемого движения: из-за дискретности вычислений возможны существенные ошибки.

В настоящей работе концептуально обсуждаются некоторые из перечисленных проблем. Решая вопросы, связанные с синтезом алгоритмов управления, мы исходим из следующих условий. 1. ограниченность ресурсов для управления является решающим фактором, поэтому энергетически напряжённые режимы автоколебаний и переходных процессов, например скользящие режимы, должны быть исключены. 2. Управление необходимо осуществлять с помощью алгоритмов, максимально использующих естественные условия функционирования системы и собственные движения объекта.

Наиболее жёсткие требования к алгоритмическому обеспечению предъявляют задачи синтеза управлений в процессе функционирования системы (совмещённый синтез). Высокие требования по быстродействию вычислений и точности результатов при строгом ограничении объёмов памяти ЭВМ обусловлены тем, что ряд вычислительных операций, например прогнозирующее моделирование, должны выполняться одновременно с формированием управляющих воздействий. Поэтому сложные математические модели упрощают применением декомпозиции, аппроксимации и понижения порядка.

Упрощение математической модели производится также и в целях обеспечения возможности максимально полного использования локальных аналитических решений при синтезе и из соображений наглядности геометрического толкования динамических процессов. В то же время, упрощённые нелинейные модели во многих частных случаях вполне справедливы. Даже при ещё большем упрощении, например, при допущении постоянства внешнего возмущения, такая модель может адекватно воспроизводить бесконечное разнообразие переходных и установившихся режимов [2, 3].

Однако, естественное желание упростить математическую модель путём идеализации и пренебрежения, казалось бы, совершенно незначительными отклонениями параметров от номинальных, в некоторых задачах приводит к качественно иным результатам, а порой и к невозможности реализовать заданный процесс управления. Такие задачи некорректны по Ж. Адамару [4]. Случаи использования некорректных моделей управляющих устройств нередко встречаются в научной и в учебно-методической литературе, в том числе и в трудах известных авторов. Этим обусловлено большое

число серьёзных недоразумений и ошибок, возникающих при исследованиях и при технической реализации результатов разработок, использовавших некорректные модели.

В связи с этим, в настоящей работе анализируются некоторые случаи использования некорректных алгоритмов релейного управления с обратной связью. В частности, обсуждается некорректность координатного алгоритма оптимального быстрогодействия, разработанного в классической работе Понтрягина Л.С. и др. [5], который при реализации с малыми отклонениями параметров от номинальных значений даёт далёкие от оптимальных скользящие режимы.

Обсуждаются также часто встречающиеся в литературных источниках некорректно построенные релейные алгоритмы с гистерезисом, использование которых приводит к существенным ошибкам и качественным искажениям динамических процессов.

Здесь будет уместным привести справедливое высказывание Ричарда Беллмана [6]: «Сопоставляя сложность реального физического процесса и простоту наших математических моделей, мы перестаём удивляться необходимости время от времени изменять наши формулировки для получения более точных результатов. Замечательно, однако, что глубокое понимание многих физических процессов может быть достигнуто на основе примитивных предположений об их сущности».

В настоящей работе предложены некоторые концептуальные подходы к разработке упрощённых алгоритмов координатного релейного управления. Приведён пример синтеза упрощённого алгоритма, позволяющего точно реализовать классический программный алгоритм оптимального быстрогодействия. Показано, что подобных решений может быть много.

**3. Упрощенная модель.** Рассмотрим класс релейных систем, динамика которых при определённых упрощающих условиях может быть представлена на фазовом цилиндре. К этому классу относятся системы управления ориентацией и угловой стабилизации КЛА. Приёмы упрощения уравнений движения хорошо известны. Они обоснованы рядом допущений, таких как диагональность тензора инерции, малые величины отклонений ряда переменных и др.

Уравнения управляемого движения по каждой из трёх связанных осей  $0 x_n$  ( $n=1, 2, 3$ ) ортогональной системы координат упрощением могут быть приведены к виду, позволяющему их рассматривать независимо друг от друга в одноосном, а иногда и в пространственном движении [2, 7, 8]:

$$\begin{cases} \frac{dx_n}{dt} = y_n, & \frac{dy_n}{dt} = g_n(x_n) - a_n \cdot F_{nr}(\sigma_n, \alpha_n, h_n), \\ \sigma_n = f_n(u_n, v_n), & u_n = \varphi(x_n), \quad v_n = \psi(y_n), \quad n = \overline{1, 3} \end{cases} \quad (1)$$

Здесь  $x_n$  – угловая координата объекта ( $-\pi \leq x_n \leq +\pi$ );  $y_n$  – угловая скорость движения;  $g_n(x_n)$  – эффективность возмущающего воздействия (ускорение);  $a_n = const$  – эффективность управляющего воздействия (ускорение);  $\sigma_n = f_n(u_n, v_n)$  – управляющий сигнал;  $u_n, v_n$  – информация от измерителей и преобразователей координат;  $F_n(\sigma_n)$  – релейная функция ( $F_n = -1, 0, +1$ ) с порогом чувствительности  $\alpha_n$  и петлей гистерезиса шириной  $h_n$ ;  $F_{nr}(t)$  – функция запаздывающего аргумента:  $F_{nr}(t) = F_n(t - \tau)$ ,  $\tau$  – чистое запаздывание, которое может быть различным при включении  $\tau_1$  и при выключении  $\tau_2 > \tau_1$ . Рассматривая далее один из трёх идентичных и независимых каналов управления, индекс  $n$  опускаем.

Информацию о текущем состоянии объекта, т.е. о значениях фазовых координат  $x, y$ , доставляют измерители и преобразователи в виде новых переменных  $u, v$ . При этом истинные значения измеряемых координат искажаются в соответствии с нелинейными характеристиками  $u = \varphi(x)$  и  $v = \psi(y)$ . Переменные  $u, v$  в качестве обратной связи формируют  $\sigma$  и  $F$ :

$$\begin{cases} F = F(\sigma(u, v), \alpha, h), \\ \sigma = f(\varphi(x), \psi(y)). \end{cases} \quad (2)$$

Закон управления (алгоритм управления) определяется нелинейными функциями (2). На фазовом цилиндре (на его плоской развёртке) ему отвечают линии переключения  $L_r$ ,  $r \in \overline{1, 4}$ , являющиеся границами листов фазовой поверхности  $F^-, F^0, F^+$ . Каждый из листов соответствует одному из состояний релейного регулятора:  $F = -1, 0, +1$ . Уравнения линий переключения:

$$\begin{aligned} L_r: & f(\varphi(x), \psi(y)) = c_r, \quad r = \overline{1, 4}, \\ c_1 = \alpha, & \quad c_2 = \alpha - h, \quad c_3 = -\alpha, \quad c_4 = -\alpha + h. \end{aligned} \quad (3)$$

Очевидно, что  $L_3 \subset F^0 \supset L_1$ ,  $L_2 \subset F^+$ ,  $L_4 \subset F^-$ . Фазовые траектории управляемого движения объекта в общем случае состоят из

дуг  $\Gamma_{12} \subset \Gamma^+$ ,  $\Gamma_{34} \subset \Gamma^-$  и  $\{\Gamma_{21}, \Gamma_{23}, \Gamma_{43}, \Gamma_{41}\} \subset \Gamma^0$ , концы которых лежат на соответствующих линиях переключений  $L_r$ ,  $r = \overline{1,4}$ . Угловые особые точки  $C_i^r$ ,  $r \in \overline{1,4}$  соответствуют моментам переключения релейного управления  $t_i$ , когда  $\sigma(t_i)$  достигает пороговых значений  $\sigma_r = \{-\alpha, -\alpha + h, +\alpha, +\alpha - h\}$ .

Теперь имеем возможность в символической форме описывать динамические процессы. Так, одностороннему скользящему режиму (А) или двухстороннему колебательному процессу (В) на фазовой поверхности ставим в соответствие последовательности точек

$$(A) C_1^r \rightarrow C_1^{r+1} \rightarrow C_2^r \rightarrow C_2^{r+1} \dots \rightarrow C_i^r \rightarrow C_i^{r+1} \dots, r \in \overline{1,4}; i = 1, 2, 3, \dots \text{ или}$$

$$(B) \dots C_1^r \rightarrow C_1^{r+1} \rightarrow C_1^{r+2} \rightarrow C_1^{r+3} \rightarrow C_2^r \rightarrow C_2^{r+1} \rightarrow \dots \rightarrow C_i^r \dots$$

Те же процессы можно представить последовательным объединением дуг. Например, скользящий режим переходного процесса (А) составлен из дуг  $\Gamma_{12} \subset \Gamma^+$ ,  $\Gamma_{21} \subset \Gamma^-$  в виде лестницы, заключенной между линиями  $L_1$  и  $L_2$  в петле гистерезиса:

$$\Gamma = \bigcup_i (\Gamma_{12} \cup \Gamma_{21})_i.$$

**4. Управление в большом и в малом.** Перед системой управления часто ставятся такие задачи, которые предъявляют к ней противоречивые требования. Так, при угловом маневрировании и в переходных процессах требования по устойчивости, точности и быстродействию вынуждают использовать исполнительные органы большой эффективности. А долговременная стабилизация в малой окрестности заданной ориентации предъявляет требования высокой экономичности и точности, что при большой эффективности исполнительных органов связано с рядом серьёзных трудностей.

Поэтому задачи управления целесообразно решать при помощи регуляторов переменной структуры. Они позволяют реализовать отдельно алгоритмы для управления в большом и алгоритмы для управления в малом. Одним из рациональных подходов в решении этой проблемы можно считать теорию специального вида релейно-линейных законов управления (релионов), разработанную К.А. Пупковым, К.А. Неусыпиным и А.И. Морозом [9, 10].

Согласно этой теории, релион обеспечивает в фиксированной окрестности начала координат линейное управление, а вне этой окрестности – релейные алгоритмы, построенные на основе применения нелинейных измерителей и преобразователей фазовых координат. Релейно-линейные алгоритмы управления в большом аппрок-

симируют поверхности переключения оптимального по быстродействию закона управления. Линейное управление в малом даёт гладкие траектории, переводящие фазовую точку в начало координат. Однако, линейное управление в малом не всегда удовлетворяет требованиям качества, а часто и вообще нереализуемо, например в случае реактивной системы управления КЛА. И управление в большом не всегда требует максимального быстродействия. Часто предпочтение отдаётся, например, терминальному управлению, позволяющему компромиссно удовлетворить требованиям и быстродействия, и экономичности. Это побуждает рассматривать и иные варианты логики управления.

Для управления в большом классическая теория оптимального управления даёт решение неполного синтеза, определяя программный алгоритм процесса (в функции  $t$ ). Алгоритм управления с обратной связью строится эвристически, при наличии полной информация от идеальных датчиков  $u = \varphi(x) \equiv x$ ,  $v = \psi(y) \equiv y$ .

Переход от программных алгоритмов к алгоритмам координатного управления – задача не тривиальная. А при учёте нелинейностей проблема синтеза управления становится существенно сложней. Авторы работы [9, стр. 31] в связи с этим справедливо замечают: «...Скромность прогресса в области практического использования оптимальных законов объясняется тем, что в процессе работ по выявлению различного рода условий оптимальности отчётливо не осознавалось и игнорировалось то обстоятельство, что конечной целью этих работ должны быть не абстрактно математические конструкции, а алгоритмическая форма решений». Словам этим уже 15 лет, но с ними трудно не согласиться и в наше время.

Более того, и 50 лет назад один из самых авторитетных учёных в этой области А.А. Фельдбаум обращал внимание, что практические применения теории оптимальных систем сравнительно невелики. Оценивая тенденции развития и перспективы теории оптимальных систем [11], он говорил о необходимости «...перебросить мост между теорией и практикой».

**5. Алгоритмы управления в большом.** Управление в большом переводит объект из начального состояния  $(x_0, y_0) \in \Omega_0$  в конечное  $(x_k, y_k) \in \Omega_k$  в окрестности начала координат  $(0, 0) \in \Omega_k$ , удовлетворяя требованиям по качеству. Концепцию рассматриваемого ниже решения проблемы синтеза алгоритма координатного управления проиллюстрируем на примере тривиальной классической задачи максимального быстродействия.

Поставим вопрос: единственным ли способом на основе программного алгоритма (решения задачи неполного синтеза) может быть построен алгоритм координатного (с обратной связью) оптимального по быстродействию управления? Ниже дан обоснованный ответ: нет, не единственным способом. Реализовать его можно при помощи бессчётного числа законов координатного управления. Такой ответ даёт основание искать наиболее простые пути построения координатных алгоритмов, которые не приближённо, а точно реализуют заданный программный алгоритм.

Итак, рассмотрим управляемое движение невозмущённого нейтрального объекта второго порядка. Уравнения движения (1), (2) при указанных упрощениях имеют вид:

$$dx/dt = y, \quad dy/dt = w(u, v), \quad |w| \leq a, \quad u = \varphi(x), \quad v = \psi(y) \quad (4)$$

Классическая теория оптимального управления рассматривает систему с идеальными датчиками  $u \equiv x$ ,  $v \equiv y$  и даёт решение задачи в виде следующего программного алгоритма: управление релейно  $w = -a \cdot F(\sigma)$ ,  $F(\sigma) = \text{sgn } \sigma^*(t)$  и имеет не более двух интервалов постоянства управляющего воздействия.

Вопрос о формировании функции  $\sigma = f(x, y)$  оставлен открытым. Но с привлечением эвристических соображений координатный алгоритм управления предложен [5] в виде:

$$F(\sigma) = \text{sgn } \sigma(x, y), \quad \sigma = x + |y|y/2a. \quad (5)$$

Геометрический образ алгоритма (5) – линия переключения

$$L_0^*: x + |y|y/2a = 0, \quad (6)$$

разделяющая фазовую плоскость на две области:  $F^+$  справа и  $F^-$  слева от  $L_0^*$ . Динамика движения задаётся уравнениями

$$\begin{cases} dx/dt = y, & dy/dt = -a \cdot F(\sigma), \\ F(\sigma) = \text{sgn } \sigma(x, y), & \sigma = x + |y|y/2a. \end{cases} \quad (7)$$

Каждой начальной точке  $(x_0, y_0)$  отвечает максимальный по быстродействию переход в  $(0; 0)$  по траектории  $\Gamma_{opt}(x, y) = \Gamma^- \cup \Gamma^+ \forall (x_0, y_0) \in F^-$  или  $\Gamma_{opt}(x, y) = \Gamma^+ \cup \Gamma^- \forall (x_0, y_0) \in F^+$ . Единственная точка переключения  $C^*(x_c^*, y_c^*) \in L_0^*$  определяется начальными условиями. Так,  $\forall (x_0, y_0) \in F^-$ :

$$\begin{cases} (x_0, y_0) \in \Gamma^-(x, y) \ni C^*(x_c^*, y_c^*), \\ x_c^* + (1/2a)|y_c^*|y_c^* = 0, \end{cases} \quad (8)$$

откуда, например, для случая разворота из состояния  $x_0 < 0, y_0 = 0$  в начало координат  $x_k = 0, y_k = 0$ , находим

$$x_c^* = -x_0/2, \quad y_c^* = +\sqrt{ax_0}. \quad (9)$$

**6. Некорректность классического алгоритма (5).** Поскольку ни один релейный элемент физически не может работать абсолютно без задержки, учтём её чистым запаздыванием  $\tau$ . Физически нереальна и идеализация, допускающая полное отсутствие возмущения  $g$ . Учтём и его. Уже этих, безусловно существующих, малых отклонений параметров системы от номинальных значений достаточно, чтобы убедиться в некорректности классического алгоритма координатного управления (5). Покажем это.

Общая часть неидеальной динамической модели имеет вид:

$$\begin{cases} dx/dt = y, \quad dy/dt = -a \cdot F_\tau(\sigma) + g, \\ F(\sigma) = \text{sgn } \sigma, \quad F_\tau(\sigma(t)) = F(\sigma(t-\tau)). \end{cases} \quad (10)$$

При  $g, \tau \rightarrow 0$  имеем (10)  $\rightarrow$  (5). Геометрическое место точек на фазовой поверхности, соответствующих смене знака функции  $\sigma$  – статическая линия переключения  $L_0^*$  (6). Фазовый портрет системы (10), в отличие от идеальной модели, из-за  $g \neq 0$  несимметричен. Области  $F^+(x, y)$  и  $F^-(x, y)$  заполнены семействами траекторий

$$\begin{aligned} \Gamma^+ : x &= c^+ - y^2/2(a-g); \\ \Gamma^- : x &= c^- + y^2/2(a+g), \end{aligned} \quad (11)$$

где  $c = \{c^+, c^-\}$  – константы, определяемые координатами любой из принадлежащих данной траектории точек.

При  $g = 0 \forall y > 0 L_0^* \in \Gamma^+, \forall y < 0 L_0^* \in \Gamma^-$ , и ни одна из траекторий семейства  $\Gamma^-$  не пересекает линию  $L_0^*$  в нижней полуплоскости, ни одна из траекторий  $\Gamma^+$  не пересекает  $L_0^*$  в верхней полуплоскости, а при  $g \neq 0$  картина иная. Если  $g > 0$ , и каким бы малым этот параметр не был, каждая точка  $L_0^*$ , как в верхней, так и в нижней полуплоскостях пересекается с одной из траекторий  $\Gamma^-$ .



При  $g < 0$  в силу симметрии системы наблюдаем аналогичную картину, поэтому этот случай рассматривать не будем.

Итак, линия  $L_0^* \forall y < 0$  при  $g > 0$  «облучается» двумя потоками фазовых траекторий:  $\Gamma^+$  справа от  $L_0^*$  и  $\Gamma^-$  слева от  $L_0^*$ . Поскольку переключение происходит с запаздыванием  $\tau$ , справа от  $L_0^*$  существует кривая  $(L_0^*)^-_\tau$  – геометрическое место точек истинного переключения управляющего воздействия. Эту кривую получаем при помощи операции точечного отображения сдвига, применённой к линии  $L_0^*$  фазовыми траекториями  $\Gamma^-$  за время  $\tau$ :  $(L_0^*)^-_\tau = T^-_\tau L_0^*$ ,  $T^-_\tau : (x, y) \xrightarrow{\Gamma^-(\tau)} (x_\tau, y_\tau)$ , где  $T^-_\tau$  – оператор отображения сдвига. Аналогично получается и кривая  $(L_0^*)^+_\tau = T^+_\tau L_0^*$  слева от  $L_0^*$ .

Кривые  $(L_0^*)^-_\tau$  и  $(L_0^*)^+_\tau$  образуют вокруг  $L_0^* \forall y < 0$  трубку. Наличие трубки свидетельствует о существовании скользящего режима. Изображающая точка, попав на линию  $L_0^*$  в нижней полуплоскости, продолжает движение по ступенчатой траектории, состоящей из дуг:  $\Gamma(x, y) = \Gamma_1^+ \cup \Gamma_1^- \cup \Gamma_2^+ \cup \Gamma_2^- \dots (\cup \Gamma^- \cup \Gamma^+) \dots, i = \overline{1, n}$ . Каждая дуга начинается и оканчивается на линиях  $(L_0^*)^-_\tau$  и  $(L_0^*)^+_\tau$ . При  $\tau \rightarrow 0$  длительности управляющих импульсов также стремится к нулю, а их число – к бесконечности, что не может быть реализовано. Это доказывает некорректность алгоритма (5).

Действительно, вновь обратившись к примеру оптимального по быстродействию разворота (9), но теперь для динамической модели (10), сколь угодно мало отличающейся от идеализированной (4) введёнными малыми параметрами  $g > 0$  и  $\tau$ , видим, что решение неполного синтеза при  $g \rightarrow 0$  и  $\tau \rightarrow 0$  даёт программный алгоритм релейного управления, с двумя интервалами постоянства. Но реализация этой программы применением алгоритма координатного управления (5) даёт совершенно иной процесс (рис. 1).

Алгоритм (5) адекватно обеспечивает только первый интервал постоянства – первый импульс управления движением в нижней полуплоскости. После переключения в точке  $C^*_\tau \in (L_0^*)^+_\tau$  программный алгоритм максимального быстродействия для достижения цели

управления предписывает ещё один и притом единственный интервал постоянства управляющего воздействия (один импульс), а координатный алгоритм (5) навязывает движение в скользящем режиме с многократными переключениями. Такой режим не только далёк от оптимальности, но для релейного управления вообще недопустим.

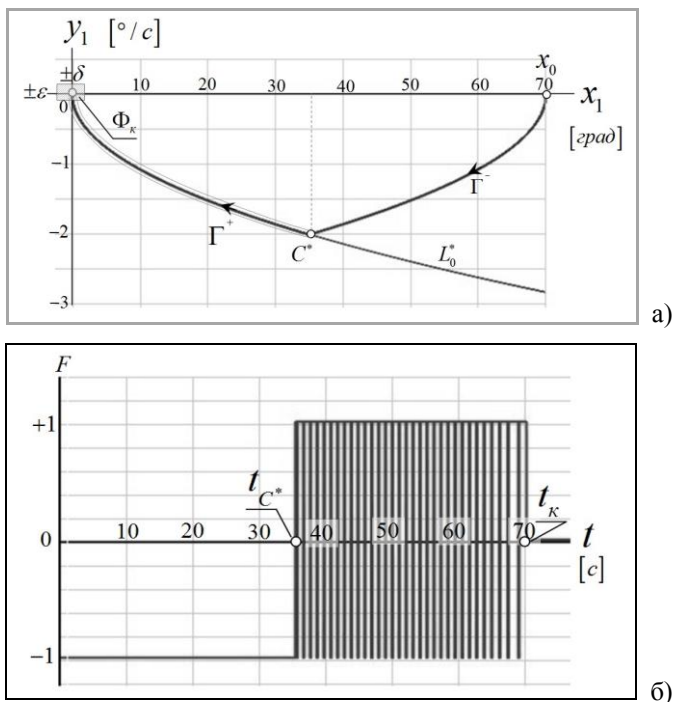


Рис. 1. Скользящий режим при реализации координатного управления по классическому алгоритму оптимального быстрого действия: а) фазовая траектория, б) функция  $F(\sigma(t))$

Заметим, что область фазовой поверхности между кривыми  $(L_0^*)^-$  и  $(L_0^*)^+$  неоднозначна. Однако, введение дополнительного условия  $\forall (x, y) \in L_0^* \quad F^* = \text{sgn } y$ , которым обычно уточняют классический алгоритм оптимального по быстрдействию координатного управления, проблему скользящего режима не устраняет.

**7. Упрощённые алгоритмы.** Теперь рассмотрим возможность реализации оптимального по быстрдействию процесса перевода изображающей точки из начального состояния в начало координат

фазовой плоскости применением иного, нежели в (5), алгоритма, а именно – релейного с линейной функцией  $\sigma = f(x, y, x_0)$ :

$$F(\sigma) = \text{sgn } \sigma, \quad \sigma = x + k(x_0) \cdot y. \quad (12)$$

Линия переключения для (12)  $L_1$  – прямая, проходящая через начало координат фазовой поверхности

$$L_1: x + k(x_0) \cdot y = 0. \quad (13)$$

Выполним параметрический синтез: найдём такое значение коэффициента  $k = k_1^*$ , которое обеспечит точное решение поставленной задачи. Точное решение предполагает, что фазовая траектория будет точно соответствовать программному алгоритму классической задачи оптимального быстродействия. Тогда координаты точки переключения нам известны и задача сводится к построению  $L_1^*$ , которая пройдёт через  $C^*(x_c^*, y_c^*)$ . Из условия  $C^*(x_c^*, y_c^*) \in L_1^*$  находим  $k_1^* = -(x_c^*/y_c^*)$ . Для случая перевода из состояния

$(x_0 < 0, y_0 = 0)$  получим  $k_1^* = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{x_0}{a}}$ . Задача решена (рис. 2).

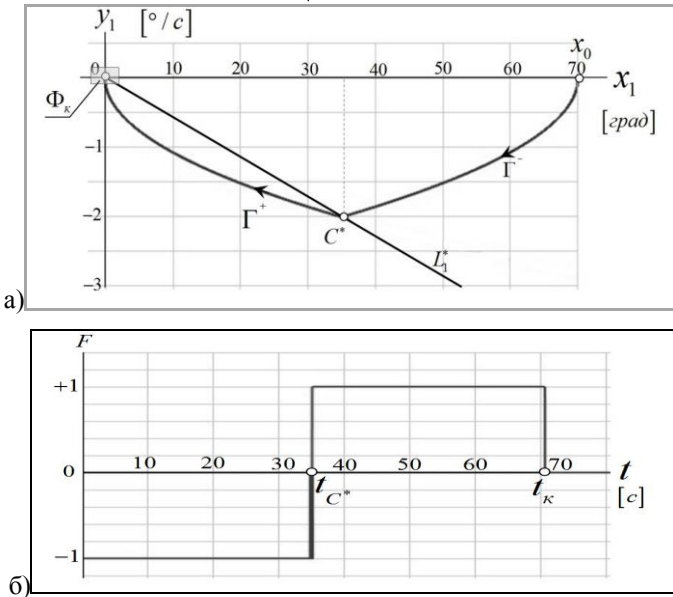


Рис.2. Управление по упрощенному координатному алгоритму оптимального быстродействия: а) фазовая траектория, б)  $F(\sigma(t))$

Существование неограниченного множества вариантов построения закона управления, реализующего для заданных начальных условий оптимальный по быстродействию перевод в начало координат, легко показать, например, вводя в систему нелинейные функции измерителей и преобразователей фазовых координат. Вернёмся к системе (4), отказавшись от упрощающего допущения, идеализирующего датчики. Ограничимся рассмотрением голоморфных функций  $\varphi(x)$  и  $\psi(y)$ , которые позволяют каждой паре значений  $(u, v)$  взаимно и однозначно поставить в соответствие точку  $(x, y)$  на фазовой поверхности.

Запишем алгоритм управления:

$$F(\sigma) = \text{sgn } \sigma, \quad \sigma = u + k \cdot v, \quad u = \varphi(x), \quad v = \psi(y). \quad (14)$$

Соответствующая линия переключений  $L_2^*$  определяется уравнением

$$L_2^* : \varphi(x) + k \cdot \psi(y) = 0 \quad (15)$$

Можно утверждать, что для каждой пары конкретных функций  $\varphi(x)$ ,  $\psi(y)$  (с учётом ограничения) найдётся такое значение коэффициента  $k = k_2^*$ , при котором линия  $L_2^*$  на фазовой поверхности пройдёт через точку  $C^*(x_c^*, y_c^*)$ . Тогда по алгоритму (12) будет реализован оптимальный по быстродействию процесс управления. Таких реализаций может быть бесчисленное множество, поскольку число конкретных функций для нелинейных характеристик измерителей и преобразователей фазовых координат безгранично велико.

Обратим внимание на ту особенность управления по алгоритму (12), которая исключает принудительное удержание движения строго на линии переключения:  $\Gamma(x(t), y(t)) \rightarrow L_0^*$ , как это реализует алгоритм (5). Алгоритм (12) реализует естественное движение управляемого объекта. Если параметры системы соответствуют номинальным значениям, цель управления будет достигнута точно за минимально возможное время.

**8. Достоинства упрощённых алгоритмов.** Изложенный подход к решению проблемы синтеза алгоритмов координатного управления легко распространить на широкий класс задач, например задач минимизации затрат энергии, задач терминального управления. Большие возможности открываются при использовании нелинейных функций измерителей и преобразователей фазовых координат. Но этот круг задач требует отдельного рассмотрения.

На примере оптимального быстродействия проанализируем те преимущества, которые может дать применение упрощённого алгоритма. Отметим, что классический алгоритм использует релейную функцию с нелинейным формированием управляющего сигнала  $\sigma(x, y)$  (5). Его функционирование основано на вычислениях в каждый момент времени величин: модуль скорости, произведение скорости на свой модуль, умножение на константу и суммирование результата с другой переменной – позиционной координатой.

Упрощённый алгоритм основан на линейном формировании управляющего сигнала (12) и требует лишь операции умножения одной переменной на константу  $k_1^*$  и суммирования результата с другой переменной. А само значение  $k_1^*$  вычисляется лишь однажды, в начальный момент времени по начальным условиям. Важно, что в процессе управляемого движения, приняв текущие значения фазовых координат за начальные, можно скорректировать  $k_1^*$  и тем самым уточнить алгоритм для последующего участка движения.

Главное же достоинство упрощённого алгоритма в том, что его применение позволяет исключить или, по крайней мере, существенно сократить скользкие режимы, возникающие при отклонении параметров от номинальных или при учёте действия возмущений и иных факторов, которыми пренебрегали при синтезе, но которые существуют в любой реальной системе.

Для обеспечения качества динамических процессов в большом, повышения точности управления, исключения или смягчения влияния скользких режимов следует изменить модель релейного регулятора, введя в логику его функционирования гистерезис  $h$  и зону нечувствительности  $\alpha$ . Такая коррекция релейного алгоритма лучше согласуется с физической сущностью реализующего его устройства. Учтём, что это устройство должно будет ещё и обеспечить необходимое качество на этапе управления в малом.

Заметим также, что введение  $\alpha \neq 0, h > 0$  в классический алгоритм с обратной связью (5) делает его работоспособным.

**9. Алгоритмы управления в малом.** Результатом работы алгоритма управления в большом является переход изображающей точки из заданной области начального состояния  $(x_0, y_0) \in \Omega_0$  в область  $(x_k, y_k) \in \Phi_k$ . Размеры  $\Phi_k$  зависят от той точности, с которой система способна реализовать это управление. Конечное состояние  $(x_k, y_k)$  суть начальные условия для финальной операции, реализа-

ция которой возложена на алгоритм управления в малом. Последний решает две задачи: 1) перевод изображающей точки из области  $\Phi_k$  в область  $\Omega_\alpha = \{(x, y) : x \leq x_\alpha \square x_k, y \leq y_\alpha \square y_k\}$  заданную величинами  $\{\pm x_\alpha, \pm y_\alpha\}$  (переходный процесс) и 2) длительное поддержание движения в области  $\Omega_\alpha$  (режим стабилизации). При этом движения должны удовлетворять предъявляемым требованиям.

Первая задача аналогична той, что решается алгоритмом управления в большом. Но, поскольку различны масштабы областей  $\Omega_0, \Phi_k, \Omega_\alpha$  и траекторий  $\Gamma_{ок}(t) : \Omega_0 \rightarrow \Phi_k$  и  $\Gamma_{к\alpha}(t) : \Phi_k \rightarrow \Omega_\alpha$ , алгоритмы, как минимум их номинальные параметры, будут различными. А в общем случае различными будут и структуры контуров управления в большом и в малом. Вторая задача принципиально иная: алгоритм должен обеспечить формирование предельного цикла  $\Gamma_n^*$ , обладающего определёнными характеристиками по точности и затратам энергии при удовлетворении ряду ограничений.

Существует большое разнообразие логических схем построения алгоритмов управления в малом. Одни из них используют полную информацию о состоянии объекта управления и их большинство. Другие основаны на применении ограниченной информации, а для обеспечения устойчивости и качества управляемых процессов используют специальные прогнозирующие фильтры. Общей основой большинства алгоритмов управления в малом служит трёхпозиционный релейный регулятор с гистерезисом.

**10. О корректности алгоритма с гистерезисом.** Регулятор должен гарантированно обеспечивать выполнение тех требований, которые диктуются условиями наиболее эффективной работы системы управления. Параметры  $\alpha, h$  должны настраиваться и быть стабильными. Неточности в алгоритме и отклонения в настройках могут привести к принципиальным ошибкам управления. Логику работы регулятора необходимо строить в строгом соответствии с принципами его устройства и физическими условиями функционирования. Среди существенных особенностей релейного регулятора наибольшее значение имеет гистерезис, порождающий свойство двузначности состояния по отношению к входному сигналу  $\sigma$ .

О необходимости изучения влияния двузначности релейных законов управления на динамику писал в работе [7, §4] академик Б.В. Рушенбах, главный специалист по системам управления ориентацией и стабилизации КЛА на предприятии, возглавляемом в то время главным конструктором, академиком С.П. Королёвым (РКК

«Энергия»). Отмечая возможность ряда качественных эффектов, связанных с двузначностью области гистерезиса и отклонениями параметров от заданных (идеальных), он дал анализ влияния этих факторов на динамику ориентации при импульсной работе системы.

В 70-ых годах в НПО машиностроения под руководством генерального конструктора, академика В.Н. Челомея был создан ряд уникальных космических аппаратов, имеющих в высокой степени совершенные системы релейного управления. Специалистами предприятия выполнены глубокие исследования динамических свойств этих систем, некоторые результаты которых нашли отражение в научной литературе [12, 13]. Авторы, не касаясь устройства и физических принципов функционирования релейного регулятора с гистерезисом, при задании математической модели системы дали корректное описание логики его работы. Двузначность в петле гистерезиса устранялась переменной, отражающей предысторию состояния.

В фундаментальной монографии «Релейные автоматические системы» [14] академик Я.З. Цыпкин описал релейный алгоритм с предысторией, привёл ясную физическую модель механического элемента, включающего потенциометр и рычажный механизм с люфтом. Казалось бы, после этих работ никакая иная модель релейного регулятора с гистерезисом применяться не будет, особенно в космической технике. Тем не менее, в научной литературе некорректные алгоритмы продолжают встречаться. Их применение нередко приводит к серьёзным ошибкам и недоразумениям.

При разработке систем релейного управления или математическом моделировании их динамики использование некорректных алгоритмов может привести не только к существенным количественным ошибкам, но и качественно иным результатам. Поэтому остановимся на этом вопросе несколько подробнее.

Обратим внимание, что логические ошибки релейных алгоритмов, к сожалению, не всегда очевидны. Более того, они весьма правдоподобны. Нередко, применяя релейный регулятор с гистерезисом о неоднозначности вообще не упоминается и читателю остаётся лишь догадываться, верно ли алгоритм работает или с ошибками. А коварство этих ошибок в том, что проявляются они не во всех режимах. Ниже рассмотрено несколько примеров типовых ошибок в опубликованных работах ряда известных авторов. Но прежде, чем рассматривать эти ошибки алгоритмов и анализировать вызываемые ими последствия, рассмотрим логику корректного алгоритма.

**11. Корректный алгоритм с гистерезисом.** Модель трёхпозиционного релейного регулятора с гистерезисом, которую мы используем при формировании закона управления (2), может быть описана релейной функцией  $F(\sigma(t), \alpha, h)$ ,  $F \in \{-1, 0, +1\}$ . Однозначно функция определена лишь в трёх областях значений аргумента  $\sigma$ :

$$F(\sigma(t), \alpha, h): F = -1 \forall \sigma \leq -\alpha, F = 0 \forall |\sigma| < \alpha - h, F = +1 \forall \sigma \geq \alpha, \quad (16)$$

а в областях гистерезиса

$$\alpha > |\sigma| > \alpha - h \quad (17)$$

она неоднозначна и нуждается в доопределении.

Действительно, подставляя в (1) значения  $F \in \{-1, 0, +1\}$ , получим локальные решения – три семейства фазовых траекторий:

$$\Gamma^- = \Gamma^-(x, y) \forall F = -1; \Gamma^0 = \Gamma^0(x, y) \forall F = 0; \Gamma^+ = \Gamma^+(x, y) \forall F = +1.$$

Каждой точке  $(x_i, y_i)$ , принадлежащей одной из трёх областей однозначности (16), соответствует одна и только одна фазовая траектория: или  $\Gamma_i^-$ , или  $\Gamma_i^0$ , или  $\Gamma_i^+$ . В областях гистерезиса каждой точке  $(x_i, y_i)$  соответствуют различные траектории:  $\Gamma_i^0$  и  $\Gamma_i^+$  или  $\Gamma_i^0$  и  $\Gamma_i^-$ , что противоречит принципу единственности решения.

Чтобы разобраться в этом обратимся к физической сути работы релейного регулятора, применяемого в системах управления КЛА. Он называется нелинейным усилителем (НУ) и представляет собой электронный прибор, на вход которого подаётся управляющий сигнал  $\sigma$ , а на выходе вырабатывается команда управления  $F \in \{-1, 0, +1\}$  (например, в виде напряжения  $\{\pm 26 \text{ В}; 0\}$ ). Петля гистерезиса формируется как жёсткая положительная обратная связь (ОС), охватывающая НУ. Коэффициент усиления ОС равен  $h$ .

Для разомкнутой цепи ОС характеристика НУ описывается однозначной релейной функцией с зоной нечувствительности  $\alpha$ :  $F(\sigma(t), \alpha) = (1/2)[\text{sgn}(\sigma(t) - \alpha) + \text{sgn}(\sigma(t) + \alpha)]$ . Переключение управляющей команды  $F$  происходит при  $\sigma = \pm \alpha$ . При замкнутой ОС после включения НУ к управляющему сигналу прибавляется сигнал ОС:  $\sigma(t) + h \cdot F(t)$ . Из-за инерционности НУ сигнал ОС приходит с запаздыванием  $\tau_0 \square \tau \in \{\tau_1, \tau_2\}$ . Следовательно, на входе будет:  $\sigma(t) + h \cdot F_0(t)$ , где  $F_0(t) = F(t - \tau_0)$  или условно  $F_0(t) = F(t - 0)$ . При таком устройстве алгоритм релейного регулятора приводится к виду:



$$F(\sigma(t), F_0(t), \alpha, h) = \frac{1}{2} [\operatorname{sgn}(\sigma(t) - \alpha + h \cdot F_0(t)) + \operatorname{sgn}(\sigma(t) + \alpha + h \cdot F_0(t))]. \quad (18)$$

Алгоритм (18) доопределяет релейную функцию  $F(t)$  так:

$$\forall |\sigma(t)| \in (\alpha - h, \alpha) \quad F(t) = F_0(t). \quad (19)$$

Или словесно: для любого значения аргумента  $\sigma(t)$  в пределах петли гистерезиса релейная функция управления  $F(t)$  определяется предысторией – принимает то значение, которое она имела в предшествующий момент времени.

Таким образом, неоднозначность устранена путём введения в состав аргумента ещё одной переменной – самой функции в предшествующий момент времени  $F_0(t)$ . Однако геометрически фазовые траектории внутри зоны гистерезиса могут самопересекаться. Избавиться от неоднозначности геометрического представления движений в области гистерезиса можно путём введения римановых поверхностей. Функцией  $F(\sigma(x, y), F_0(t), \alpha, h)$  фазовый цилиндр разбивается на три листа  $F^-$ ,  $F^0$  и  $F^+$ , каждому из которых соответствуют значения  $F = -1$ ,  $F = 0$  и  $F = +1$ . В областях гистерезиса  $F^- = F^- \cap F^0$ ,  $F^+ = F^+ \cap F^0$  листы перекрываются, нависая один над другим. При этом самопересечение устраняется, поскольку фазовая траектория пересекается уже не сама с собой, а со своей проекцией.

**12. Критика некорректных алгоритмов.** Проанализируем некоторые из некорректных алгоритмов. Ограничимся несколькими примерами, но важными в связи с тем, что встречаются в литературе, адресованной инженерам и научным работникам, занимающимся проектированием систем управления летательными аппаратами.

Так, в справочном издании [15, с. 11, 12] алгоритм трёхпозиционного релейного регулятора с гистерезисом, если записать его в принятых нами обозначениях, представлен в виде:

$$F = \begin{cases} +1 & \text{при } \sigma \geq \alpha \text{ и } F(\sigma_0) = +1, \\ 0 & \text{при } |\sigma| < \alpha - h \text{ и } F(\sigma_0) = 0, \\ -1 & \text{при } \sigma \leq -\alpha \text{ и } F(\sigma_0) = -1, \end{cases} \quad (20)$$

где  $F(\sigma_0)$  определено как начальное условие по координате  $\sigma$  «в момент смены уравнений движения». Даже если это условие толковать как  $F_0(t) = F(t-0)$ , алгоритм (20) – не корректный. Состояния регулятора в области гистерезиса не определены, а в области однозначности без необходимости введено доопределение.

Рассмотрим другой некорректный релейный алгоритм с гистерезисом, предложенный авторами известных книг по управлению ориентацией и стабилизации КЛА [16, с.170], [17, с.129]. Логика этого алгоритма в принятых нами обозначениях имеет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{при } d\sigma/dt > 0 \quad F = \begin{cases} +1 & \text{при } \sigma > \alpha, \\ 0 & \text{при } -\alpha + h < \sigma < \alpha, \\ -1 & \text{при } \sigma < -\alpha + h; \end{cases} \\ \text{при } d\sigma/dt < 0 \quad F = \begin{cases} +1 & \text{при } \sigma > \alpha - h, \\ 0 & \text{при } -\alpha < \sigma < \alpha - h, \\ -1 & \text{при } \sigma < -\alpha. \end{cases} \end{array} \right. \quad (21)$$

В зоне гистерезиса (21) доопределяется иначе, чем алгоритм (18):

$$\left\{ \begin{array}{l} \forall \sigma \in (\alpha - h, \alpha) \quad F = 0, \text{ если } d\sigma/dt > 0; \quad F = +1, \text{ если } d\sigma/dt < 0; \\ \forall \sigma \in (-\alpha, -\alpha + h) \quad F = 0, \text{ если } d\sigma/dt < 0; \quad F = -1, \text{ если } d\sigma/dt > 0. \end{array} \right. \quad (22)$$

Применение алгоритма (21) требует информации о производной  $d\sigma/dt$ . Уже одно это проблематично, поскольку в реальной системе управляющий сигнал зашумлён. Кроме того, во многих случаях, представляющих практический интерес, алгоритм (21), в отличие от корректного алгоритма (18), в зоне гистерезиса (22) реализует иные процессы, не соответствующие истине.

Впечатление идентичности алгоритмов (21) и (18) складывается при квазистатических испытаниях (плавное изменение  $\sigma$  от  $\sigma < -\alpha$  до  $\sigma > +\alpha$  и обратно). Идентичными будут также и все движения системы при  $g = 0$ .

Ещё один пример применения некорректного алгоритма возьмём из работы [18]. Авторы дают математическую модель релейного регулятора в виде [18, с. 52]:

$$F = \begin{cases} +1 & \text{при } \sigma \geq \alpha, \quad d\sigma/dt > 0, \quad \sigma > \alpha - h, \text{ если } F_0 = +1; \\ 0 & \text{при } \begin{cases} -\alpha + h \leq \sigma < \alpha, \quad d\sigma/dt > 0, \\ -\alpha < \sigma \leq \alpha - h, \quad d\sigma/dt < 0, \quad |\sigma| < \alpha, \quad F_0 = 0, \end{cases} \\ -1 & \text{при } \sigma \leq -\alpha, \quad d\sigma/dt < 0, \quad \sigma < -\alpha + h, \text{ если } F_0 = -1 \end{cases} \quad (23)$$

где  $F_0 = F(t_0)$  – начальное значение  $F$ .

Даже если допустить, что имеется в виду не  $F_0 = F(t_0) = const$ , а  $F_0 = F_0(t) = F(t-0)$ , алгоритм не обеспечивает адекватности. Например, без необходимости и неверно доопределены однозначные

области:  $F = +1 \forall \sigma \geq \alpha, d\sigma/dt > 0$ ;  $F = -1 \forall \sigma \leq -\alpha, d\sigma/dt < 0$ . Алгоритм не отвечает на запрос аргументов: чему равна функция  $F \forall \sigma \geq \alpha$  при  $d\sigma/dt < 0$  или  $\forall \sigma \leq -\alpha$  при  $d\sigma/dt > 0$ ?

**13. Анализ влияния некорректности алгоритма.** Чтобы оценить влияние некорректности в логике алгоритмов, сравним динамику системы при управлении по (21) и по (18).

Проведём мысленный эксперимент. Возьмём в окрестности оси  $0x$  на поверхности листа фазовой поверхности  $F^0$  начальную точку  $(x_0, y_0)$ , положив  $y_0 = \varepsilon > 0$ , где  $\varepsilon$  – сколь угодно малая величина. В случае  $g = 0$  изображающая точка будет практически неподвижна, медленно дрейфуя вдоль  $0x$  в положительном направлении. Допустим, что  $\sigma_0(x_0, \varepsilon) \in (\alpha - h, \alpha) \in F^0$  и оба алгоритма дают  $F(t) = 0$ . Добавим к сигналу  $\sigma$  гармоническую составляющую  $\delta \cdot \sin \omega t$ ,  $\delta \approx \varepsilon$ . Тогда  $(d\sigma/dt) \approx \delta \omega \cdot \cos \omega t$  станет знакопеременной функцией и алгоритм (21) в зоне гистерезиса даст дополнительные включения с короткими импульсами  $t_u < \pi/\omega$ . Эти включения могут быть неоднократными. Однако, корректный алгоритм (18) при тех же условиях даёт стабильное значение  $F(t) = 0$  и нет никаких дополнительных включений.

Такое различие в поведении системы при использовании рассматриваемых алгоритмов имеет принципиальный характер: алгоритм (18) в области петли гистерезиса фильтрует периодическую составляющую управляющего сигнала достаточно малой амплитуды (включая шум). При этом дополнительные переключения в зоне неоднозначности невозможны, а величина минимальной длительности импульсов определяется регулируемой величиной  $h$ . Алгоритм (21) в зоне гистерезиса допускает режимы с многократными переключениями. Ограничения по длительности и частоте импульсов определяются лишь запаздыванием  $\tau$ . Это может привести к нежелательным явлениям высокочастотного зуммирования.

Рассмотрим искажения характерных динамических режимов, вносимые алгоритмом (21) в сравнении с (18) при  $g \neq 0$ . Возьмём для определённости  $g = const$ . В переходных и автоколебательных процессах на фазовой поверхности наиболее типичными будут петлевые движения. Петля представляет собой дугу фазовой траектории  $\Gamma^0(x, y)$  на листе  $F^0$ , на которой изображающая точка под действием возмущения изменяет знак скорости  $y$  и совершает возвратное

движение. При  $g > 0$  смена знака скорости  $y(t)$  происходит на оси  $Ox$  в точках отрезка  $x \in (-\alpha, +\alpha)$ , включая области гистерезиса.

Тогда из начального состояния  $x_0 \in (-\alpha + h, -\alpha)$ ,  $y_0 = \varepsilon < 0$ , изображающая точка движется так, что на интервале  $(t_0, t_m)$ , где  $t_m = \varepsilon/g$ , имеем  $d\sigma/dt < 0$ , а  $\forall t > t_m$   $d\sigma/dt > 0$ . Следовательно, в точке  $t_m$  при управлении по алгоритму (21) происходит переключение релейного регулятора:  $F(t_m - 0) = 0 \rightarrow F(t_m + 0) = -1$ , в то время как по алгоритму (18) функция управления  $F(t)$  сохраняет своё значение  $F = 0$  и никаких переключений нет. Это означает, что в области гистерезиса при управлении по алгоритму (21) петлевые движения невозможны.

Таким образом, применяя логику алгоритма (21), мы лишаемся возможности наблюдать и исследовать ряд важных с точки зрения практики свойств динамических систем рассматриваемого класса. Например, если принять в (1)  $g(x) = -g_m \sin 2(x + \xi)$  (возмущение от действия на КЛА гравитационного момента,  $g_m$  – максимальное значение,  $\xi$  – смещение точки равновесия), то при управлении по алгоритму (18) в системе можно наблюдать пассивные периодические движения без затрат энергии, отображаемые замкнутыми фазовыми траекториями  $\Gamma_0^*$  на листе  $F^0$ , включая области гистерезиса. Алгоритм (21) эту область сужает до пределов  $-\alpha + h < x < +\alpha - h$ .

Бифуркации исчезновения предельных циклов с петлевыми движениями в системе с алгоритмом управления (18) происходят при касании петлевой траекторией линий включения  $L_1$  или  $L_3$ , а в случае применения алгоритма (21) эти бифуркации происходят на линиях  $L_2$  или  $L_4$  в зависимости от знака  $g$ . Это приводит к существенным ошибкам в расходно-энергетических характеристиках.

**14. Управление шагом вычислений.** При выборе шага вычислений  $\Delta t$  необходимо исходить из условий обеспечения максимальной точности результата с учётом особенностей динамики системы и ограниченности ресурсов. Например, моделируя участки движения  $\{\Gamma_{21}, \Gamma_{23}, \Gamma_{43}, \Gamma_{41}\} \subset \Gamma^0$  с выключенным управлением применим крупный шаг  $\Delta t_1 < \xi_1 \cdot \min\{(t_1 - t_2)_i, (t_3 - t_2)_i, (t_3 - t_4)_i, (t_1 - t_4)_i\}$ ,  $\xi_1 < 1$  а на участках с включённым управлением  $\Gamma_{12} \subset \Gamma^+$ ,  $\Gamma_{34} \subset \Gamma^-$

малый шаг  $\Delta t_2 : C_{3,j} \rightarrow C_{4,i} \dots \Rightarrow \Delta t_2 < \xi_2 \cdot \min\{(t_1 - t_2)_i, (t_3 - t_4)_i\}$ ,  $\xi_2 < \xi_1$ . Надлежащий учёт влияния чистого запаздывания на динамику можем обеспечить лишь при достаточно малых значениях  $\Delta t_2 < \tau$ . Поскольку влияние  $\tau$  тем больше, чем сильнее неравенство  $(g/a) \ll 1$ , то при  $(g/a) \ll 1$  необходимо потребовать  $\Delta t_2 \ll \tau$ .

Однако, столь упрощенный подход к выбору шага  $\Delta t$  часто приводит к серьёзным затруднениям. Во-первых, участки с короткими импульсами управляющего воздействия и длительными интервалами свободного движения могут быть весьма протяжёнными и многочисленными, что влечёт за собой значительное увеличение времени вычислений. Во-вторых, при  $(g/a) \ll 1$  часто встречаются кратковременные участки свободного движения, соизмеримые с  $\tau$ . Это означает, что если выбрать  $\Delta t_1 \geq \tau$ , то подобные участки могут выпасть из рассмотрения и модель будет искажать решение.

Выход из противоречия даёт применение переменного шага. Алгоритм управления процессом вычислений должен реализовать логику изменения шага, основанную на анализе текущих характеристик динамического процесса и прогнозировании предстоящих изменений состояния системы. Краткосрочное прогнозирование состояния целесообразно осуществлять с применением приближённых моделей и аналитических зависимостей, построенных на их основе.

Краткосрочное прогнозирование следует ограничить интервалом времени до ближайшего переключения релейного регулятора. При этом могут быть использованы простые уравнения соответствующих дуг фазовых траекторий  $\Gamma^0, \Gamma^+, \Gamma^-$  и отрезков линий переключения  $L_r$ . В процессе краткосрочного прогнозирования точность определения фазовых координат особых точек можно существенно повысить (в рамках приближенной модели) применением итерационного алгоритма вычисления с дроблением шага при каждой очередной итерации.

Для формирования алгоритма управления процессом вычислений необходимо располагать информацией о характеристиках динамического режима в текущий момент времени. В целях получения таких характеристик следует использовать соответствующие идентификационные алгоритмы. В их задачи входит определение интервалов времени, скважности работы управляющего устройства (относительного времени или безразмерного расхода энергии), эффективности возмущающего воздействия и др.

Подобная модернизация алгоритмического обеспечения наиболее актуальна для жёстких систем релейного управления, когда эффективность управляющего воздействия велика и, соответственно, высока скорость изменения фазовых координат объекта. Убедиться в этом можно, анализируя конкретный пример динамики жёсткой системы релейного управления, реализованный на разработанной в работе [2] модели.

**15. Пример жёсткого управления.** В рассматриваемой системе функции  $u(x, \gamma_i)$   $i=1,2,3$  и  $v(y, \beta_j)$   $j=1,2$  заданы в виде:

$$\begin{cases} u = x - \gamma_1 \cdot \operatorname{sgn} x & \forall |x| \in (\gamma_1, \gamma_2), \\ u = (\gamma_2 - \gamma_1) \cdot \operatorname{sgn} x & \forall |x| \in (\gamma_2, \gamma_3), \\ u = 0 & \forall |x| \leq \gamma_1, \forall |x| \geq \gamma_3; \end{cases} \text{ и } \begin{cases} v = y - \beta_1 \cdot \operatorname{sgn} y & \forall |y| \in (\beta_1, \beta_2), \\ v = (\beta_2 - \beta_1) \cdot \operatorname{sgn} y & \forall |y| \geq \beta_2, \\ v = 0 & \forall |y| \leq \beta_1 \end{cases}$$

Исходные данные возьмём из области реальных значений:  $a = 2,245 \cdot 10^{-2} \text{ рад}/c^2$ ,  $g = -7,6 \cdot 10^{-7} \text{ рад}/c^2$ ,  $\alpha = 0,4^\circ$ ,  $h = 0,1^\circ$ ,  $\tau = \{\tau_1, \tau_2\}$ ,  $\tau_1 = 0,05 \text{ с}$ ,  $\tau_2 = 0,07 \text{ с}$ ,  $k = 11,6 \text{ с}$ ,  $\gamma_1 = 0,15^\circ$ ,  $\gamma_2 = 1,2^\circ$ ,  $\gamma_3 = 2,5^\circ$ ,  $\beta_1 = 0,04\%$ ,  $\beta_2 = 0,3\%$ . Начальные условия:  $t = t_0$ ,  $x_0 = -2,6^\circ$ ,  $y_0 = 0$ .

При заданных исходных данных имеем жесткое управление, поскольку, во-первых, величина  $|g/a| \approx 3 \cdot 10^{-5} \ll 1$ . Во-вторых, параметр  $a \cdot \tau_2 \approx 0,09\%$ , характеризующий влияние чистого запаздывания, велик: превышает порог чувствительности датчика скорости  $\beta_1$ .

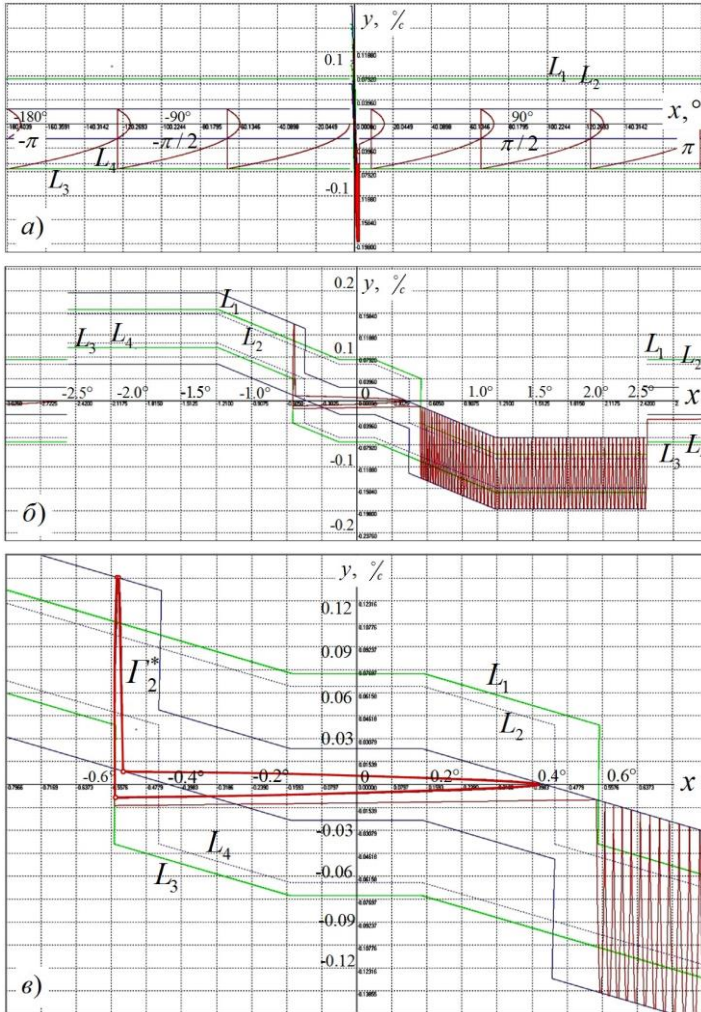
Поскольку  $x_0 < -\gamma_3$ , переходный процесс начинается за пределами поля зрения датчика ориентации, имеет характер ротации и протекает в скользящем режиме из начального состояния через  $x = \pm\pi$  по фазовому цилиндру к границе поля зрения  $x = +\gamma_3$ :

$$(-\gamma_3, 0) \rightarrow C_1^3 \rightarrow C_1^4 \rightarrow C_2^3 \dots (\pm\pi, y_\pi) \dots \rightarrow C_j^1 \rightarrow C_i^2 \rightarrow C_{j+1}^1 \dots (+\gamma_3, y_{\gamma_3}).$$

Затем изображающая точка входит в поле зрения датчика и начинается второй этап переходного процесса (рис. 2). Он протекает  $T_{<\gamma_3} \approx 524 \text{ с}$  в скользящем режиме в узкой полосе вдоль оси  $Ox$  и завершается установлением двухимпульсного предельного цикла:

$$\Gamma_2^* : C_1^3 \rightarrow C_1^4 \rightarrow C_1^1 \rightarrow C_1^2 \rightarrow C_1^3. \quad (24)$$

Движение на участке  $|x| > \gamma_3$  протекает  $T_{>\gamma_3} \approx 4328 \text{ с}$ . Это на порядок больше времени переходного процесса  $T_{<\gamma_3}$  в поле зрения ( $|x| < \gamma_3$ ). За время  $T_{>\gamma_3}$  происходит лишь 6 включений управления.



**Рис.2. Фазовые траектории для примера жёсткого управления:**  
 а) весь процесс на развёртке фазового цилиндра, б) фрагмент в пределах поля зрения датчика угла, в) в окрестности предельного цикла  $\Gamma_2^*$

На этих коротких интервалах включений ( $t_u \approx 0.08 \text{ c}$ ) происходят такие принципиально важные изменения параметров фазовой траектории, которые определяют последующее движение на длительных интервалах времени. Конкретно: за время импульса  $0,08 \text{ c}$

скорость изменяется примерно на 0,1%. Алгоритм управления позволяет удерживать движение в окрестности оси  $Ox$  на фазовой поверхности в пределах  $+0.0242 \geq y \geq -0.0745$  [°]. Угловое расстояние между двумя импульсами в этом движении равно  $56,7^\circ$ .

Ошибка в определении координат скорости в моменты выключения при дискретизации времени с шагом  $\Delta t = 0,01$  с составляет 0,0129% ( $\approx 17\%$ ). Эта погрешность влечёт за собой другую – ошибку определения интервала времени между импульсами равную 294 с. Столь большие ошибки недопустимы, они приводят к качественным ошибкам при моделировании динамики управляемого движения. С другой стороны, более мелкий шаг, например  $\Delta t = 0,001$  с приводит к чрезмерному затягиванию вычислений. Так, на интервале переходного процесса  $T_{>\gamma_3}$  за пределами поля зрения  $|x| > \gamma_3$  потребуется выполнить более  $4 \times 10^9$  шагов вычислений.

Аналогичные противоречия наблюдаются и в установившихся режимах.  $\Gamma_2^*$  (24) – особый предельный цикл, удивительные свойства которого следует рассматривать отдельно. Здесь же мы отметим лишь то, что если не обеспечить достаточно высокой точности вычислений, численным моделированием получить его невозможно. Действительно, в формировании траектории этого предельного цикла принципиальное значение имеет величина разности длительностей импульсов положительного  $t_u^+$  и отрицательного  $t_u^-$  управляющих воздействий. Но они и сами величины малы по сравнению с длительностью участка свободного движения  $t_2 - t_3 = 415$  с между точками  $C_1^2 \rightarrow C_1^3$ , а их разность соизмерима с шагом  $\Delta t$ :

$$t_u^- = t_2 - t_1 = 0,100 \text{ с}, \quad t_u^+ = t_4 - t_3 = 0,115 \text{ с} \Rightarrow t_u^+ - t_u^- = 0,015 \text{ с}.$$

**16. Выводы.** Рассмотрен ряд проблем, связанных с практическим приложением к реальным системам управления математических решений задач синтеза координатного управления.

Показана некорректность классического алгоритма оптимального быстрогодействия с обратной связью: при малых отклонениях параметров системы от номинальных значений он приводит к энергетически напряжённому скользящему режиму.

Предложена концепция построения упрощенных корректных алгоритмов, позволяющих точно реализовать процесс оптимального управления. Показано, что таких законов координатного управления может быть неограниченно много. Приведён пример реализации оптимального быстрогодействия релейным алгоритмом с линейным



формированием управляющего сигнала, который наиболее полно реализует естественные движения объекта.

Дан критический анализ применения некорректных релейных алгоритмов с гистерезисом в задачах управления движением в малом. Показано, что использование таких алгоритмов, к сожалению часто встречающихся в научно-технической литературе, сопряжено с возможностью существенных погрешностей и принципиальных ошибок, качественно искажающих динамику системы.

Рассмотрен также вопрос о повышении точности моделирования за счёт управления шагом вычислений. Показано, что эта проблема наиболее актуальна для релейных систем при жёстком управлении. Высокая чувствительность моделируемых процессов к шагу вычислений характерна для систем с большой эффективностью исполнительных органов при наличии запаздывания и нелинейности измерителей фазовых координат. На конкретном примере показано, что компромиссный выбор шага часто не даёт требуемого результата. Обсуждаются пути построения алгоритмов управления шагом на основе идентификации динамических режимов.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Методы исследования нелинейных систем автоматического управления. Под редакцией Нелепина Р.А. М.: Наука, 1975.
2. Симоньянц Р.П., Будыка С.М. Компьютерная модель нелинейной динамики угловой стабилизации космического аппарата.- Аэрокосмические технологии: Труды ВНТК. / Под ред. Симоньянца Р.П. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003.
3. Симоньянц Р.П., Елькин Е.Е. Применение ЭВМ в исследовании нелинейных динамических систем. – М.: Изд-во МГТУ, 1989. –40с.
4. Энциклопедический словарь. Математика. – М.: «БРЭ», 1998
5. Понтрягин Л.С, Болтянский В.Г., Грамкредидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. – М.: Физматгиз, 1961
6. Беллман Р. Процессы регулирования с адаптацией. – М.: Наука, 1964, стр. 26.
7. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. – М.: Наука, 1974. –600с.
8. Гаушус Э.В. Исследование динамических систем методом точечных отображений – М.: Наука, 1976. –368с.
9. Пупков К.А, Неусыпин К.А. Вопросы теории и реализации систем управления и навигации. – М., Биоинформ, 1997. – 368 с.
10. Пупков К.А, Мороз А.И. К теории релейно-линейных законов управления. Problems of control and Information Theory, Vol. 5 (5,6), 1976, p. 401 - 409

11. Фельдбаум А.А. Основы оптимальных автоматических систем. - М.: Физматгиз, 1963. – 552 с.
12. Фролов А.Ф. Исследование нелинейной системы одного типа методом точечных преобразований. – Автоматика и телемеханика, №2, 1971, с.15
13. Самойлов В.Е., Ильин И.П. Исследование релейной системы с аperiodической обратной связью. В кн. Методы синтеза нелинейных систем автоматического управления. / Под ред. С.М. Федорова. – М.: изд-во Машиностроение, 1970.
14. Цыпкин Я.З. Релейные автоматические системы. – М.: Наука, 1974с.
15. Марчуков Б.А. Проектирование систем управления методами фазовой плоскости. – М.: Машиностроение, 1976. – 248 с.
16. Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г. Управление космическими летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1974. – 340 с.
17. Разыграев А.П. Основы управления полётом космических аппаратов и кораблей. – М.: Машиностроение, 1977. – 472 с.
18. Петров В.В., Гордеев А.А. Нелинейные сервомеханизмы – М.: Машиностроение, 1979. – 741 с.

Р.П. Симоньянц, П.В. Аверьянов

## **ПЕРЕОРИЕНТАЦИЯ КЛА ПРИМЕНЕНИЕМ УПРОЩЕННОГО АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ**

*Рассматривается задача управления ориентацией связанных осей космического аппарата. Показана возможность реализации ограниченных по времени и затратам энергии поворотов КЛА относительно центра масс применением упрощённых релейных алгоритмов координатного управления.*

**1. Введение.** Пространственный поворот связанных с космическим летательным аппаратом (КЛА) осей относительно опорной системы координат – типичная задача управления ориентацией и стабилизации, практическая реализация которой до настоящего времени не утратила своей актуальности.

Существует традиционный способ переориентации тремя последовательными вращениями на определённые углы. При этом управление строится на основе двух алгоритмов. Первый алгоритм формирует программное движение в большом, второй – обеспечивает стабилизацию движения в малом. Программное управление ищется методами теории оптимального управления с использованием приближенных аналитических и численных решений.

Получили распространение и задачи управления ориентацией в кинематической постановке. В них математической моделью служат кинематические уравнения в кватернионах, а в качестве управлений – проекции угловой скорости вращения на связанные оси [1]. Такие задачи имеют определённую теоретическую ценность, но для обеспечения практических приложений необходимо от них перейти к динамическим моделям, как это сделано в [2, 3]. Вопросы переориентации рассматривались также в [6, 7, 8, 9] и ряде других работ.

В [3], например, синтез алгоритма управления ориентацией осуществлён применением принципа экстенсивного (направленного) управления. Система формирует такой ограниченный по величине вектор момента, который обеспечит вращение КЛА вокруг оси Эйлера за один поворот в течение времени, не превышающего заданное. Предложенный авторами работы [3] программный алгоритм оптимального экстенсивного управления предусматривает вычисление в бортовом компьютере параметров, определяющих направление

вращения, результирующий угол поворота и величин управляющих моментов относительно связанных осей. Для вычислений разработан аналитический аппарат, основанный на упрощенной математической модели движения КЛА при отсутствии возмущающих моментов и наличии полной информации о состоянии объекта.

Поскольку реализация такого алгоритма требует значительных усилий, возникает вопрос о целесообразности столь сложного формирования алгоритмов управления пространственной ориентацией. Стоит ли навязывать объекту искусственную динамику, требовать точного исполнения сложного алгоритма, если сам алгоритм построен на основе упрощенной модели движения? Представляется естественным упростить и сам координатный алгоритм [4].

**2. Постановка задачи.** Исследуется вопрос переориентации связанных осей КЛА относительно опорных осей применением упрощенных координатных алгоритмов управления с учётом влияния возмущающих моментов. Упрощенный алгоритм поворота строим, используя параметрически управляемый трёхпозиционный релейный регулятор с линейным формированием входного сигнала [4]. Параметрическое управление реализуем за счёт изменения структуры регулятора в процессе управления и применения нелинейного фильтра позиционной координаты.

Управление ориентацией осуществляем, используя в качестве исполнительных органов одноосные маховики. Синтезируя упрощенный алгоритм, требуем от него обеспечения при определённых условиях близости либо к оптимальному быстродействию, либо к терминальному управлению. Одно из основных требований – устранение некорректности координатных алгоритмов и исключение скользких режимов.

**3. Уравнения движения.** Рассмотрим две правые декартовы системы координат с началом в центре масс КЛА: связанные оси  $X_i$  и опорные оси  $X_{0i}$ ,  $i = \overline{1,3}$ . Оси  $X_i$  совпадают с главными центральными осями инерции. В качестве опорных возьмём оси орбитальной системы координат. Взаимное положение координатных осей зададим матрицей направляющих косинусов  $\|a_{ij}\|$  преобразования  $X_{0i} \rightarrow X_i$  и углами  $x_n$ , приняв ракетную последовательность трёх конечных поворотов: тангаж  $x_3 \rightarrow$  курс  $x_2 \rightarrow$  крен  $x_1$ . Введя обозначения  $s_i = \sin x_i$ ,  $c_i = \cos x_i$ , таблицу значений направляющих косинусов  $a_{ij}$  ( $i, j = 1, 2, 3$ ) представим в виде:

Таблица 1

$a_{11} = c_3 c_2$	$a_{12} = s_3 c_2$	$a_{13} = -s_2$
$a_{21} = -c_1 s_3 + s_1 s_2 c_3$	$a_{22} = c_1 c_3 + s_1 s_2 s_3$	$a_{23} = s_1 c_2$
$a_{31} = c_1 s_2 c_3 + s_1 s_3$	$a_{32} = c_1 s_2 s_3 - s_1 c_3$	$a_{33} = c_1 c_2$

Проекции  $\omega_i$  вектора  $\vec{\omega} = \sum_{i=1}^3 \omega_i \vec{e}_i$  на оси  $X_i$  выражаются через производные  $\dot{x}_i = dx_i/dt$  в форме кинематических уравнений:

$$\begin{cases} \omega_1 = \dot{x}_1 - (\dot{x}_3 - \omega^*)s_2, \\ \omega_2 = \dot{x}_2 c_1 + (\dot{x}_3 - \omega^*)s_1 c_2, \\ \omega_3 = (\dot{x}_3 - \omega^*)c_1 c_2 - \dot{x}_2 s_1, \end{cases}$$

где  $\omega_*$  – угловая скорость орбитального движения. Разрешая их относительно  $\dot{x}_i$ , получим

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = \omega_1 + s_2 (c_2)^{-1} (\omega_2 s_1 + \omega_3 c_1), \\ \dot{x}_2 = \omega_2 c_1 - \omega_3 s_1, \\ \dot{x}_3 = (c_2)^{-1} (\omega_3 c_1 + \omega_2 s_1) + \omega_*. \end{cases} \quad (1)$$

Соотношения (1) совместно с динамическими уравнениями (2), (3) используем для численного моделирования пространственного движения. Динамические уравнения запишем в векторной форме:

$$d\vec{K}/dt + \vec{\omega} \times \vec{K} = \vec{M}^g - d\vec{H}/dt - \vec{\omega} \times \vec{H}, \quad (2)$$

$$dH_i/dt = J_i^m d\Omega_i/dt = M_i - q_i \Omega_i, \quad i = \overline{1,3}, \quad (3)$$

$$\vec{K} = \sum_{i=1}^3 K_i \vec{e}_i, \quad K_i = J_i \omega_i, \quad J_{X_i} = \text{diag}(J_1 J_2 J_3),$$

$$\vec{H} = \sum_{i=1}^3 H_i \vec{e}_i, \quad H_i = J_i^m \Omega_i,$$

где:  $\vec{K}$  и  $\vec{H}$  – кинетические моменты корпуса КЛА и маховиков соответственно;  $J_i^m$ ,  $\Omega_i$  и  $M_i$  – момент инерции, угловая скорость и управляющий момент маховика по связанным осям  $X_i$  с единичными векторами  $\vec{e}_i$ ;  $q_i$  – коэффициент вязкого трения на оси маховика;

$$\vec{M}^g = \sum_{i=1}^3 M_i^g \vec{e}_i - \text{гравитационный момент:}$$

$$\begin{cases} M_1^g = -3\omega_*^2(J_2 - J_3)a_{22}a_{32}, \\ M_2^g = -3\omega_*^2(J_3 - J_1)a_{32}a_{12}, \\ M_3^g = -3\omega_*^2(J_1 - J_2)a_{12}a_{22}. \end{cases} \quad (4)$$

На параметры маховиков накладываются ограничения:

$$1) |M_i| \leq M_i^m, \quad 2) |\Omega_i| \leq \Omega_i^m \text{ или } |H_i| \leq H_i^m. \quad (5)$$

**4. Анализ уравнений.** Оценим, в какой мере алгоритмы управления, построенные на основе идеальных моделей плоских невозмущённых движений, могут быть применены в решении поставленных задач пространственных поворотов с возмущением. Поскольку условия оценивания для каждой конкретной задачи управления различны, рассматриваем их лишь концептуально.

Отличия пространственной модели управляемого движения от движения, представляемого совокупностью плоских моделей, обусловлены перекрёстными связями в кинематических и динамических уравнениях. Динамические связи выражаются через гравитационные  $\bar{M}^g$  и гироскопические  $\bar{M}^\omega$  моменты.

Компоненты гравитационного момента (4) зависят только от трёх направляющих косинусов  $a_{12}$ ,  $a_{22}$  и  $a_{32}$ , определяющих ориентацию связанных осей относительно местной вертикали. Поэтому в плоских движениях они действуют только по тангажу и крену, а на движение по курсу влияния не оказывают. В случае пространственного движения все три компоненты вектора  $\bar{M}^g$  отличны от нуля.

Гироскопический момент  $\bar{M}^\omega$  обусловлен вращением вектора кинетического момента  $\bar{K} + \bar{H}$  с угловой скоростью  $\bar{\omega}$

$$\bar{M}^\omega = -\bar{\omega} \times (\bar{K} + \bar{H}).$$

Представим его двумя составляющими:  $\bar{M}_K^\omega$  и  $\bar{M}_H^\omega$ . Первая составляющая создаётся вращением корпуса КЛА, вторая – вращением осей маховиков, закреплённых в корпусе КЛА.

Рассматривая угловое движение относительно орбитальной системы координат, можно выделить регулярную составляющую вектора угловой скорости  $\bar{\omega}_*$ , определяющую в (1) орбитальное движение радиус-вектора центра масс. Если принять, что в исходном состоянии (перед поворотом)  $\dot{x}_i = 0$ ,  $i = \overline{1,3}$ , то  $\bar{\omega} = \omega_3 \bar{e}_3 = \bar{\omega}_*$ . При

этом  $\bar{K} = \bar{K}^*$  и возникает гироскопический момент

$$\begin{aligned} \bar{M}_K^* &= -\bar{\omega}_* \times \bar{K}^*, \\ \begin{cases} (M_K^*)_1 = -\omega^{*2} (J_3 - J_2) a_{33} a_{23}, \\ (M_K^*)_2 = -\omega^{*2} (J_1 - J_3) a_{13} a_{33}, \\ (M_K^*)_3 = -\omega^{*2} (J_2 - J_1) a_{13} a_{23}, \end{cases} & (6) \\ a_{13} &= -s_2, \quad a_{23} = c_2 s_1, \quad a_{33} = c_2 c_1. \end{aligned}$$

Действуя совместно с гравитационным моментом, гироскопический момент (6) из состояния покоя в свободном движении КЛА (при отсутствии управляющих моментов) разворачивают по крену его ось минимального момента инерции к радиус-вектору, а по курсу – ось максимального момента инерции к бинормали.

*Оценка влияния возмущений.* Оценить влияние возмущений будем по величине ошибки управления в конечном состоянии. Задачей управления в большом является перевод изображающей точки  $(x_i(t), y_i(t))$  в фазовом пространстве из начального  $(x_i(t_n), y_i(t_n))$  в конечное состояние  $(x_i(t_k), y_i(t_k))$  при удовлетворении определённым условиям и ограничениям. Основные из них сформулированы в виде требований к времени управления, затратам энергии и точности.

Если траектория возмущённого движения близка к траектории невозмущённого движения и точка конечного состояния находится в пределах заданной области  $\Phi_k$ , то возмущения признаём малыми. Область  $\Phi_k$  задаём окрестностью наперёд заданных координат конечной точки. Не нарушая общности рассуждений, за такую точку можем принять  $(x_i = 0, y_i = 0)$ . Тогда

$$\Phi_k = \{x_i, y_i : |x_i| \leq \varepsilon_i, |y_i| \leq \delta_i\},$$

где  $\varepsilon_i, \delta_i$  – предельные значения допустимых ошибок управления. Алгоритм, синтезированный для условий отсутствия возмущающих моментов, считаем применимым к условиям действия возмущающих моментов, если  $(x_i(t_k), y_i(t_k)) \in \Phi_k$ .

Если возмущения, обусловленные перекрёстными связями, малы и фазовые траектории управляемого движения при использовании пространственной модели близки к траекториям, полученным

при помощи плоских моделей, то полагаем допустимым использовать в задачах управления пространственным движением алгоритмы, синтезированные для моделей плоских движений.

Оценивать влияние возмущающих моментов можно для наиболее неблагоприятных условий движения. Например, в случае  $x_3(t) \in (0, \pm 2\pi)$ ,  $x_1(0) = x_2(0) = 0$ ,  $\omega_1(0) = \omega_2(0) = 0$ , уравнения движения (1) – (4) по тангажу приводятся к виду

$$\begin{cases} d^2 x_3 / dt^2 = -(3/2) \omega_*^2 (J_1 - J_2) J_3^{-1} \sin 2x_3 - J_3^{-1} dH_3 / dt, \\ dH_3 / dt = M_3 - q_3 H_3, \quad |M_3| \leq M_3^m, \quad |H_3| \leq H_3^m. \end{cases} \quad (7)$$

Уравнения (7) позволяют аналитически оценить влияние гравитационных и перекрёстных гироскопических моментов. Можно рассчитать экстремальные условия их воздействия, полагая, что совокупное влияние неучтённых возмущений не превысит максимальных значений рассматриваемых. Признаём справедливым условие:

$$\left( M_{\text{возм}}^{\Sigma} \right)_3 \leq \max \left\{ M_3^g(x_3) \right\}. \quad (8)$$

Принимая допущения (8), уравнения (7) можем привести к виду

$$dx_3 / dt = y_3, \quad dy_3 / dt = g_3 - u_3, \quad |u_3| \leq a_3, \quad (9)$$

где  $g_3 = -3/2 \omega_*^2 (J_1 - J_2) J_3^{-1}$ , (10)

$$u_3 = M_3 J_3^{-1}, \quad (11)$$

Определив из (10) предельное значение  $g_3$ , можем оценить его влияние на динамику управляемого движения при использовании тех или иных алгоритмов. На основании такой оценки может быть сделано заключение о целесообразности их применения.

Оценивая применение классического алгоритма оптимального по быстродействию координатного управления, синтезированного для случая невозмущённого движения, заметим, что динамика управляемого по такому алгоритму движения имеет различный характер на правой и левой полуплоскости фазовой поверхности [4]. Если в одной полуплоскости возникает нежелательный скользящий режим, то в другой – угловой заброс, который может привести к существенным ошибкам конечного состояния.

**5. Упрощенный алгоритм максимального быстродействия** при управлении маховиком без учёта ограничения скорости. Пусть для конкретного объекта анализ уравнений движения показал, что влияние возмущающих моментов на движение в большом при плоских поворотах мало. Полагаем, что упрощенные алгоритмы управления, построенные на приближенных плоских моделях, могут дать удовлетворительные результаты и в общем случае.



Поскольку оптимальные по быстродействию классические алгоритмы координатного управления из-за их некорректности применять нецелесообразно, построим упрощенные корректные алгоритмы, воспользовавшись результатами работы [4]. Реализует алгоритм релейный регулятор с порогом чувствительности  $\alpha_i$  и петлей гистерезиса  $h_i$ . Управляющий сигнал задан линейной комбинацией позиционной и скоростной координат  $\sigma_i = x_i + k_i \cdot y_i$ . Для обеспечения коррекции траектории в процессе движения за счёт изменения параметров  $k_i, \alpha_i, h_i$ , регулятор должен иметь переменную структуру.

Управление параметрами осуществляется на основе логики программного алгоритма максимального быстродействия. При этом окрестность  $\Phi_{ик}(x_i, y_i)$  цели управления достигается в конечный момент времени  $t = T_k$ . Вычисление текущих значений управляемых параметров выполняет бортовая ЭВМ.

Рассмотрим случай поворота вокруг одной из связанных осей  $X_i$ . Для упрощения записи индексы осей  $i = \overline{1,3}$  опускаем. Начальное состояние  $(x_n < 0, y_n = 0) \in \Phi_n$ , где  $\Phi_n$  – область управления в большом. Конечное состояние  $(x_k, y_k)$ , заданно областью управления в малом  $\Phi_k$ . Поскольку требования к системе при движении в этих областях различны, необходим двухуровневый алгоритм с различными настройками регулятора.

При условии

$$|x_n| \leq (H^m)^2 / (J^2 a) \quad (12)$$

ограничение по скорости маховика не препятствует реализации оптимального быстродействия, поскольку  $|y(t)| \leq y^m \quad \forall t \in [t_n, t_k]$ . Тогда для идеальной модели системы строго оптимальное по быстродействию управление может быть осуществлено при использовании вместо классического алгоритма (11) упрощенного алгоритма вида

$$u = -a \cdot F(x, y, x_n), \quad F(x, y, x_n) = \text{sgn}[x + k(x_n) \cdot y], \quad (13)$$

где  $k = k(x_n)$  – управляемый параметр регулятора.

На базе трёхпозиционного регулятора с гистерезисом алгоритм (13) можно записать в виде [4]:

$$\begin{cases} F(\sigma, F_0, \alpha, h) = \frac{1}{2} [\text{sgn}(\sigma - \alpha + h \cdot F_0) + \text{sgn}(\sigma + \alpha + h \cdot F_0)], \\ \sigma = x + k(x_n) \cdot y, \end{cases} \quad (14)$$

где:  $F_0(t) = F(t-0)$  – функция предыстории  $F(t)$ , доопределяющая область гистерезиса. Настройки регулятора подчиним условиям:  $\alpha < \varepsilon$ ,  $h < \alpha$ ,  $h/(2k) < \delta$ . Такой выбор параметров обеспечивает вхождение изображающей точки  $(x(t), y(t))$  в окрестность  $\Phi_\kappa$  и дальнейшее удержание её в этой окрестности  $\forall t \geq t_\kappa$ .

Представим движение на фазовой поверхности  $\{x, y\}$ . Алгоритмом управления (14) на этой поверхности выделяются три листа однозначных состояний регулятора:  $F^- = \{x, y: F(\sigma(x, y)) = -1\}$ ,

$F^0 = \{x, y: F(\sigma(x, y)) = 0\}$ ,  $F^+ = \{x, y: F(\sigma(x, y)) = +1\}$ . Их границами являются четыре линии переключения  $L_j: x + k_j \cdot y = c_j$ ,  $j = \overline{1, 4}$ ,  $c_j = \{\pm\alpha, \pm\alpha \mp h\}$ . Управляемые параметры  $k_j = \kappa_j(x, y)$ ,  $\alpha_j = \zeta_j(x, y)$ ,  $h_j = \chi_j(x, y)$  определяют положение линий  $L_j(x, y)$ .

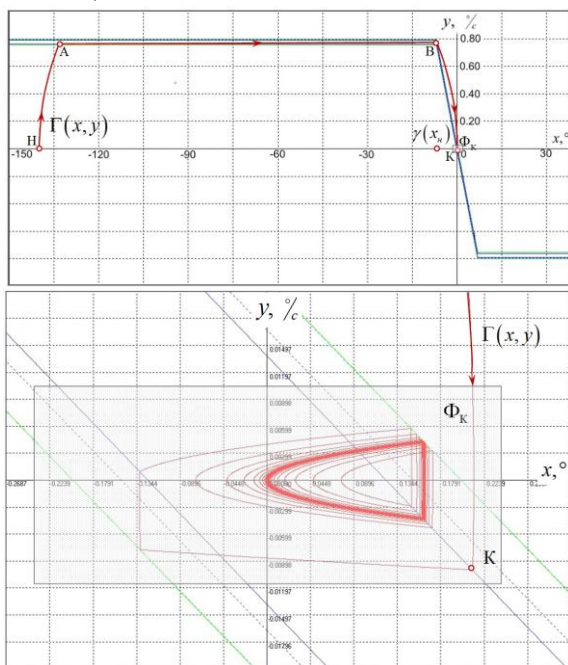
Логика параметрического синтеза координатного управления движением в большом требует обеспечить предусмотренное программным алгоритмом переключение в точке  $C_j^A$  с координатами  $(x_n/2, -\sqrt{a|x_n|})$ . Тогда финальная траектория движения  $\Gamma^-(x, y) \in F^-$  при  $h \rightarrow 0$ ,  $\alpha \rightarrow 0$  номинально приведёт изображающую точку в начало координат. Для алгоритма (13) значение  $k(x_n)$  должно быть равно [4]  $k^* = 0,5 \cdot \sqrt{|x_n|/a}$ .

Во всех случаях, когда  $g, \alpha, h \neq 0$ , например,  $\alpha > 0, h > 0$ ,  $k = k^*$ ,  $g = 3/2 \omega_*^2 + q H^m J^{-1}$ , если при  $t \approx T_\kappa$  выполняется требование  $(x(T_\kappa), y(T_\kappa)) \in \Phi_\kappa$ , то задачу синтеза упрощенного алгоритма управления в рассматриваемой постановке признаём решённой.

**6. Учёт ограничения  $|H| \leq H^m$ .** Рассмотрим влияние ограничения кинетического момента на быстродействие поворота. При  $g = 0$ ,  $|x_n| > x_n^m = (H^m)^2 / a(J)^2$  маховик в процессе управляемого движения в точке  $A(x_A, y_A)$  достигает предельного значения кинетического момента  $H^m$ , не обеспечивая скорости  $y_c = \sqrt{ax_n}$ , требуемой программным алгоритмом оптимального быстродействия. Передав объекту кинетический момент  $H^m$ , маховик сообщил ему угловую

скорость  $y_A = y^m = H^m/J < \sqrt{ax_n}$  и управление отключается. Далее, в свободном движении достигается состояние  $B(x_B, y_B)$ .

Если бы объект соответствовал идеальной модели невозмущённого движения, то из  $B \in L_0 = \{x, y : x = -y^2/2a\}$ , согласно классическому алгоритму оптимального быстрогодействия, под действием управления он перешёл бы в начало координат фазовой поверхности. Однако, под влиянием возмущений, фазовая траектория управляемого движения  $\Gamma(x, y)$  с допустимыми ошибками приведёт его в точку  $(x(T_k), y(T_k)) \in \Phi_k$  заданной окрестности начала координат.



**Рис. 1. Реализуемое упрощенным алгоритмом управление:**  
 а) движение  $\Gamma(x, y) \in \Phi_n$ , б) движение  $\Gamma(x, y) \in \Phi_k$

Таким образом, управление поворота, близкое к оптимальному по быстродействию, при ограничении на величину  $|H| \leq H^m$  может быть реализовано на базе двух логических функций. *Первая функция* организует разгон из начального состояния  $(x = x_n, y = 0)$

до точки  $A(x_A, y_A)$ ,  $x_A \approx x_n + |y_A| y_A / 2a$ . Из точки  $A$  происходит свободное движение в направлении цели. Вторая – формирует в точке  $B(x_B, y_B)$ ,  $x_B \approx (y_A^2 / 2a) \cdot \text{sgn } x_n$ ,  $y_B \approx y_A = y^m$  торможение, переводящее в положение  $(x_k, y_k) \in \Phi_k$ . Пример реализации управления приведён на рис. 1.

Покажем, что сформулированную выше логику управления можно реализовать применением релейной функции, дополнив её функцией нелинейного фильтра ограничения вида:

$$\varphi(x) = \begin{cases} x & \forall |x| < \gamma, \\ \gamma \text{sgn } x_n & \forall |x| \geq \gamma, \end{cases} \quad (15)$$

где  $\gamma$  – управляемый параметр  $\gamma = \gamma(x_n)$ .

Действительно, если параметры  $k$  и  $\gamma = \gamma(x_n)$  выбрать из условий требуемого положения линии переключения на фазовой поверхности, то, задав величину  $k = k_\gamma$

$$k_\gamma = H^m / 2Ja, \quad (16)$$

функцию управляющего сигнала  $\sigma(x, y)$  получим, подставляя во второе уравнение (14) выражения (15), (16):

$$\sigma = \begin{cases} x + k_\gamma \cdot y & \forall |x| < \gamma, \\ \gamma \text{sgn } x_n + k_\gamma \cdot y & \forall |x| \geq \gamma. \end{cases} \quad (17)$$

Рассматриваемая задача синтеза управления при  $|H| \leq H^m$  решена. Алгоритм управления представлен первым уравнением системы (14) и соотношениями (17). При малых значениях параметров регулятора  $h \rightarrow 0$ ,  $\alpha \rightarrow 0$  все линии переключения  $L_i$ ,  $i=1,2,3,4$  на фазовой поверхности сливаются в одну:  $L = L^{-\gamma} \cup L^1 \cup L^{+\gamma}$ , где  $L^{\pm\gamma}: y = \mp \gamma / k_\gamma$  – параллельные оси абсцисс полупрямые, а  $L^1$  – наклонный отрезок прямой  $L^1: x + k_\gamma(x, y) \cdot y = 0 \quad \forall |x| \leq \gamma$ .

Очевидно, что участок свободного движения со скоростью  $|y_A| = |y_B| = y^m < \sqrt{ax_n}$  увеличивает время управления  $T$  по сравнению с оптимальным по быстродействию. С уменьшением  $H^m$  время поворотов увеличивается. При этом растёт и влияние возмущений. Поэтому при малых величинах  $H^m$  задача быстродействия поворотов на большие углы становится трудно разрешимой задачей.

**7. Терминальный алгоритм.** Обычно время переориентации для начальных условий  $\forall(x_n, y_n) \in \{x_n, y_n : |x_n| < x_n^m, y_n = 0\}$ , ограничивается сверху допустимой величиной  $T \leq T^{don}$ . Потребные величины эффективности управления  $a$  и кинетического момента  $H^m$  могут быть оценены из условий обеспечения оптимального быстрогодействия для идеальной модели невозмущённого движения:

$$|x_n| = x_n^m, y_n = 0, g = 0, T^{don} \geq T = 2T^m, T^m = H^m/M, a = x_n^m/(T^m)^2. \quad (18)$$

Если для любого из начальных состояний  $|x_n| < x_n^m, y_n = 0$  применить оптимальное по быстродействию управление, то разворот будет выполнен быстрее, чем требуется по условиям допустимого времени переориентации. Следовательно, на управление тратится энергии больше, чем необходимо. Оптимизацию управления по затратам энергии следует осуществить путём фиксации времени поворота, например,  $T = 2T^m$ . Это – терминальное управление.

Синтез терминального управления  $\forall |x_n| < x_n^m, y_n = 0$  при выполнении условий (18) не осложняется ограничениями из-за насыщения маховика. Поэтому упрощенный алгоритм можно построить на основе известного программного алгоритма [9] для идеальной модели невозмущённого движения  $g \approx 0$ , который предусматривает три интервала постоянства управляющего воздействия  $u = -a \cdot F(t)$ :  $T^m = \sum_{i=1}^3 T_i$ , где  $T_i$  – длительность  $i$ -го интервала.

На первом интервале  $(t_n, t_A)$  осуществляется разгон до скорости  $y_A \approx -aT_1 \cdot \text{sgn } x_A, T_1 = t_A - t_n$ . Изображающая точка из начального состояния переходит в состояние  $A(x_A, y_A), x_A \approx x_n^m + (|y_A| y_A)/2a, y_A \approx -aT_1 x_A / |x_A|$ . В точке  $A$  управление выключается. На втором интервале  $(t_A, t_B)$  в течение времени  $T_2 = t_B - t_A$  объект свободно движется ( $g \approx 0$ ) со скоростью  $y(t) \approx y_A$ . В момент  $t_B = T_1 + T_2$ , соответствующий точке  $B(x_B, y_B)$ , начинается третий интервал  $(t_B, t_k)$ . Под действием торможения осуществляется переход в конечное состояние  $(x_k(T^m), y_k(T^m)) \in \Phi_k$  в окрестности начала координат.

Классический координатный алгоритм терминального управления для идеальной модели на фазовой поверхности можно задать двумя линиями переключения:

$$L_A : x = (3/2a)|y|y - 2T^m y, \quad L_B : x = -(1/2a)|y|y. \quad (19)$$

Здесь  $L_A$  определяет геометрическое место точек окончания первого интервала управления в момент времени  $t_A = T_1$ ,  $L_B$  – геометрическое место точек окончания второго, начала третьего интервалов в момент  $t_B = T_1 + T_2$ . Очевидно, что по линии  $L_B$  изображающая точка движется на третьем интервале  $(t_B, t_k)$  и  $T_1 + T_2 + T_3 = 2T^m$ .

Отметим, что координатный алгоритм терминального управления (19) на первых двух интервалах корректен, а на третьем интервале – не корректен. Объясняется это тем, что фазовая траектория на первом интервале движется внутри области постоянства управляющего воздействия  $F^+$  или  $F^-$ , на втором – свободно движется между линиями  $L_A$  и  $L_B$ , разделёнными областью  $F^0$ . На третьем участке траектория проходит вдоль линии  $L_B$  и сколь угодно малые отклонения параметров объекта от расчётных значений приводят к скользкому режиму.

Упрощенный координатный алгоритм терминального управления реализуем при помощи релейного регулятора переменной структуры с линейным формированием входного сигнала и применением нелинейного фильтра типа «насыщение». Параметры регулятора  $k(x_n)$  и фильтра  $\gamma(x_n)$  легко вычисляются через координаты точки  $B(x_B, y_B)$ . Прочие параметры выбираем аналогично случаю, рассмотренному в пункте 6.

**8. Расчётный пример.** Ограничимся случаем малых возмущений. Допустим, что максимальное значение суммарного возмущающего момента  $M_{\text{возм}}^{\Sigma}$  не превышает 0,5% от максимального значения управляющего момента  $M$  и рассмотрение пространственного движения возможно на плоских моделях. Рассмотрим один из каналов управления. Заданы момент инерции объекта  $J$  и максимальное значение начального угла  $x_n^m$  при  $y_n = 0$ . Маховик при этих начальных условиях обеспечит оптимальный по быстродействию поворот. Соответствующее этому повороту время  $2T^m$  должно быть реализовано упрощенным алгоритмом для всех начальных значениях  $|x_n| \leq |x_n^m|$ . Тогда для выбора маховиков используем условия:

$$(H^m)^2 / M = J \cdot x_n^m; \quad (H^m / M) = T^m; \quad M \geq (M_{\text{возм}}^{\Sigma} / 0,005). \quad (20)$$

*Пример.* Задано:  $J = 50 \text{ кгм}^2$ ;  $2T^m = 100 \text{ с}$ ;  $M_{\text{возм}}^{\Sigma} \leq 10^{-5} \text{ Нм}$ ;  $x_n^m = 57,3^0$ ;  $y_n = 0$ . Границы области  $\Phi_{\kappa}$ :  $\varepsilon = \pm 0,3^{\circ}$ ;  $\delta = \pm 0,02\%$ .

На основании (20) и представленной в интернете [10] информации фирмы НПП ВНИИ ЭМ им. А.Г. Иосифяна, можно рекомендовать маховик модели ДМ-5:  $H^m = 1 \text{ Нмс}$ ;  $M = 0,02 \text{ Нм}$ .

Параметры  $k(x_n)$ ,  $\gamma(x_n)$ , полученные по изложенному выше методу синтеза упрощенного алгоритма, представлены в таблице 1. Для обеспечения условий отсутствия скользящего режима и вхождения в заданную область  $\Phi_{\kappa}$ , прочие параметры релейного регулятора приняты равными:  $\alpha = \pm 0,4^0$ ,  $h = \pm 0,15^0$ .

**Таблица 1**

$x_n, \text{град}$	$k, \text{с}$	$\gamma, \text{град}$	$x_n, \text{град}$	$k, \text{с}$	$\gamma, \text{град}$
57,3	25,00	28,65	30,0	7,74	2,75
50,0	16,07	11,85	20,0	4,83	1,07
40,0	11,26	5,81	10,0	2,29	0,24

С помощью программы моделирования [11] выполнены расчёты, результаты которых представлены на рис. 2. Из построений видно, что каждому значению  $x_n$  отвечает определённое положение линий переключений  $L_{x_n} \in \{(L_{x_n})_i, i = \overline{1,4}\}$ . Линии  $L^m$ , обеспечивают оптимальное по быстродействию управление для начального состояния ( $x_n = x_n^m = 57,3^0$ ;  $y_n = 0$ ). При этом резерв маховика по кинетическому моменту  $H^m$  используется полностью.

Линии  $L_{x_n}$  на рис. 1 индексированы в соответствии со значениями начального угла:  $\{L_{50^0}, L_{40^0}, L_{30^0}, L_{10^0}\}$ . Каждая из линий  $(L_{x_n})_i$ ,  $i = \overline{1,4}$  претерпевает излом в точках, расположенных в окрестности  $L_B$  (19). Координаты точек излома  $(x_u, y_u)$  каждой из 4-х линий переключения находятся из соотношений:

$$x_u = \gamma, \quad y_u = (c_i - \gamma)/k_i, \quad c_i \in \{\alpha, \alpha - h, -\alpha, -\alpha + h\}. \quad (21)$$

Как видно из рис.2, управляемое движение во всех вариантах протекает без скользящих режимов. Каждое движение завершается вхождением изображающей точки в заданную область конечного состояния  $\Phi_{\kappa}$ . Для всех  $|x_n| < |x_n^m| = 57,3^0$  синтезированный алгоритм реализует терминальное управление за время  $T \cong 100 \text{ с}$ .

Во всех случаях  $|x_n| > |x_n^m|$  управление реализуется за время  $T > T_{\phi}$ , например,  $x_n = 90^\circ$   $T \cong 129$  с. Движение протекает без скользящих режимов и имеет три интервала постоянства управления, как и в классическом алгоритме для идеального случая при отсутствии возмущения.

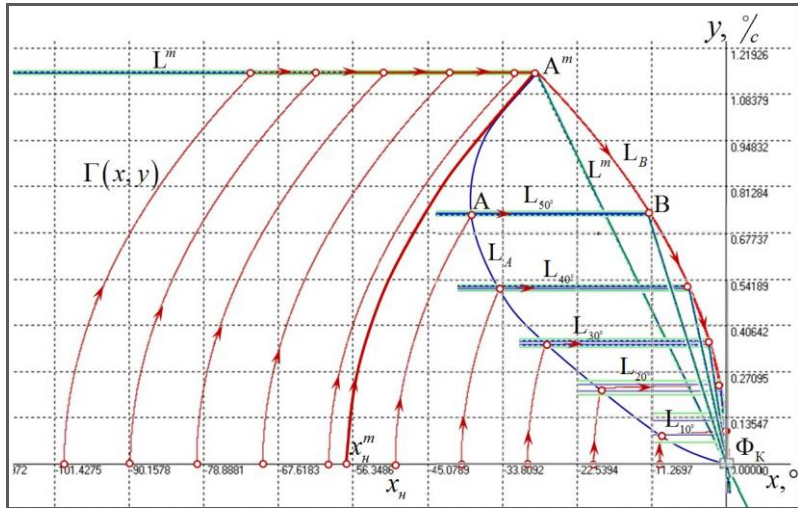


Рис.2. Фазовый портрет движения при управлении по упрощенному алгоритму, включая область терминального управления.

**9. Выводы.** Исследована задача пространственного поворота связанных осей космического аппарата при помощи одноосных маховиков. Предложен концептуальный подход к оценке применимости алгоритмов управления, построенных на основе идеальных моделей плоских невозмущенных движений к решению задач пространственных поворотов с возмущением.

Показана возможность реализации ограниченных по времени и экономичных по затратам энергии поворотов применением упрощенных релейных алгоритмов. Приведён пример синтеза упрощенного координатного алгоритма терминального управления, реализованного при помощи релейного регулятора переменной структуры с линейным формированием входного сигнала и применением нелинейного фильтра типа «насыщение» к угловой координате.



## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Челноков Ю.Н. Кватернионные и бикватернионные модели и методы механики твёрдого тела и их приложения. Геометрия и кинематика движения. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. -515 с.
2. Маланин В.В., Стрелкова Н.А. Оптимальное управление ориентацией и винтовым движением твёрдого тела. – Москва – Ижевск: «Регулярная и хаотическая динамика», 2004, 204 с.
3. Петров Б.Н., Боднер В.А., Алексеев К.Б. Аналитическое решение задачи управления пространственным поворотным манёвром // Доклады АН СССР, 1970, т. 192, №6.
4. Симоньянц Р.П. К вопросу Алгоритмического обеспечения исследований релейных динамических систем. Статья в настоящем сборнике трудов.
5. Рошин Ю.Р. К задаче переориентации твёрдого тела // Космические исследования. Т. 15, вып. 6, 1977, с. 846–849.
6. Григорьев Н.Г., Иослович И.В. О некоторых задачах наискорейшей переориентации космического аппарата // Космические исследования. Т. 16, вып. 6, 1978, с. 822–826.
7. Левский М.В. Оптимальное управление пространственной переориентацией космического аппарата по методу свободных траекторий // Космические исследования. Т. 49, №2, март-апрель 2011, С. 138–156.
8. Левский М.В. Некоторые вопросы оптимального по времени управления программным разворотом космического аппарата // Космические исследования. Т. 49, №6, ноябрь-декабрь 2011, С. 538–550.
9. Зубов Н.Е. Оптимальное управление терминальной переориентацией КА на основе алгоритма с прогнозирующей моделью // Космические исследования. Т. 29, вып. 3, 1991, С. 340–351.
10. Сайт ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ» <http://www.vniiem.ru>
11. Симоньянц Р.П., Будыка С.М. Компьютерная модель нелинейной динамики угловой стабилизации космического аппарата.- Аэрокосмические технологии: Труды Всероссийской научно-технической конференции – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003.

**«МЯГКАЯ» ВСТРЕЧА НА ОРБИТЕ  
НЕКООПЕРИРУЕМЫХ ОБЪЕКТОВ**

*Задача «мягкой» встречи на орбите некооперируемых объектов решается с применением методов терминального управления (ТУ). Рассмотрен пример решения «Логико-терминальной» задачи. Подтверждена способность системы ТУ достигать высокой точности.*

**1. Введение.** Современные методы стыковки успешно применяются для осуществления конструктивного соединения космических аппаратов (КА) с последующим обменом экипажами и грузами. Автоматическая стыковка КА осуществляется с помощью системы автоматического сближения и стыковки «Курс» либо ручным способом. При этом КА являются кооперируемым, т.е. между стыкуемыми КА осуществляется взаимный обмен информацией о процессе стыковки, синхронизация. Стыковочный отсек (СО) «Пирс», является элементом российского сегмента международной космической станции (МКС), он разработан и изготовлен в РКК «Энергия».

СО «Пирс» имеет двойное назначение, может использоваться как шлюзовой отсек для выходов в открытый космос членов экипажа и служит дополнительным портом для стыковок с МКС пилотируемых кораблей типа «Союз ТМ» и автоматических грузовых кораблей типа «Прогресс М».

Основные этапы стыковки. *1-й этап:* На расстоянии от 25 до 1 км происходит дальнейшее наведение МКС на стыковочный модуль (СМ). *2-й этап:* С расстояния 1 км до 200 м – ближнее наведение. *3-й этап:* Участок зависания, необходимый для оценки параметров относительной ориентации КА и выработки команды на продолжение или прекращение стыковки. *4-й этап:* Чтобы войти в стыковочный «конус» с расстояния 200 м начинается этап причаливания. Все это делается под управлением системы «Курс», которая учитывает возможные отклонения угловых параметров, данные по дальности и относительной скорости. Причаливание проходит с оптимальными скоростями. *5-й этап:* Соединение и механический захват происходит при скорости приблизительно 0.11 м/с (от 0 м/с до 0,3 м/с). Производится стыковка.

Этап ближнего наведения очень сложен в реализации и требует высокой точности выведения КА в зону встречи. Существует ряд космических проектов, где требуется автоматическая стыковка

КА, при этом объекты не являются кооперируемыми. Возникает задача «мягкой» встречи на орбите некооперируемых объектов.

Под *операцией «мягкой» встречи* понимается выведение объектов в некоторую относительно малую область космического пространства, их сближение без осуществления между ними физического контакта. Так же встреча может осуществляться с воображаемым «виртуальным» твердым телом (ВТТ), находящимся в заданной точке орбиты. Это требуется для таких задач, как инспекция орбитальных объектов; «расчистка» геоцентрических орбит, устранение из космического пространства потенциально опасных объектов. Для решения задач, в которых необходим физический контакт: ремонт и замена на орбите вышедших из строя спутников; заправка топливом и доставка на КА дополнительных топливных баков; сборка в космосе крупногабаритных систем и космических аппаратов.

Разрабатываются новые стыковочные узлы, работающие на иных принципах сцепки. Это магнитные защелки или стыковочный механизм штырькового типа. Они гораздо легче, чем уже существующие стыковочные узлы. В этом случае можно решить не только задачу «мягкой» встречи, но и непосредственно стыковку КА. Разрабатываются новые навигационные приборы и датчики. Оптические визиры и дальномеры увеличивают надежность и точность измерений, но из-за узконаправленного действия требуют увеличения точности ориентации объекта в пространстве. Новые технологии требуют и новых подходов к синтезу алгоритмов управления позволяющих осуществлять более точное наведение.

**2. Постановка задачи.** Для упрощения этапа ближнего наведения, повышения точности выведения КА в зону встречи и оптимизации энергетических затрат, задача «мягкой» встречи решается с применением методов терминального управления (ТУ) [1–4]. Для этого сформирована структура краевых условий, позволяющая применить законы управления для различных задач. Структура краевых условий может иметь несколько различных вариантов: - Космический аппарат, выводимый на орбиту, одной своей стороной строго ориентирован на Землю. - Конечная относительная скорость КА либо нулевая, либо отличаться от нуля (при инспекции объекта). Она может быть и заданной (при выполнении задачи расчистки орбит и устранении потенциально опасных объектов). - Время встречи фиксировано, но может и не быть фиксировано.

Время встречи входит в критерий оптимизации. В связи с этим формируются три задачи: 1. «*Оптимальная*» – Требуется достичь максимальной точности выведения без ограничения по времени при

минимизации расхода топлива. 2. «Максимальная» – Требуется как можно быстрее вывести КА при заданной точности. 3. «Логико-терминальная» – Требуется максимально точно вывести КА в зону встречи при фиксированном времени и решить задачу «мягкой» встречи КА двигающихся по перекрестным траекториям.

**3. Методика.** Как показывает практика, оптимальное управление, обеспечивающее высокую точность, происходит в два этапа: разгон и торможение. Алгоритм управления имеет форму релейной функции. На основе прямых и не прямых методов терминального управления сформирована методика синтеза алгоритмов ТУ. Разработана структурная схема синтеза алгоритма ТУ. По полученной методике были синтезированы алгоритмы терминального управления продольного канала, канала тангажа и рыскания, в условиях фиксированного и нефиксированного времени. Задача синтеза состоит в создании алгоритма ТУ, который устойчиво и с высокой точностью выполняет все граничные условия в конечной точке траектории движения КА путем непрерывной коррекции опорного управления.

В продольном канале (канале  $X$ ) при синтезе алгоритма ТУ, для выполнения условия “фазирования” и набора круговой скорости к моменту встречи был использован прямой метод ТУ. Это метод «деформированного» градиента для произвольной сложности модели объекта и внешней среды, в котором невязки краевых условий вычисляются в рамках модели кусочно-равноускоренного продольного движения в декартовой системе координат, начало которой совпадает с точкой встречи.

В каналах тангажа (канале  $Y$ ) и рыскания (канале  $Z$ ) для синтеза алгоритмов ТУ был использован непрямой метод терминального управления, при котором невязки краевых условий определяются неявным образом с помощью линейного матричного оператора, связывающего отклонение текущих параметров движения с конечными параметрами. Алгоритмы управления получаются линейными с переменными коэффициентами.

**4. Моделирование.** Подстановка алгоритмов ТУ в форму обратной связи по текущим параметрам состояния в систему нелинейных уравнений состояния, характеризующую динамику КА, позволяет получить замкнутую систему ТУ. Это дает возможность рассчитать переходные процессы. Математические модели движения объекта управления построены с учетом различных возмущений и дискретности аппаратуры. При моделировании учтены ограничения, накладываемые конструкцией исполнительных органов на реализацию законов управления; ограничения по отклонению поворотного

сопла маршевого двигателя и по величине реактивного ускорения объединенной двигательной установки. Решается система дифференциальных уравнений, описывающих движение твердого тела в плоскости стрельбы, методом Рунге-Кутты четвертого порядка с фиксированным шагом интегрирования.

Рассмотрен пример решения «Логико-терминальной» задачи. Управление в продольном канале выражено в отклонении секундного расхода массы от номинального значения. Управление в каналах тангажа и рыскания выражены в отклонениях поворотного сопла двигателя РБ. Построены переходные процессы: кажущийся путь центра масс по нормали к опорной траектории и кажущийся путь центра масс по нормали к плоскости целевой орбиты; кажущейся скорости движения центра масс по нормали к плоскости целевой орбиты; кажущейся скорости движения центра масс по нормали к опорной траектории.

**5. Выводы.** Полученные в результате математического моделирования переходные процессы удовлетворяют требованиям технических условий. Подтверждена способность, системы ТУ, регулировать параметры движения, как при линейной модели объекта, так и при действии различных нелинейностей, ограничений, возмущений, перестроек краевых условий, начальных ограничений. Переходные процессы демонстрируют достижение высокой точности терминальных параметров.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бородовский В.Н.. Управление конечными параметрами движения летательных аппаратов ракетной и космической техники. Проектирование процессов и систем управления. М.: Изд. МО РФ, 1999
2. Лебедев А.А., Соколов В.Б. Встреча на орбите. Динамика полета и управление космическим аппаратом. М.: Машиностроение, 1969, 272с
3. Разоренова Г.Н. Системы управления летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 2003. 584 с.
4. Цуриков Ю.А. Нелинейные нестационарные системы: III глава. Динамическая устойчивость слабодемфированных управляемых систем Под ред. Топчиева Ю.И. - М.: Машиностроение, 1986. 52-132 с.

И.В. Некрасов

**ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ  
МАТЕМАТИЧЕСКОГО  
ПРОГРАММИРОВАНИЯ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ  
ТОЧНОСТИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ  
ДИНАМИЧЕСКИМИ ОБЪЕКТАМИ**

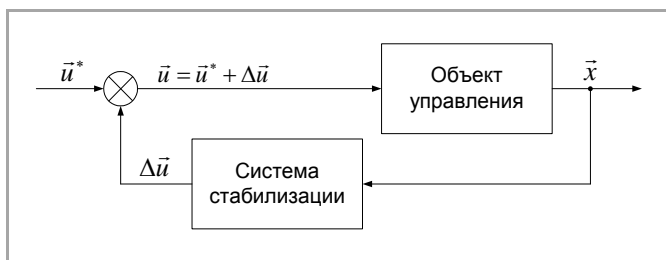
*В работе рассмотрены возможности синтеза алгоритмов оптимального управления дискретными системами с привлечением основных, наиболее широко применяемых на практике методов математического программирования. Разработанные алгоритмы сравниваются по критериям точности, вычислительной трудоемкости, а также по плавности получаемых в системе переходных процессов.*

**1. Введение.** Известно [1] два основных подхода в решении задачи оптимального управления. Первый заключается в том, что оптимальное управление определяется как функция времени  $t$  до начала процесса управления. В результате получают *программное управление* с программной оптимальной фазовой траекторией, вокруг которой затем необходимо осуществлять стабилизацию объекта. Т.е., управляющий сигнал в данном случае содержит две составляющие:

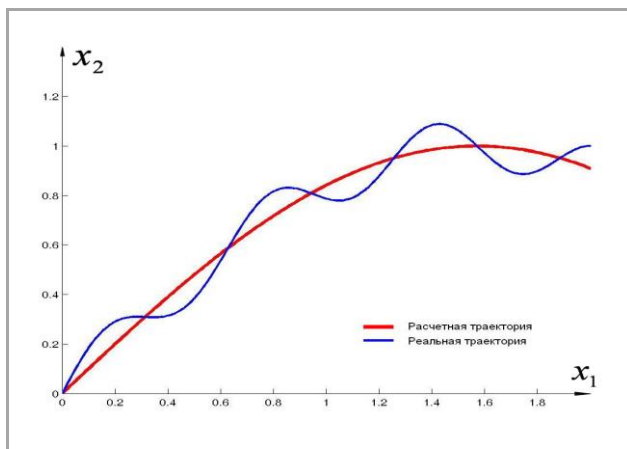
$$\bar{u} = \bar{u}^* + \Delta\bar{u},$$

где  $\bar{u}^*$  – сигнал программного управления;  $\Delta\bar{u}$  – сигнал стабилизации.

На рис. 1 и 2 приведены схема такого управления и характер соответствующей фазовой траектории.

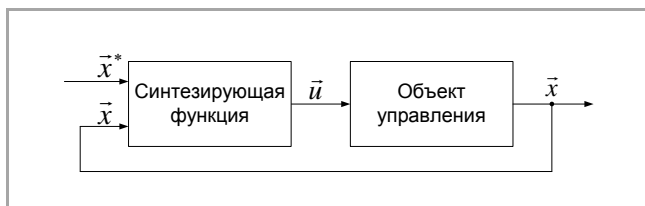


**Рис. 1.1. Схема программного оптимального управления**



**Рис. 1. Пример фазовой траектории программного управления объектом второго порядка.**

Второй подход сводится к построению гибких оптимальных фазовых траекторий, пересчитываемых в процессе управления с заданной частотой. В этом случае оптимальное управление строится как функция фазовых координат (рис. 3). Такую функцию называют *синтезирующей функцией*, а задачу построения синтезирующей функции – *задачей синтеза оптимальных управлений*.



**Рис. 3. Схема синтеза оптимальных управлений.**

где  $\vec{x}$  – состояние объекта;  $\vec{x}^*$  – желаемое состояние объекта;  $\vec{u}$  – сигнал управления.

На рис. 4 приведён пример реализации управления с помощью синтезирующей функции.

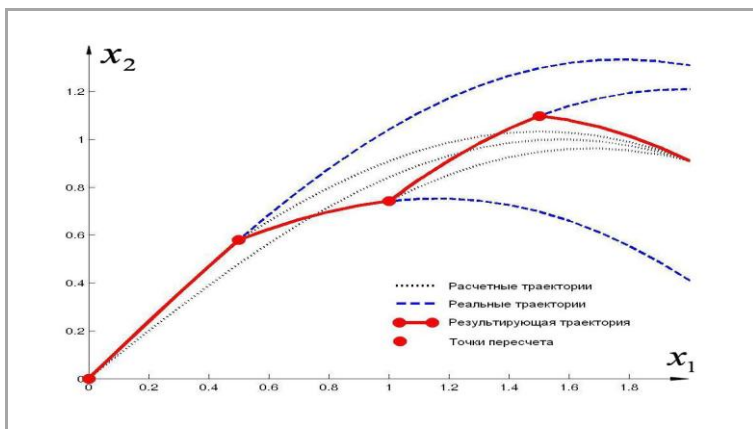


Рис. 4. Пример фазовой траектории управления объектом второго порядка с помощью синтезирующей функции.

Современный уровень развития вычислительных средств позволяет реализовывать сложные синтезирующие функции в виде программных алгоритмических процедур. В работе рассмотрены возможности синтеза алгоритмов оптимального управления дискретными системами с привлечением основных, наиболее широко применяемых на практике методов математического программирования, а именно: линейное и квадратичное программирование, а также метод прямого перебора. Разработанные алгоритмы сравниваются по критериям точности, вычислительной трудоемкости, а также по плавности получаемых в системе переходных процессов.

**2. Управление дискретными системами.** Рассмотрим основное уравнение описания дискретных систем в пространстве состояния. Разностные уравнения для стационарной системы имеют вид [2]:

$$\vec{x}(N) = \Phi^N \cdot \vec{x}(0) + \sum_{k=0}^{N-1} \Phi^{N-k-1} \cdot \Gamma \cdot \vec{u}(k) \quad (1)$$

где:  $\Phi$  – матрица перехода;  $\Gamma$  – матрица управления;  $k$  – номер такта управления,  $k = \overline{1, N}$ ;  $N$  – номер конечного такта управления;  $\vec{x}(0)$  – вектор начального состояния системы;  $\vec{x}(N)$  – вектор конечного состояния системы;  $\vec{u}(k)$  – значения вектора управления на тактах  $k = \overline{1, N}$ .



В [3] показано, что задача оптимального управления дискретными объектами сводится к задаче об экстремуме функции, заданной на некотором подмножестве евклидова пространства. На каждом такте управления  $k$  требуется найти значение управляющего сигнала  $\bar{u}(k)$ , доставляющее минимум функции  $J_k$ :

$$J_k = J_k [\bar{u}(k), \bar{x}(k)] \rightarrow \min$$

в условиях ресурсных  $\bar{u}(k) \in U$  и фазовых ограничений  $\bar{x}(k) \in X$ .

В данной постановке задача оптимального управления эквивалентна *основной задаче математического программирования* [4]: задаче минимизации скалярной функции на множестве. Таким образом, описание системы с помощью разностных уравнений вида (1) позволяет заменить исходную дифференциальную краевую задачу оптимального управления прямой задачей минимизации, решение которой проводится на каждом такте управления. Использование указанного подхода, получившего название *динамического пересчета оптимальной траектории*, позволяет напрямую формализовать задачу максимальной точности регулирования.

Функционал минимизации ошибки регулирования по состоянию объекта на каждом такте управления может быть определен нормой вектора отклонений переменных состояния системы от их целевых значений и определяться формулами:

$$J_1 [\bar{x}(k)] = |x_1(k) - x_1^*| + |x_2(k) - x_2^*| + \dots + |x_n(k) - x_n^*| \rightarrow \min \quad (2a)$$

$$J_2 [\bar{x}(k)] = [x_1(k) - x_1^*]^2 + [x_2(k) - x_2^*]^2 + \dots + [x_n(k) - x_n^*]^2 \rightarrow \min \quad (2б)$$

где:  $k$  – номер такта управления;  $n$  – порядок системы (количество переменных состояния);  $\bar{x}(k) = (x_1(k), x_2(k), \dots, x_n(k))^T$  – вектор текущего состояния системы;  $\bar{x}^* = (x_1^*, x_2^*, \dots, x_n^*)^T$  – вектор целевого состояния системы.

Способ решения оптимизационной задачи на каждом такте определяется, в основном, видом целевой функции  $J$ . В представленном исследовании рассмотрено три различных метода минимизации функции (2. а, б).

**3. Применение математического программирования.** *Первым*, простейшим из рассмотренных *методов* решения поставленной задачи, является метод полного перебора возможных состояний системы для случая релейного управления. Главным достоинством данного метода является его применимость к функционалам любого вида. Суть указанного метода состоит в следующем.

Пусть управление объектом осуществляется в релейном режиме, т.е. сигнал управления может принимать три значения  $u(k) = \{0, -M, +M\}$ . При условии известности текущего  $\bar{x}(0)$  и целевого  $\bar{x}^{*T}$  состояния системы уравнение (1) выражает конечное состояние  $\bar{x}(N)$ , как функцию последовательно вырабатываемых управляющих воздействий  $u(k)$ ,  $k = (0, \dots, N-1)$ . Воспользовавшись дискретностью множества управляющих воздействий, можно построить граф возможных вариантов управления (рис. 3). Согласно [5], полученный граф является полным ориентированным деревом высоты  $N$ , имеющим  $\mu^N$  листьев, где  $N$  – количество тактов управления,  $\mu$  – мощность множества управлений (в данном случае  $\mu = 3$ ).

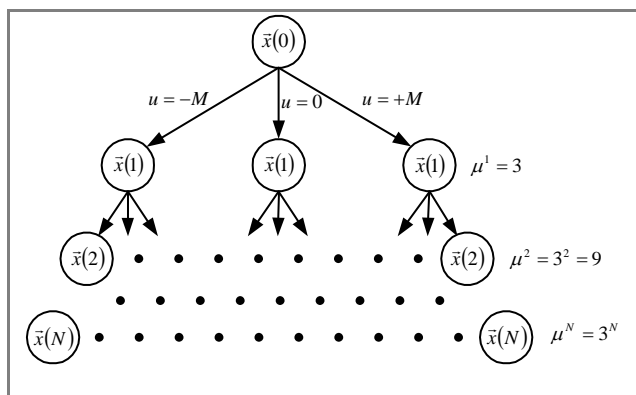


Рис.5. Дерево вариантов управления в релейном режиме.

Количество возможных состояний системы по прошествии  $N$  тактов совпадает с количеством листьев дерева и составляет  $3^N$ . Вычислив все состояния  $\bar{x}(N)$  и соответствующие им значения критерия  $J$ , можно найти оптимальное состояние и соответствующую последовательность воздействий  $u(k)$ ,  $k = (0, \dots, N-1)$ . Полученная последовательность  $u(k)$ ,  $k = (0, \dots, N-1)$  является решением задачи оптимизации релейного управления методом полного перебора.

*Второй метод* решения задачи минимизации ошибки регулирования разработан [6] специально для оптимизации процессов

управления по критерию (2.б) и заключается в сведении исходной задачи управления к задаче квадратичного программирования:

Пусть управляющий сигнал ограничен по модулю и может принимать любое значение из отрезка  $u \in [-M; M]$ . Функция (2б) выражает зависимость критерия оптимальности процесса управления  $J_2$  от переменных состояния  $(x_1(k), x_2(k), \dots, x_n(k))$  и является их квадратичной формой. Подставив соотношение (1), однозначно определяющее состояние  $(x_1(k), x_2(k), \dots, x_n(k))$  на момент времени  $k = N$  как функцию управляющих воздействий  $u(k), k = (0, \dots, N-1)$ , в функцию (2б), можно переписать исходный критерий оптимальности  $J_2$  в виде квадратичной формы относительно управляющих воздействий:

$$J_2(\vec{u}) = \frac{1}{2} \cdot \vec{u}^T \cdot H \cdot \vec{u} + \vec{g}^T \cdot \vec{u}, \quad (3)$$

где  $\vec{u} = (u(0), \dots, u(N-1))$  – вектор-последовательность управляющих воздействий;  $H$  – матрица Гессе;  $\vec{g}$  – вектор значений коэффициентов линейной части.

Константы  $H$  и  $\vec{g}$  определяются из начальных условий  $\vec{x}(0)$  (состояние системы на начало текущего такта управления), а также матрицы системы  $\Phi$  и матрицы управления  $\Gamma$ :

$$H = \begin{pmatrix} (M_{1,0}^2 + \dots + M_{m,0}^2) & (M_{1,0} \cdot M_{1,1} + \dots + M_{m,0} \cdot M_{m,1}) & \dots & (M_{1,0} \cdot M_{1,(N-1)} + \dots + M_{m,0} \cdot M_{m,(N-1)}) \\ (M_{1,0} \cdot M_{1,1} + \dots + M_{m,0} \cdot M_{m,1}) & (M_{1,1}^2 + \dots + M_{m,1}^2) & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ (M_{1,0} \cdot M_{1,(N-1)} + \dots + M_{m,0} \cdot M_{m,(N-1)}) & \dots & \dots & (M_{1,(N-1)}^2 + \dots + M_{m,(N-1)}^2) \end{pmatrix}$$

$$\vec{g} = \begin{pmatrix} (L_1 \cdot M_{1,0} + \dots + L_m \cdot M_{m,0}) \\ \vdots \\ (L_1 \cdot M_{1,(N-1)} + \dots + L_m \cdot M_{m,(N-1)}) \end{pmatrix}$$

где:  $L = \begin{pmatrix} L_1 \\ \vdots \\ L_m \end{pmatrix} = \Phi^N \cdot \vec{x}(0), \quad M_{k-1} = \begin{pmatrix} M_1 \\ \vdots \\ M_m \end{pmatrix}_{k-1} = \Phi^{N-k} \cdot \Gamma, \quad k = (0, \dots, N-1),$

$N$  – количество тактов управления,  $m$  – порядок системы.

Минимум функции  $J_2(\vec{u})$  может быть определен стандартным методом условного градиента с дроблением шага [7]. Получен-

ное решение определяет значение оптимального управляющего воздействия на текущем такте.

*Третий метод* обеспечения максимальной точности управления состоит в решении задачи оптимального управления по критерию (2.а) методами линейного программирования.

Так же, как и в постановке задачи оптимального управления по критерию (2.б), управляющий сигнал ограничен по модулю. Он может принимать любое значение из отрезка  $u \in [-M; M]$ . Для представления задачи оптимизации дискретного процесса управления конечным состоянием (на момент времени  $k = N$ ,  $\bar{x}(N)$ ) системы (1) по критерию (2.а) в виде стандартной задачи линейного программирования необходимо провести ряд преобразований [8]:

Необходимо переобозначить переменные задачи:

$$z_{k+1} = u(k) \quad \text{при} \quad k = 0, 1, \dots, N-1; \quad z_{N+1} = |x_1(N) - x_1^*|, \quad z_{N+2} = |x_2(N) - x_2^*|;$$

$$z_{N+m} = |x_m(N) - x_m^*|, \quad \text{где } m - \text{порядок системы. Равенство}$$

$$z_{N+i} = |x_i(N) - x_i^*|, \quad i = \overline{1, m} \quad \text{эквивалентно системе неравенств:}$$

$$-z_{N+i} \leq (x_i(N) - x_i^*) \leq z_{N+i} \Rightarrow \begin{cases} z_{N+i} - (x_i(N) - x_i^*) \geq 0 \\ z_{N+i} + (x_i(N) - x_i^*) \geq 0 \end{cases}.$$

Воспользовавшись ф-лой (1), можно записать систему:

$$\begin{pmatrix} z_{N+1} \\ \vdots \\ z_{N+m} \end{pmatrix} \pm \sum_{k=0}^{N-1} \Phi^{N-k-1} \cdot \Gamma \cdot z_{k+1} \geq \Phi^N \cdot \bar{x}(0) - \bar{x}^*$$

*Исходная задача оптимального управления принимает вид задачи линейного программирования:* минимизировать линейную целевую функцию (с учетом отброшенных констант, не влияющих на положение минимума)

$$(z_{N+1} + z_{N+2} + \dots + z_{N+m}) \rightarrow \min. \quad (4)$$

С учетом системы линейных ограничений

$$\begin{pmatrix} z_{N+1} \\ \vdots \\ z_{N+m} \end{pmatrix} - \sum_{k=0}^{N-1} \Phi^{N-k-1} \cdot \Gamma \cdot z_{k+1} \geq \Phi^N \cdot \bar{x}(0) - \bar{x}^*,$$

$$\begin{pmatrix} z_{N+1} \\ \vdots \\ z_{N+m} \end{pmatrix} + \sum_{k=0}^{N-1} \Phi^{N-k-1} \cdot \Gamma \cdot z_{k+1} \geq -\Phi^N \cdot \bar{x}(0) + \bar{x}^*. \quad (5)$$

и интервальных ограничений на переменные задачи:

$$-M \leq z_k \leq M, k = 1, 2, \dots, N, \quad (6)$$

$$z_k \geq 0, k = (N+1), \dots, (N+m), \quad (7)$$

где:  $z_k$ ,  $k = \overline{1, (N+m)}$  – переменные оптимизационной задачи;  $m$  – порядок системы;  $N$  – количество тактов управления;  $\vec{x}(0)$  – текущее состояние системы;  $\vec{x}^*$  – целевое состояние системы;  $\Phi$  – переходная матрица системы;  $\Gamma$  – матрица управления;  $-M$ ,  $M$  – минимальное и максимальное значение управляющего сигнала, соответственно.

Полученная задача (4–7) может быть решена стандартным симплекс-методом [8], при этом первые  $m$  элементов полученного вектора оптимальных значений определяют конечное состояние системы  $\vec{x}(N) = (x_1(N), \dots, x_m(N))^T$ , а остальные  $N$  элементов представляют собой последовательность управляющих воздействий  $u_k$ ,  $k = \overline{1, N}$ , приводящих систему в указанное состояние  $\vec{x}(N)$ .

#### 4. Моделирование работы предложенных алгоритмов.

Приведенные методы представляют собой базовые схемы решения задачи минимизации ошибки регулирования по состоянию. Алгоритмы управления, непосредственно основанные на перечисленных базовых схемах решения, применимы лишь к линейным объектам. Применение указанных алгоритмов оптимизации в задачах управления нелинейными объектами требует введения дополнительных ограничений и вычислительных процедур, отвечающих конкретной структуре системы. Управление существенно нелинейными системами выходит за рамки данного исследования и подробно рассмотрено в [9], [10], [11]. Функционирование предложенных алгоритмов апробировано на примере линейной задачи оптимальной стабилизации колебательного звена по критерию минимума ошибки по состоянию на всем протяжении процесса регулирования:

$$Ob: \begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -\frac{1}{T^2} \cdot x_1 - \frac{2 \cdot \xi}{T} \cdot x_2 + \frac{1}{T^2} \cdot u \end{cases}, \quad (8)$$

- начальные условия  $(x_1^0 \ x_2^0)^T = (x^0 \ \dot{x}^0)^T = (1 \ 0)^T$ ,

- целевое состояние  $(x_1^* \ x_2^*)^T = (x^* \ \dot{x}^*)^T = (0 \ 0)^T$ ,

- ресурсные ограничения задаются отрезком  $u \in [-M; M]$ ,

- фазовые ограничения не заданы.

Условия функционирования системы представлены в табл. 1. Уравнения дискретизации непрерывной системы (8), а также выкладки приведения ее описания к виду (1) подробно рассмотрены в [2]. Результаты моделирования процессов управления для алгоритмов перебора, квадратичного (КП) и линейного (ЛП) программирования представлены в табл. 2, 3, 4, соответственно.

*Параметры моделирования*

**Таблица 1.**

<i>Обозначение и значение</i>	<i>Описание</i>
$T = 0.1c$	<i>постоянная времени</i>
$\xi = 0.3$	<i>показатель колебательности</i>
$\vec{x}(0) = (x^0, \dot{x}^0) = (1, 0)$	<i>начальное состояние</i>
$\vec{x}^*(\tau) = (x^\tau, \dot{x}^\tau)^* = (0, 0)$	<i>конечное состояние</i>
$\nu = 100\text{Гц}$	<i>частота дискретизации</i>
$M = (2, 5)$	<i>ресурсные ограничения</i> $u \in [-M, +M]$
$\varepsilon = 0.01$	<i>точность алгоритма по ПС <math>x</math></i>
$J_1(\vec{x}) =  x_1  +  x_2  \rightarrow \min$ $J_2(\vec{x}) = x_1^2 + x_2^2 \rightarrow \min$	<i>целевая функция, минимизируемая на каждом такте управления</i> ( $J_1$ – для задачи ЛП и метода перебора, $J_2$ – для задачи КП)

*Результаты моделирования*

**Таблица 1.**

$M = 2: \tau_{III} = 0.34c, x_1(\tau) = 0.002, x_2(\tau) = 0.135$
$M = 2: \tau_{III} = 0.21c, x_1(\tau) = 0.0097, x_2(\tau) = -0.057$
$M = 5: \tau_{III} = 0.09c, x_1(\tau) = -0.002, x_2(\tau) = 0.007$
$M = 5: \tau_{III} = 0.09c, x_1(\tau) = -0.002, x_2(\tau) = 0.007$

**5. Выводы.** Представленные результаты позволяют сделать вывод о применимости рассмотренных методов математического программирования для синтеза алгоритмов оптимального управления по критерию максимальной точности. Предложенные алгоритмы обеспечивают приемлемое качество переходных процессов в системе, а также позволяют обеспечить высокую точность и скорость отработки заданных конечных условий. Полученные выводы подтвер-

ждены результатами математического моделирования на теоретическом примере динамической системы второго порядка.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ванько В.И., Ермошина О.В., Кувыркин Г.Н. Вариационное исчисление и оптимальное управление. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2001г. – 488с.
2. Стрейтс В. Метод пространства состояний в теории дискретных линейных систем управления: перевод с английского под ред. Я.З.Цыпкина. – М.: Наука, 1985г. – 295с.
3. Пропой А.И. Элементы теории оптимальных дискретных процессов. – М.: Наука, 1973г. – 256с.
4. Карманов В.Г. Математическое программирование. – М.: Наука, 1986г. – 288с.
5. Белоусов А.И., Ткачев С.Б. Дискретная математика. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2006г. – 744с.
6. Некрасов И.В. Минимизация ошибки управления динамическим объектом по неинтегральному квадратичному критерию качества. // Сборник докладов XIX научно-технической конференции. – ОАО «НИИ приборостроения им. В.В. Тихомирова», г. Жуковский, 2008г.
7. Аттетков А.В., Галкин С.В., Зарубин В.С. Методы оптимизации. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2003г. – 440с.
8. Зуховицкий С.Н., Авдеева Л.И. Линейное и выпуклое программирование. – М.: Наука, 1967г. – 460с.
9. Некрасов И.В. Учет релейного элемента в процессе оптимизации дискретного управления динамическим объектом. // «Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика», №7/2008. – ООО Издательство «НАУЧТЕХДИТИЗДАТ» – Москва, 2008г.
10. Некрасов И.В. Учет нелинейных элементов типа «люфт» при синтезе оптимального управления дискретным динамическим объектом. // Радиоэлектронные системы, № 2(14). – Научно-технический журнал ОАО «МНИИРЭ «Альтаир» – Москва, 2008г.
11. Некрасов И.В. Оптимизация управления динамическим объектом при наличии в его составе нелинейных элементов типа «насыщение». // «Состояние, проблемы и перспективы разработки корабельных информационно-управляющих комплексов (эффективность, надежность, экономика)». – Сборник докладов НТК ОАО «Моринформсистема «Агат», г. Москва, 2008г.

А.А. Карпунин, Д.И. Галкин

## ПОСТРОЕНИЕ ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕВОДА ДИНАМИЧЕСКОГО УПРАВЛЯЕМОГО ОБЪЕКТА В ЗАДАННОЕ СОСТОЯНИЕ

*Рассматривается задача построения пространственной траектории перевода динамического управляемого объекта с постоянной по модулю скоростью в заданное состояние. Предложено решение на основе геометрической интерпретации. Траектория представлена двумя участками разворота по торам, определяемым заданными начальным и конечным векторами скорости, и прямого участка их сопряжения. Получены величины углов центрального разворота по участкам окружностей разворота, при которых возможно сопряжение.*

**1. Введение.** Рассматривается движение динамического управляемого объекта (ДУО), описываемое системой дифференциальных уравнений

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = 0; & \frac{d\vartheta}{dt} = \left(\frac{g}{V}\right) \cdot (n \cdot \cos \gamma); & \frac{d\psi}{dt} = -\left(\frac{g}{V}\right) \cdot \frac{n \cdot \sin \gamma}{\cos \vartheta}; \\ \frac{dx_C}{dt} = V \cos \vartheta \cos \psi; & \frac{dy_C}{dt} = V \sin \vartheta; & \frac{dz_C}{dt} = -V \cos \vartheta \sin \psi, \end{cases} \quad (1)$$

где  $V = \text{const} > 0$  – скорость ДУО;  $x_C, y_C, z_C$  – координаты положения ДУО в стартовой системе координат  $Ox_C y_C z_C$ , причем  $y_C$  – высота;  $\theta$  – угол наклона траектории ДУО,  $\theta(0) = 0$ ;  $\psi$  – угол поворота траектории ДУО,  $\psi(0) = 0$ .

Вектор положения  $\mathbf{x}(t) = (x_C(t), y_C(t), z_C(t))$  ДУО в пространстве в момент времени  $t_0$ :  $\mathbf{x}(t_0) = (0, 0, 0)$ . Управление ДУО формируется в виде вектора  $[n, \gamma]$ , где  $n$  – значение нормальной перегрузки,  $\gamma$  – угол крена.

Движение (1) было исследовано в работе [2], где показано, что при постоянном угле крена  $\gamma = \text{const}$  оно представляет собой движение в плоскости крена  $\gamma$ . Заметим, что движение (1) при  $V = f(n_X, t, \dots) \neq \text{const}$  исследовано в [1].



Таким образом, если траектория движения ДУО определяется участками постоянства крена  $\gamma(\tau) = const, \tau \in [t_i, t_{i+1}], i = 1, 2, \dots$ , то данное движение может быть декомпозировано к набору участков плоского движения. Так, движение при значении  $\gamma = \pi/2$  описывается системой

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = 0; & \frac{d\theta}{dt} = 0; & \frac{d\psi}{dt} = -\left(\frac{g}{V}\right) \cdot n; \\ \frac{dx_C}{dt} = V \cos\psi; & \frac{dy_C}{dt} = 0; & \frac{dz_C}{dt} = -V \sin\psi. \end{cases} \quad (2)$$

К движению (2) может быть сведено к движению в плоскости, определяемой углом  $\gamma \neq 0$ , поворотом этого плоского движения на угол  $\left(\frac{\pi}{2} - \gamma\right)$  относительно  $Ox_C$ .

**2. Определение формы траектории ДУО.** Интегрированием системы (2) может быть найдено аналитическое решение при использовании следующих двух типов программных управлений:

1) Случай  $n(t) = const = 0$  – система уравнений (2) описывает прямолинейное движение по оси  $Ox_C$ .

2) Случай  $n(t) = const \neq 0$  – даёт аналитическое решение системы (1) при условиях (2):

$$\begin{cases} \psi(t) = -\int_0^t \frac{ng}{V} dt = -\frac{ng}{V} t, \\ x_C(t) = \int_0^t V \cos\psi(t) dt = \frac{V^2}{ng} \sin\left(\frac{ng}{V} t\right), \\ z_C(t) = -\int_0^t V \sin\psi(t) dt = \frac{V^2}{ng} \left(1 - \cos\left(\frac{ng}{V} t\right)\right). \end{cases} \quad (3)$$

Последние два уравнения в (3) можно представить в виде:

$$x_C(t) = R \sin(\omega t), \quad z_C(t) = R - R \cos(\omega t), \quad R = V^2 / \omega, \quad \omega = ng / V. \quad (4)$$

Угол  $\varphi = \omega \cdot \tau$  разворота при движении по окружности в течение времени  $\tau$  будем называть центральным углом разворота ДУО.

Таким образом, движение ДУО с динамикой (1) в классе кусочно-постоянных управлений представляет собой комбинацию прямолинейных участков и участков движения по окружности, радиус которой  $R$  определяется уравнениями (4). Поворот движения

(2) относительно оси  $OX_C$  при  $\gamma \in [0, 2\pi]$  и  $n(t) = \text{const} \neq 0$  опишет тор. Ось  $OX_C$  является его осью симметрии.

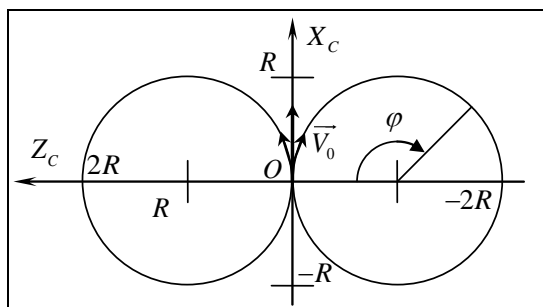


Рис. 1. Движение ДУО (2) при  $|n(t)| = \text{const} \neq 0$

Тор образуется при вращении окружности радиуса  $r$  вокруг точки, лежащей вне этой окружности, но в той же плоскости на расстоянии  $R$  от центра окружности. Параметрическое описание тора имеет вид

$$\begin{cases} x = r \cdot \sin u; \\ y = (R + r \cdot \cos u) \cdot \cos v; \\ z = (R + r \cdot \cos u) \cdot \sin v. \end{cases} \quad (5)$$

В рассматриваемом случае  $R = r$ , что упрощает описание:

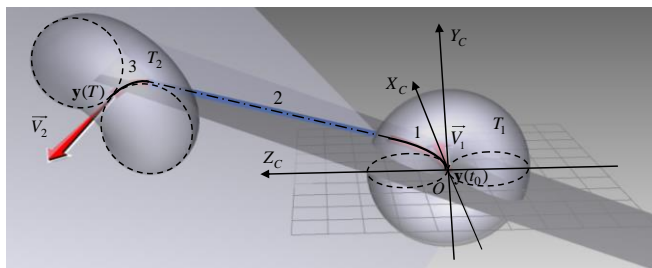
$$\begin{cases} x = R \cdot \sin u, \\ y = R \cdot (1 + \cos u) \cdot \cos v, \\ z = R \cdot (1 + \cos u) \cdot \sin v. \end{cases} \quad (6)$$

Движение из заданного состояния  $\mathbf{x}(T)$  также может быть описано тором, полученным из (6) путем переноса начала координат и поворота на заданные углы  $u(T)$  и  $v(T)$ .

**3. Геометрическая интерпретация задачи.** Рассматриваемая задача перевода ДУО с динамикой (1) из начального состояния  $\mathbf{x}(t_0)$  в заданное конечное состояние  $\mathbf{x}(T)$ ,  $T > t_0$  имеет геометрическую интерпретацию, представленную на рис. 2.

В начальный момент ДУО находится в положении  $\mathbf{x}(t_0)$ . В общем случае вектор скорости  $\mathbf{v}(T)$  не лежит в одной плоскости с вектором  $\mathbf{v}(t_0)$ . Траектория перевода состоит из 3 участков. Участок

1 является траекторией разворота по тору  $T_1$  из начального состояния, определяемого вектором скорости  $\vec{v}_1$ . Участок 3 является траекторией разворота по тору  $T_2$  до конечного состояния  $x(T)$ , определяемого вектором скорости  $\vec{v}_2$ .



**Рис. 2. Геометрическая интерпретация задачи перевода в заданное состояние**

При этом участки 1 и 3 являются дугами окружности поперечного сечения торов от центра до точки сопряжения с участком 2, являющимся прямой. Состояние ДУО в конце участка 1 является состоянием в начале участка 2, а состояние ДУО в конце участка 2 является состоянием в начале участка 3. Траектория ДУО не имеет точек разрыва и определяется тремя участками кусочно-постоянного управления:

$$\text{участок 1: } \tau_1 \in [t_0, t_1] \quad \gamma(\tau_1) = \text{const}, \quad n(\tau_1) = \text{const} = n;$$

$$\text{участок 2: } \tau_2 \in [t_1, t_2] \quad \gamma(\tau_2) = \text{const}, \quad n(\tau_2) = \text{const} = 0;$$

$$\text{участок 3: } \tau_3 \in [t_2, T] \quad \gamma(\tau_3) = \text{const}, \quad n(\tau_3) = \text{const} = n.$$

Варианты сопряжения участков 1 и 2 рассмотрены на рис. 3, где  $r = R$  – радиус разворота ЛА,  $\varphi$  – центральный угол разворота ЛА по дуге окружности. Из геометрии имеем

$$\frac{d}{R} = \frac{a}{a+R}, \quad a+R = \left( \frac{R}{\cos \varphi} \right), \Rightarrow a = -R + \left( \frac{R}{\cos \varphi} \right),$$

$$\frac{d}{R} = \frac{\left( \frac{R}{\cos \varphi} \right) - R}{\left( \frac{R}{\cos \varphi} \right)}, \Rightarrow d = R \cdot (1 - \cos \varphi), \quad a = R \cdot \operatorname{tg} \left( \frac{\varphi}{2} \right),$$

откуда получаем соотношение

$$d = \frac{2a^2 R^2}{R^2 + a^2}. \quad (7)$$

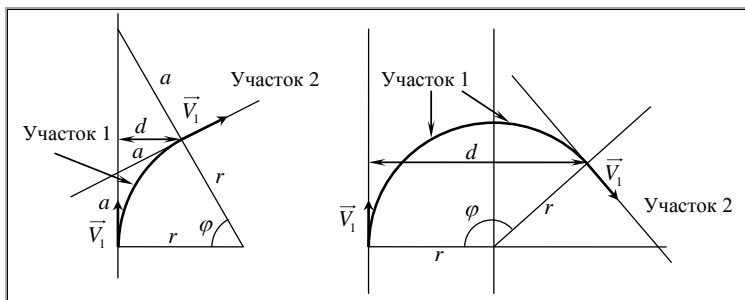


Рис. 3. Сопряжение участков 1 и 2

Участки траектории перевода ДУО в заданное состояние показаны на рис. 4.

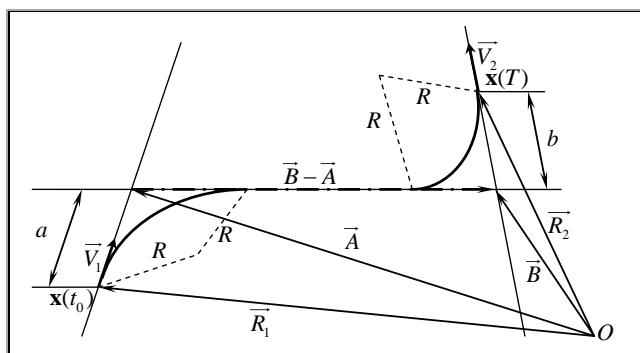


Рис. 4. Участки траектории перевода ДУО в заданное состояние

Из геометрических построений на рис. 4 получаем

$$\begin{cases} \bar{A} = \bar{R}_1 + a \frac{\bar{V}_1}{\|\bar{V}_1\|}, & \bar{B} = \bar{R}_2 - b \frac{\bar{V}_2}{\|\bar{V}_2\|}, \\ \left\| \frac{(\bar{B} - \bar{A}) \times \left( a \frac{\bar{V}_1}{\|\bar{V}_1\|} \right)}{\|\bar{B} - \bar{A}\|} \right\| = d_1, & \left\| \frac{(\bar{B} - \bar{A}) \times \left( b \frac{\bar{V}_2}{\|\bar{V}_2\|} \right)}{\|\bar{B} - \bar{A}\|} \right\| = d_2. \end{cases} \quad (8)$$

На основе (12) получены следующие уравнения:

$$d_1 = \frac{2a^2 R}{R^2 + a^2}; \quad d_2 = \frac{2b^2 R}{R^2 + b^2} \quad (9)$$

Решая совместно (8), (9), можно получить величины  $a$ ,  $b$ . Учитывая, что  $a = R \cdot \operatorname{tg}(\varphi_1/2)$ ,  $b = R \cdot \operatorname{tg}(\varphi_2/2)$ , искомые величины центральных углов разворота по тору могут быть найдены из следующих соотношений

$$\varphi_1 = 2\operatorname{arctg}(a/r_1), \quad \varphi_2 = 2\operatorname{arctg}(b/r_2).$$

**4. Выводы.** Получены величины центральных углов разворота по участку окружности сечения тора плоскостями крена, что позволит найти искомую траекторию перевода ДУО с динамикой (1) из начального состояния в заданное конечное состояние.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Воронов Е.М., Карпунин А.А. Алгоритм оценки границ области достижимости летательного аппарата с учетом тяги // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Приборостроение. – 2007. – № 4 (69). – С. 81–99.
2. Воронов Е.М. Методы оптимизации управления многообъектными многокритериальными системами на основе стабильно-эффективных игровых решений: Учебник/ Под ред. Н.Д. Егупова. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. – 576 с.

УДК 534.1

А.А. Сейранян, А.П. Сейранян

### **ЗАДАЧА В.Н. ЧЕЛОМЕЯ О СТАБИЛИЗАЦИИ СТАТИЧЕСКИ НЕУСТОЙЧИВОГО СТЕРЖНЯ С ПОМОЩЬЮ ВИБРАЦИИ**

*Рассматривается задача В.Н. Челомея о стабилизации упругого статически неустойчивого стержня с помощью вибрации. Получены и проанализированы формулы для верхней и нижней критических частот стабилизации.*

**Введение.** В.Н.Челомей [1-3] указал на возможность повышения устойчивости упругих систем при помощи вибраций. В частности, он пришел к выводу, что упругий стержень, сжатый периодической продольной силой, постоянная составляющая которой превышает критическое (эйлерово) значение, может быть стабилизирован высокочастотной продольной вибрацией, приложенной к концу стержня. Эти результаты [1] с незначительной правкой вошли в известную книгу Н.Н. Боголюбова и Ю.А. Митропольского [4] и обсуждались в книге Я.Г. Пановко и И.И. Губановой [5]. В.В. Болотин в справочнике [6] также анализирует возможность стабилизации статически неустойчивого упругого стержня с помощью продольной вибрации; на основании численных результатов он приходит к выводу, что аналогии с задачей о стабилизации перевернутого маятника нет ввиду наличия перемежающихся резонансных зон неустойчивости от высоких гармоник, сужающих области стабилизации стержня.

В.Н.Челомей [1, 2] пишет о «высокочастотной» стабилизации статически неустойчивого стержня при действии периодической продольной силы, но не сообщает конкретных значений частоты и амплитуды стабилизации, достигнутой в ходе эксперимента. Предпринятые в связи с этим новые попытки исследования эффекта стабилизации статически неустойчивого стержня с помощью высокочастотной продольной вибрации привели к неоднозначным выводам

[7, 8]. В частности, утверждалось [7], что при действии высокочастотной вибрации прямолинейное устойчивое положение равновесия существует наряду с устойчивой конфигурацией изогнутого стержня. Экспериментально подтвержден эффект увеличения жесткости (собственных частот поперечных колебаний) при наложении высокочастотной продольной вибрации [8], однако критические частоты и силы, соответствующие потере устойчивости, не были найдены.

В настоящей работе рассматривается задача В.Н.Челомея о стабилизации упругого статически неустойчивого стержня с помощью вибрации. Получены и проанализированы формулы для верхней и нижней критических частот стабилизации. Показано, что, в отличие от высокочастотной стабилизации перевернутого маятника с вибрирующей точкой подвеса, стержень стабилизируется частотами периодической силы порядка основной частоты поперечных колебаний несжатого стержня, лежащими в некотором интервале.

**1. Формулировка задачи.** Следуя В.Н. Челомею [1], рассмотрим тонкий прямой упругий стержень постоянного поперечного сечения, к концу которого приложена периодическая по времени  $t$  продольная сила  $P(t) = P_0 + P_t \phi(\omega t)$ . Уравнение поперечных колебаний стержня имеет вид

$$EJ \frac{\partial^4 u}{\partial x^4} + P(t) \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + 2\gamma m \frac{\partial u}{\partial t} + m \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = 0 \quad (1.1)$$

Здесь  $x$  – координата вдоль оси стержня,  $u(x, t)$  – прогиб стержня,  $m$  – погонная масса,  $EJ$  – изгибная жесткость,  $\gamma$  – коэффициент демпфирования,  $P_t$  и  $\omega$  – амплитуда и частота возбуждения продольной вибрации. Рассматривается случай, когда оба конца стержня шарнирно оперты.

Решение уравнения (1.1) ищется в виде ряда по собственным функциям

$$u(x, t) = \sum_j \varphi_j(t) \sin(j\pi x/l)$$

Подставим этот ряд в уравнение (1.1), умножим на  $\sin(k\pi x/l)$  и затем проинтегрируем на отрезке  $[0, l]$ . В результате получим уравнения относительно функций  $\phi_k(t)$ , которые, введя новую переменную  $\tau = \omega t$ , запишем в виде

$$\frac{d^2\varphi_k}{d\tau^2} + 2\beta_k \left( \frac{\Omega_k}{\omega} \right) \frac{d\varphi_k}{d\tau} + \left( \frac{\Omega_k}{\omega} \right)^2 \left\{ 1 - \frac{P_0}{P_k} - \frac{P_t\phi(\tau)}{P_k} \right\} \varphi_k = 0, \quad (1.2)$$

$$k = 1, 2, \dots$$

где  $\beta_k = \gamma / \Omega_k$ ,  $\Omega_k = \pi^2 k^2 \sqrt{EJ/m} / l^2 - k$ -я собственная частота поперечных колебаний несжатого стержня и  $P_k = \pi^2 k^2 EJ / l^2 - k$ -я критическая (эйлерова) сила. Тривиальное положение равновесия стержня  $u(x, \tau) = 0$  асимптотически устойчиво, если функции  $\varphi_k(\tau) \rightarrow 0$  при  $\tau \rightarrow \infty$  ( $k = 1, 2, \dots$ ), и неустойчиво, если хотя бы одна из функций  $\varphi_k(\tau)$  становится неограниченной при  $\tau \rightarrow \infty$ .

В.Н.Челомей [1] поставил вопрос о стабилизации прямолинейной формы упругого стержня с помощью продольной вибрации при величине силы, превышающей критическое (эйлерово) значение  $P_0 > P_1$  (т.е. статически неустойчивого стержня). Считая частоту возбуждения большой по сравнению с основной частотой поперечных колебаний несжатого стержня ( $\omega \gg \Omega_1$ ) и применяя метод возмущений и метод усреднения к уравнению (1.2) при  $k = 1$ , он получил неравенство, описывающее область стабилизации стержня. В случае  $\varphi(\tau) = \cos \tau$  это неравенство приводится к виду

$$N^2 < \frac{\varepsilon^2}{2\alpha} - 4\beta_1^2; \quad (1.3)$$

$$N = \frac{\omega}{\Omega_1}, \quad \varepsilon = \frac{P_t}{P_1}, \quad \alpha = \frac{P_0}{P_1} - 1, \quad \beta_1 = \frac{\gamma}{\Omega_1}$$

Налицо противоречие: при выводе этого соотношения считалось  $N \gg 1$ , а критическая частота стабилизации получается порядка основной частоты. Действительно, положив, например,  $\varepsilon = 0.1$ ,  $\alpha = 0.05$ ,  $\beta_1 = 0$  из неравенства (1.3) получим  $N < 1/\sqrt{10}$ . Учет демпфирования, как это следует из неравенства (1.3), лишь понижает верхнюю границу частоты стабилизации. Кроме того, нет ограничения на частоты стабилизации снизу; без такого условия следует парадоксальный вывод: стержень можно стабилизировать сколь угодно медленной продольной вибрацией! Таким образом, «высокочастотная» стабилизация стержня при действии периодической продольной силы [1, 2] оказывается под вопросом.

**2. Анализ устойчивости.** Для анализа области стабилизации стержня воспользуемся результатами исследования областей устой-



чивости для уравнения Хилла с демпфированием [9, 10]. Применяя эти результаты к уравнению (1.2) при  $k = 1$  для случая, когда постоянная составляющая продольной силы ненамного превосходит критическое эйлерово значение, т.е.  $0 < \alpha = P_0 / P_1 - 1 \ll 1$ , при малой амплитуде возбуждения  $\varepsilon = P_i / P_1 \ll 1$  и  $\phi(\tau) = \cos \tau$  получим неравенство, определяющее область стабилизации:

$$N^2 < \frac{\varepsilon^2}{2\alpha} - 4\beta_1^2 - \frac{7\alpha}{8} \quad (2.1)$$

Оно отличается от формулы В.Н.Челомея (1.3) лишь последним малым членом.

Кроме того, из диаграммы Айнса-Стретта для уравнения Маттье-Хилла [5,11] следует существование нижней границы для частоты  $\omega$ . Для получения формулы, описывающей эту границу, необходимо проанализировать область устойчивости, возникающую вблизи первой критической частоты. Рассмотрим сначала случай отсутствия демпфирования  $\beta_1 = 0$ . Учитывая члены первого и второго порядка малости по  $\varepsilon$ , получим

$$N^2 > H; \quad H = \varepsilon - 2\alpha + \tilde{H}, \quad \tilde{H} = \sqrt{(\varepsilon - 2\alpha)^2 + \frac{\varepsilon^2}{2}} \quad (2.2)$$

Формулу (2.2) можно распространить и на случай малого демпфирования. Полагая квадрат критического значения относительной частоты равным  $H - \Delta$ , где  $\Delta$  – малая добавка, и используя формулу для первой области устойчивости уравнения Маттье-Хилла с малым демпфированием [12], найдем

$$\Delta = \frac{2H^2\beta_1^2}{\varepsilon\tilde{H}} \quad (2.3)$$

В итоге, объединяя соотношения (2.1) – (2.3), получим область стабилизации стержня в виде двустороннего ограничения на частоты возбуждения

$$\varepsilon - 2\alpha + \sqrt{(\varepsilon - 2\alpha)^2 + \frac{\varepsilon^2}{2}} - \Delta < N^2 < \frac{\varepsilon^2}{2\alpha} - \frac{7\alpha}{8} - 4\beta_1^2 \quad (2.4)$$

Таким образом, границы области стабилизации зависят от трех малых параметров:  $\varepsilon$ ,  $\alpha$  и  $\beta_1$ . Из неравенства (2.4) следует, что демпфирование понижает как верхнюю, так и нижнюю границу частоты стабилизации. Заметим, что область стабилизации существует лишь при положительной правой части неравенства (2.4), т.е. при достаточно большой амплитуде возбуждения.

Зависимость нижней и верхней границ частоты стабилизации от параметров  $\varepsilon$  и  $\alpha$  по формуле (2.4) при значении коэффициента демпфирования  $\beta_1 = 0.05$  показана на рис.1. Область стабилизации находится между двумя поверхностями. Двумерные области устойчивости тривиального положения равновесия стержня при наличии вибрации, найденные при  $\beta_1 = 0.05$  и значениях  $\alpha = 0.05$  и  $\alpha = 0.1$ , приведены на рис. 2. Области неустойчивости (заштрихованные) получены численно с помощью определения матрицы монодромии с последующим вычислением мультипликаторов системы и оценки их модулей (метод Флоке). Жирные линии представляют аналитические зависимости частоты от амплитуды возбуждения согласно неравенству (2.4). Видно хорошее согласие между аналитическими и численными результатами.

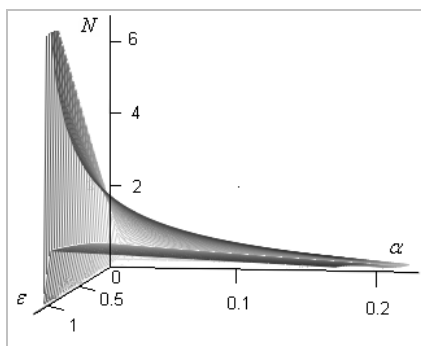


Рис. 1. Область стабилизации стержня

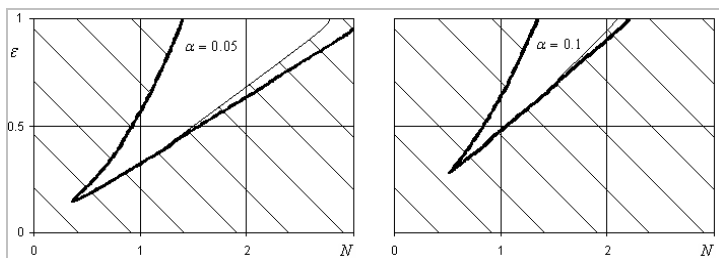


Рис. 2. Проекция области стабилизации

### 3. Влияние высших гармоник на область стабилизации.

Оценим влияние областей неустойчивости (параметрического резонанса) для уравнений (1.2) при  $k = 2, 3, \dots$  на область стабилизации,

найденную выше. В принципе, возможно, что области неустойчивости для уравнений (1.2) при  $k = 2, 3, \dots$  будут пересекаться с найденной областью устойчивости, тем самым сужая область стабилизации стержня. Известно [9, 11], что параметрический резонанс для уравнений Матье-Хилла (1.2) при малых амплитудах возбуждающей силы происходит при частотах, близких к значениям, определяемым следующими равенствами:

$$\left(\frac{\Omega_k}{\omega}\right)^2 \left(1 - \frac{P_0}{P_k}\right) = \frac{n^2}{4}, \quad n=1,2,\dots \quad (3.1)$$

Отсюда при учете соотношений (1.2) получим значения критических относительных частот возбуждения

$$N = \frac{2k^2}{n} \sqrt{1 - \frac{P_0}{P_1 k^2}}, \quad n=1,2,\dots \quad (3.2)$$

Учитывая, что в рассматриваемой задаче величина  $P_0$  близка к значению  $P_1$ , выпишем первые четыре резонансные относительные частоты. Из выражения (3.2) получим их приближенные значения

$$4\sqrt{3}, \quad 2\sqrt{3}, \quad 4\sqrt{3}/3, \quad \sqrt{3}, \dots \text{ при } k = 2$$

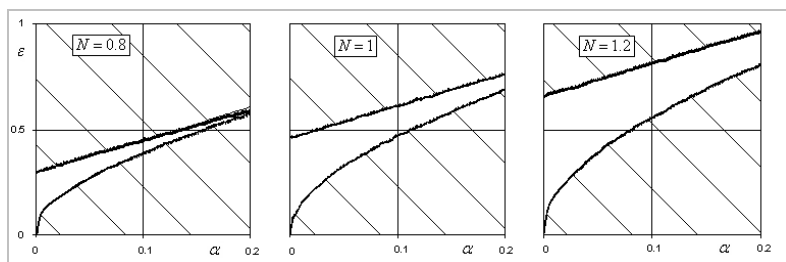
$$12\sqrt{2}, \quad 6\sqrt{2}, \quad 4\sqrt{2}, \quad 3\sqrt{2}, \dots \text{ при } k = 3$$

Известно, что для уравнений Матье-Хилла (1.2) лишь первые области неустойчивости, примыкающие к частотам  $4\sqrt{3}\Omega_1$  и  $12\sqrt{2}\Omega_1$ , широкие, и при наличии даже малого демпфирования при умеренных амплитудах возбуждения неустойчивость, соответствующая большим значениям  $n$ , исчезает. Отсюда следует, что при наличии демпфирования области неустойчивости для уравнений (1.2) при  $k = 2, 3, \dots$  не влияют на область стабилизации (2.4). Численные расчеты подтверждают сделанный вывод. Найденная в [6] численно область стабилизации при малых  $\varepsilon$  и  $\omega$  качественно согласуется с результатами, представленными на рис. 2 для  $\alpha = 0.05$ .

**4. Стабилизация стержня при заданной частоте.** Исследуем возможность стабилизации стержня при заданной частоте продольной вибрации, считая переменными величины  $\varepsilon$  и  $\alpha$ . Соответствующие аналитические зависимости могут быть получены из двустороннего неравенства (2.4). В частности, при малых  $\varepsilon$  и  $\beta_1$  из правой части неравенства (2.4) следует приближенная формула для области стабилизации

$$\alpha < \frac{\varepsilon^2}{2N^2} \quad (4.1)$$

На рис. 3 представлены области стабилизации, соответствующие неравенству (2.4) и найденные численно (незаштрихованные области) при значениях  $N = 0.8, 1, 1.2$  и  $\beta_1 = 0.05$ . Из фиг. 3 и формулы (4.1) следует, что при умеренной амплитуде возбуждения  $\varepsilon$  стабилизацию стержня можно наблюдать лишь при значениях силы, незначительно превышающих критическое  $\alpha = P_0 / P_1 - 1 \ll 1$ .



Фиг. 3. Проекция области стабилизации

**5. Заключение.** На основании результатов анализа устойчивости решений уравнения Матье-Хилла с демпфированием установлено, что упругий стержень стабилизируется частотами вибрации порядка основной частоты поперечных колебаний, лежащими в некотором интервале. Аналогия задачи о стабилизации стержня с задачей о стабилизации перевернутого маятника с вертикально вибрирующей точкой подвеса, отмеченная В.Н. Челомеем [1], представляется вполне естественной. Действительно, в обеих задачах статически неустойчивые системы стабилизируются с помощью вибрации, и обе задачи сводятся к анализу диаграммы Айнса-Стретта (с демпфированием) при отрицательных частотах, близких к нулю. Отличие состоит в том, что при малых амплитудах возбуждения маятник в верхнем вертикальном положении стабилизируется высокой, по сравнению с собственной, частотой вибрации точки подвеса, превышающей критическое значение, а упругий стержень стабилизируется частотами продольной вибрации порядка основной частоты поперечных колебаний несжатого стержня.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. В.Н.Челомей О возможности повышения устойчивости упругих систем при помощи вибрации. Доклады АН СССР. 1956. Т. 110. № 3. С. 345-347.
2. В.Н.Челомей. Парадоксы в механике, вызываемые вибрациями. Доклады АН СССР. 1983. Т. 270. № 1. С. 62-67.
3. В.Н.Челомей. Избранные труды. М.: Машиностроение, 1989. 335 с.
4. Боголюбов Н.Н., Митропольский Ю.А. Асимптотические методы в теории нелинейных колебаний. М: Наука, 1974. 503 с.
5. Пановко Я. Г., Губанова И.И. Устойчивость и колебания упругих систем. Современные концепции, парадоксы и ошибки. М.: Наука, 1987. 352 с.
6. Вибрации в технике. Справочник. Т. 1. Колебания линейных систем / Под ред. В.В. Болотина. М.: Машиностроение, 1999. 504 с.
7. Jensen J.S. Buckling of an elastic beam with added high-frequency excitation // International Journal of Non-Linear Mechanics. 2000. V.35.P. 217-227.
8. Jensen J.S., Tcherniak D.M., Thomsen J.J. Stiffening effects of high- frequency excitation: experiments for an axially loaded beam // ASME Journal of Applied Mechanics. 2000. V. 67. P. 397-402.
9. Сейранян А.П. Области резонанса для уравнения Хилла с демпфированием // Доклады АН. 2001. Т. 376. № 1. С. 44-47.
10. Сейранян А.А., Сейранян А.П. Об устойчивости перевернутого маятника с вибрирующей точкой подвеса // Прикладная математика и механика. 2006. Т. 70. № 5. С. 835-843.
11. Меркин Д.Р. Введение в теорию устойчивости движения. М.: Наука, 1987. 304 с.
12. Thomsen J.J. Vibrations and Stability. Advanced Theory, Analysis and Tools. Berlin: Springer, 2003. 404 с.

А.В. Попов, Е.А. Кондранин

## ОЦЕНКА ПРОЧНОСТИ КОНСТРУКЦИЙ НА ОСНОВЕ ИНВАРИАНТОВ АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ

*Предлагается новый подход к использованию фундаментальных свойств пуассоновских процессов акустической эмиссии (АЭ). Он основан на оценке изменения характеристик сигналов АЭ при деформировании конструкций. Оценку процессов разрушения производят путём анализа изменения параметров распределений сигналов АЭ, характеризующих инвариантами.*

**1. Введение.** Среди известных методов неразрушающего контроля прочности силовых конструкций методы, использующие акустическую эмиссию (АЭ) имеют особое значение. Оно определяется целым рядом факторов. К ним относятся независимость алгоритмов обработки сигналов АЭ от типа материала и высокую степень информативности процессов АЭ о характеристиках нагружаемого материала. Акустико-эмиссионный метод основан на регистрации и анализе параметров сигналов акустической эмиссии, вызванной динамической локальной перестройкой структуры материала контролируемого объекта, обусловленной наличием и развитием в них дефектов.

Следует подчеркнуть сложность физической природы возникновения и развития процессов АЭ, их стохастичность и нелинейность и, как следствие, недостаточную изученность. По этой причине в настоящее время при применении процессов АЭ в задачах контроля прочности силовых конструкций пользуются феноменологическими моделями этих процессов. При обработке данных АЭ не учитываются свойства случайных импульсных потоков. Существующие АЭ критерии разрушения зависят от предыстории эксплуатации конструкций, материала, формы и размеров конструкции, механических шумов [1].

Акустическая эмиссия – нестационарный случайный процесс (рис.1). Исследования на стыке фундаментальных наук – механики разрушения и теории случайных процессов – позволили получить принципиально новые научные результаты по оценке прочности и ресурса конструкций. Показано, что стадии разрушения (образова-

ние микродефектов и трещин) конструкций характеризуются определёнными законами распределения импульсов АЭ.

На ранних стадиях деформирования, когда эмиссия вызвана излучением микродефектов распределённых по объёму конструкции, естественно предположить пуассоновский характер потока акустических импульсов. Это подтверждается экспериментальными исследованиями. С ростом нагрузки и деформации микроисточники объединяются в макродефект (трещину), гипотеза пуассоновского потока импульсов нарушается. Наблюдается «разладка» распределений параметров сигналов (рис.1). Метод основан на оценке изменения характеристик сигналов акустической эмиссии при деформировании конструкций и отличается тем, что оценку процессов разрушения получают из анализа изменения параметров распределений сигналов акустической эмиссии, характеризующих инвариантами.

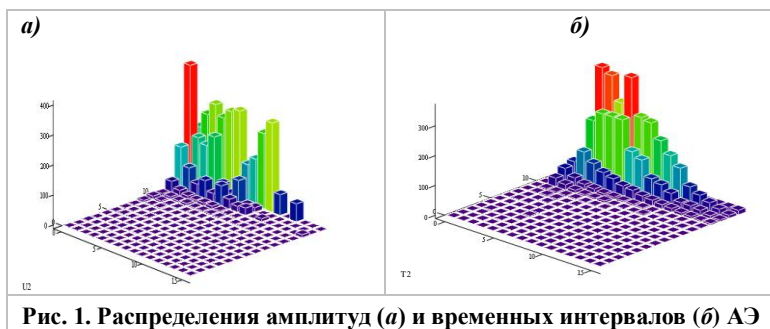


Рис. 1. Распределения амплитуд (а) и временных интервалов (б) АЭ

В [2-3] используются фундаментальные свойства пуассоновских процессов и применяются методы измерения и оценки статистических характеристик временных интервалов между актами АЭ. В условиях неизбежных и достаточно интенсивных помех эта задача является весьма сложной.

**2. Метод контроля прочности** силовых конструкций. Предлагается новый подход к использованию фундаментальных свойств пуассоновских процессов АЭ, который не требует измерения временных интервалов между актами АЭ и основан на оценке числа актов АЭ на фиксированных интервалах времени. Рассматривается существо предлагаемого метода контроля прочности силовых конструкций на основе оценки численно-временных характеристик процессов АЭ и некоторые его параметры.

Рассмотрим вначале гипотетический случай стационарного пуассоновского процесса АЭ. В соответствии с теорией пуассонов-

ских процессов вероятность того, что за интервал времени  $T$  произойдет  $m$  изменений состояний процесса, равна [4-6]

$$P(m, T) = e^{-\alpha T} \frac{(\alpha T)^m}{m!}, \quad (1)$$

где  $\alpha$  – интенсивность процесса. Случайное число изменения состояния пуассоновского процесса (число актов АЭ) за временной интервал  $T$  имеет математическое ожидание, равное дисперсии [5]. Это фундаментальное соотношение для пуассоновского процесса позволяет построить научно-методический аппарат и алгоритмы реализации контроля прочности конструкционных материалов и силовых конструкций обеспечивающие повышенную по сравнению с известными методами эффективность.

Критерием нахождения конструкции на начальном этапе нагружения, т.е. «пуассоновости» процесса АЭ, является близость значений математического ожидания числа актов АЭ его дисперсии. Несмещенной оценкой параметра  $\lambda T$  является оценка [4]

$$(\lambda T)^* = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N n_i, \quad (2)$$

где  $n_i$  – результаты независимых наблюдений числа актов АЭ в интервале времени  $T$ ). При этом

$$M[(\lambda T)^* - \lambda T]^2 = \frac{\lambda T}{N}, \quad (3)$$

$(\lambda T)^*$  – эффективная оценка математического ожидания числа актов АЭ в интервале времени  $T$ .

Величина  $\sqrt{\frac{N}{\lambda T}} [(\lambda T)^* - \lambda T]$  является асимптотически нормальной с параметрами  $(0, 1)$ , что приводит при больших значениях  $N$  к приближенному равенству

$$Q_{\lambda T} \left\{ -\gamma_\varepsilon < \sqrt{\frac{N}{\lambda T}} [(\lambda T)^* - \lambda T] < \gamma_\varepsilon \right\} \approx 1 - \varepsilon, \quad (4)$$

а величина  $\gamma_\varepsilon$  выбирается из условия

$$\sqrt{\frac{2}{\pi}} \int_0^{\gamma_\varepsilon} e^{-t^2/2} dt = 1 - \xi. \quad (5)$$

Мера  $Q_{\lambda T}$  в (4) определяется выражением

$$Q_{\lambda T} = \frac{\lambda_T^{n_1+n_2+\dots+n_N}}{n_1! n_2! \dots n_N!} e^{-N\lambda T} \quad (6)$$



Из (4) следует, что границы доверительного интервала с коэффициентом доверия  $1-\varepsilon$  определяются корнями уравнения

$$y^2 - \left[ 2(\lambda T)^* + \frac{\gamma_\varepsilon^2}{N} \right] y + (\lambda T^*)^2 = 0. \quad (7)$$

Выражения (5) и (7) позволяют определить характеристики статистического математического ожидания числа актов АЭ в интервале времени  $T$ . Далее будем обозначать математическое ожидание числа актов АЭ в интервале времени  $T - \lambda T$  так

$$\lambda T = M[n]. \quad (8)$$

На основе фундаментального соотношения между  $M[n]$  и дисперсией числа актов АЭ  $D[n]$  в интервале  $T$  можно записать

$$M[n^2] = D[n]. \quad (9)$$

Для второго начального момента числа актов АЭ в этом случае справедливо соотношение

$$M[n^2] = \{M[n]\}^2 + D[n] = \{M[n]\}^2 + M[n]. \quad (10)$$

Соотношение (10) позволяет построить инварианты, справедливые только для пуассоновского процесса, и на этой основе оценивать отклонение анализируемого процесса от пуассоновского. Так, для пуассоновского процесса выполняется соотношение

$$J = \frac{M[n^2]}{M[n]} - M[n] = 1. \quad (11)$$

Выражение (11) следует непосредственно из (10).

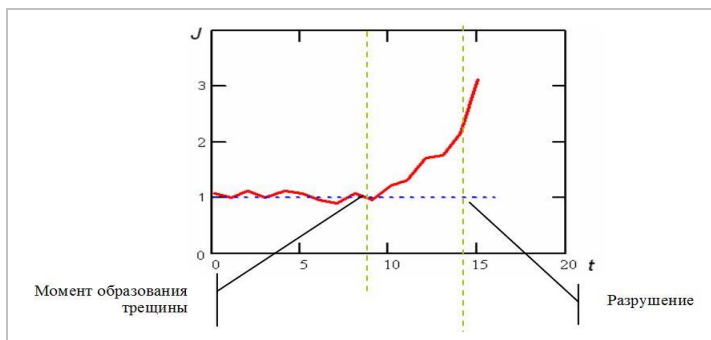


Рис. 2

На рис. 2 показано характерное отклонение инварианта (11) (по оси ординат) от числа 1 при образовании макротрещины и дальнейшее его увеличение при нагружении конструкции до разрушения

(образовании сквозной трещины с истечением через неё жидкости). Таким образом, отклонение инварианта от 1 – критерий разрушения конструкций.

Рассмотрим две формы инвариантов – (11) и

$$J^* = \frac{M[n^2]}{m^2[n] + M[n]} = 1. \quad (12)$$

Отклонение обеих форм инвариантов от единицы вследствие нарушения равенства  $M[n]=D[n]$  приводит к отклонению  $M[n^2]$  от суммы  $M[n]^2=M[n]$ . Оценим эти отклонения следующим образом на основании (11) и (12) имеем:

$$dJ = d\{M[n^2]\} \frac{1}{M[n]}, \quad (13)$$

$$dJ^* = d\{M[n^2]\} \frac{1}{\{M[n]\}^2 + M[n]}. \quad (14)$$

Поделив (13) на (14), получаем

$$\frac{dJ}{dJ^*} = \frac{\{M[n]\}^2 + M[n]}{M[n]}. \quad (15)$$

Соотношение (15) говорит о том, что форма инварианта  $J$  более чувствительна к отклонению процесса АЭ от пуассоновского и, следовательно, более предпочтительна на практике.

Рассмотрим статистические погрешности результатов усреднения, вызванные конечным на практике временем существования изучаемого процесса АЭ. В соответствии с (7)

$$y_{1,2} = (\lambda T)^* + \frac{\gamma_\xi}{2N} \pm \gamma_\xi \sqrt{\frac{(\lambda T)^*}{N} + \frac{\gamma_\xi^2}{4N^2}} \quad (16)$$

Рассмотрим случай нестационарного пуассоновского процесса АЭ, что типично для нагружения силовых конструкций с меняющейся во времени нагрузкой. В этом случае процесс остается пуассоновским с интенсивностью, зависящей от времени [5,6]. Если

$$\lambda(t) = a + bt,$$

что подтверждается экспериментальными исследованиями, то, разбивая весь интервал наблюдения за процессом АЭ на  $N$  участков, каждый из которых будет иметь длину  $T$ , получаем

$$M_{\kappa+1}[n] = \int_{\kappa T}^{\kappa+1} (a + bt) dt = aT + b(\kappa + \frac{1}{2})T^2. \quad (17)$$

Выражение (17) позволяет оценить параметры  $a$  и  $b$  в (16) и получить характеристики скорости изменения интенсивности неста-

ционарного пуассоновского процесса АЭ. Для этого необходимо задать параметры  $\kappa = \kappa_1$  и  $\kappa = \kappa_2$ , найти для них  $M\kappa_1[n]$  и  $M\kappa_2[n]$ . Оценки величин  $a$  и  $b$  найдутся из следующей системы уравнений

$$\left. \begin{aligned} M\kappa_1[n] &= aT + b(\kappa_1 + \frac{1}{2})T^2 \\ M\kappa_2[n] &= aT + b(\kappa_2 + \frac{1}{2})T^2 \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

*Алгоритм реализации* предложенного метода контроля прочности на основе оценки численно-временных статистических характеристик процессов АЭ:

1. Весь интервал времени контроля прочности  $T$  разбивается на ряд отрезков, каждый из которых имеет длину  $T_0$ ;
2. Внутри каждого  $i$ -го отрезка времени длиной  $T_0$  подсчитывается число актов АЭ  $n_i$ ;
3. Задается интервал сглаживания  $T_{czt}$  для нестационарного дискретного процесса  $n_i$ ;
4. На каждом отрезке вычисляется  $n_i^2$ ;
5. Методом скользящего среднего определяется текущая оценка  $M^*[n_i]$  и  $M^*[n_i^2]$  по всему интервалу  $T$ ;
6. Вычисляется текущее значение инварианта

$$J = \frac{M^*[n_i^2]}{\{M^*[n_i]\}^2 + M^*[n_i]}$$

7. По отклонению  $J$  от единицы судят о начале процесса разрушения.

**4. Метод, основанный на обработке** амплитудной информации. Сигнал датчика АЭ может быть аппроксимирован выражением

$$x(t) = \sum_{\kappa=1}^{\infty} a_{\kappa} S(t - t_{\kappa}), \quad (19)$$

где  $S(t)$  – форма импульса датчика,  $a_{\kappa}$  – случайная величина с конечной дисперсией,  $t_{\kappa}$  – случайные моменты времени. Когда случайные моменты  $t_{\kappa}$  определяются пуассоновским процессом с интенсивностью  $\lambda$ , дисперсия определяется выражением [4]:

$$D_x = \lambda M[a_{\kappa}^2] \int_{-\infty}^{+\infty} S^2(t) dt. \quad (20)$$

Здесь  $M[.]$  – знак математического ожидания.

Математическое ожидание процесса (1) при пуассоновском распределении моментов  $t_{\kappa}$

$$M[x(t)] = \lambda M[a_k] \int_{-\infty}^{+\infty} S(t) dt = m_x. \quad (21)$$

Отношение  $\frac{D_x}{m_x} = \frac{M[a_k^2] \int_{-\infty}^{+\infty} S^2(t) dt}{M[a_k] \int_{-\infty}^{+\infty} S(t) dt}$ , не зависит от интенсивно-

сти потока  $\lambda$ , а  $\left( \int_{-\infty}^{+\infty} S^2(t) dt \right) / \int_{-\infty}^{+\infty} S(t) dt = A$  является константой, зависящей только от формы реакции датчика на импульс АЭ, определяющей его конструкцией.

Обозначим

$$J_\phi = A \cdot \frac{M[a_k^2]}{M[a_k]}. \quad (22)$$

Соотношение (22) назовем функциональным инвариантом, основываясь на экспериментально проверенном факте практически линейной зависимости  $J_\phi$  от степени деформирования в зоне пуассоновского распределения моментов времени  $t_k$ .

Феноменологическая модель (19) адекватно описывает сигнал датчика АЭ. Случайная величина  $a_k$  есть, по сути, амплитуда импульса, второй начальный момент которой

$$M[a_k^2] = \int_0^{\infty} a_k^2 p(a_k) da_k, \quad (23)$$

зависит от прочностных характеристик конструкции. Здесь  $p(a_k)$  – плотность распределения величины  $a_k$ .

Исследованию вероятностной зависимости появления импульса в  $(t, t + dt)$  от промежутков времени между  $t$  и моментами возникновения предшествующих импульсов посвящен ряд работ [5-6], где показано значительное влияние возникающей корреляции между моментами  $t_k$  на характеристики импульсной последовательности. Возможность определения факта выхода распределения моментов времени  $t_k$  из зоны пуассоновского распределения при нагружении образца на основе (22) проверялась экспериментально следующим образом.

Для одного и того же процесса АЭ вычислялась величина инварианта  $J$  [2], который определяется соотношением

$$J = -M[\tau^2] / \{M[\tau^2]\}, \quad (24)$$

где  $\tau$  – случайные интервалы между импульсами АЭ, для пуассоновского распределения моментов  $t_k$   $J = 2$ , и подсчитывалась  $J_\phi$ .

Достоверность данного вывода подчеркивается тем, что критерий  $J$  оперирует с временными характеристиками импульсной последовательности, а  $J_\phi$  определяется на основе анализа амплитудных соотношений. Обработка экспериментальных данных с различными материалами (Ст.3, АМГ6, стеклотекстолит) показала устойчивое проявление этого эффекта.

Основное преимущество предлагаемого метода по сравнению с методом инвариантов, изложенным в [2-3] состоит в том, что здесь нет необходимости фиксировать моменты возникновения импульсов АЭ, что в условиях малого отношения сигнал/шум и наложении реакций датчиков АЭ друг на друга достаточно сложная задача.

Алгоритм реализации метода состоит в следующем. На начальном этапе нагружения определяются коэффициенты полинома  $J_{\phi n} = a_0 + a_1 J_\phi$ , описывающего экспериментальную зависимость  $J_\phi$  от степени деформирования образца (конструкции) на ранних стадиях деформирования. Многочисленные эксперименты с различными образцами показывают, что  $n \leq 1$ .

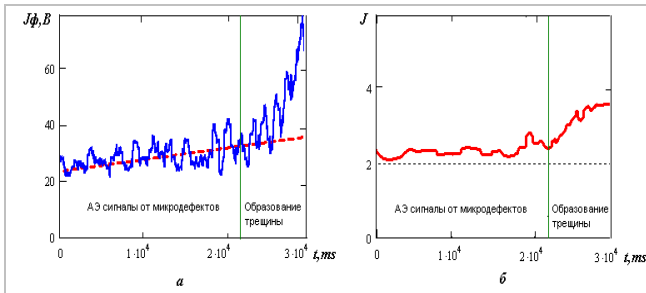


Рис. 3

На рис.3 представлены графики изменения  $J_\phi$  и  $J$  при деформировании до разрушения плоского образца сечения  $(3 \times 30 \text{ мм})$  из стеклотекстолита. (Пунктир на рис. 3а – график  $J_{\phi n}$  при  $a_0 = 15,7$

и  $a_1 = 7,8 \times 10^{-4}$ ). Продолжая процесс нагружения, сравниваем результат оценки  $J_\phi$  с расчетом по найденному полиному  $J_{\phi_n}$ . Когда будет нарушен пуассоновский характер моментов  $t_k$ , т.е. наступит формирование микротрещин, результаты оценки  $J_\phi$  и расчета  $J_{\phi_n}$  будут всё более расходиться, вплоть до образования макротрещины и разрушения.

**5. Выводы.** Предложенные АЭ критерии разрушения не зависят от предыстории эксплуатации конструкций, формы и размеров конструкции, механических шумов. Данный подход к обработке сигналов АЭ является перспективным при решении задач оценки прочности конструкций и защищён Патентами РФ.

Дальнейшие исследования, целесообразно направить на применение к предложенным алгоритмам методов статистической радиотехники, позволяющих строить эффективные процедуры фильтрации сигналов и оценки «разладки» АЭ процессов.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

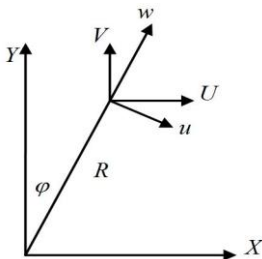
1. Неразрушающий контроль и диагностика: Справочник / В.В. Клюев, Ф.Р. Соснин, А.В. Ковалёва и др.; Под ред. В.В. Клюева. 3-е изд., испр. и доп. – М.: Машиностроение, 2005. 656с., ил.
2. Попов А.В. Способ оценки процессов разрушения конструкций при акустико-эмиссионном контроле. Патент РФ на изобретение № 2233444.
3. Расщепляев Ю.С., Попов А.В. Метод инвариантов в задаче исследования потоков акустической эмиссии. //Дефектоскопия, №10, 2000, с.79-82.
4. Справочник по математике для научных работников и инженеров. Корн Г. Корн. Т.- М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1984.- 833с.
5. Левин Б.Р. Теоретические основы статистической радиотехники. - М.: Советское радио, 1974. - 552с.
6. Вентцель Е.С., Овчаров Л.А. Теория случайных процессов и её инженерные приложения. – М.: Наука, 1991. – 380с.

Попов Б.Г.

**УСЛОВИЯ ОТСУТСТВИЯ «ЖЕСТКИХ» СМЕЩЕНИЙ И ПОВОРОТА СВОБОДНОГО КОЛЬЦА В ЕГО ПЛОСКОСТИ.  
ПРИЛОЖЕНИЕ К МКЭ**

*Решается задача статики свободного кольца, нагруженного системой самоуравновешенных сил и моментов. Задача МКЭ сводится к нахождению узловых степеней свободы, которые доставляют минимальное значение функционалу полной потенциальной энергии. Введены дополнительные условия, исключающие «жесткие» смещения и повороты. Приводятся решения нескольких классических базовых задач. Их сравнение с аналитическими результатами [1] показывает высокую точность вычислений.*

Определим для точки кольца с угловой координатой  $\varphi$  (рис. 1) проекции полного перемещения на оси глобальной системы координат (ГСК)  $X, Y$ . Эти проекции будем обозначать  $U, V$ , соответственно. Касательное и нормальное перемещения обозначим  $u, w$  и будем считать, что они заданы в локальной (полярной) системе координат (ЛСК).



**Рис. 1. Представление кольца в ГСК и определение проекций вектора перемещения на оси ГСК**

Согласно рис. 1 запишем

$$\begin{aligned} U &= u \cos \varphi + w \sin \varphi; \\ V &= -u \sin \varphi + w \cos \varphi. \end{aligned} \quad (1)$$

Переместим кольцо как жесткое целое вдоль оси  $X$  (перемещение  $U_0$ ) и вдоль оси  $Y$  (перемещение  $V_0$ ), а также повернем по часовой стрелке на малый угол  $\omega_0$ . Тогда касательные и нормальные перемещения кольца будут равны

$$\begin{aligned} u_0 &= U_0 \cos \varphi - V_0 \sin \varphi + \omega_0 R; \\ w_0 &= U_0 \sin \varphi - V_0 \cos \varphi. \end{aligned} \quad (2)$$

Покажем, что при этих перемещениях окружная деформация и изменение кривизны будут равны нулю. Действительно, подставив перемещения (2) в деформационные соотношения, получим, что

$$\begin{aligned} \varepsilon_0 &= \frac{du_0}{Rd\varphi} + \frac{w_0}{R} = -\frac{U_0}{R} \sin \varphi - \frac{V_0}{R} \cos \varphi + \frac{U_0}{R} \sin \varphi + \frac{V_0}{R} \cos \varphi = 0; \\ \alpha_0 &= -\frac{d^2 w_0}{R^2 d\varphi^2} + \frac{1}{R} \frac{du_0}{Rd\varphi} = \frac{1}{R^2} (U_0 \sin \varphi + V_0 \cos \varphi) + \\ &+ \frac{1}{R^2} (-U_0 \sin \varphi - V_0 \cos \varphi) = 0 \end{aligned} \quad (3)$$

справедливо для любых «жестких» смещений и поворотов.

Рассмотрим замкнутое кольцо, нагруженное самоуравновешенной системой сил и моментов. Условно (мысленно) закрепим это кольцо на плоскости  $X, Y$  системой распределенных упругих связей  $k_x, k_y, k_\omega$ , которые будут препятствовать смещению кольца как жесткого целого (рис. 2).

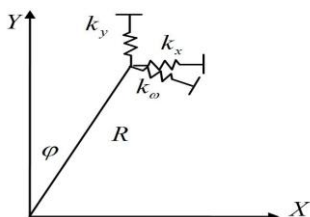


Рис.2. Упругие связи

Дадим кольцу возможные «жесткие» смещения  $\delta U_0, \delta V_0$  и угол поворота  $\delta \omega_0$ . Поскольку рассматриваемая система внешних сил и моментов самоуравновешена, то их суммарная работа на возможных  $\delta U_0, \delta V_0, \delta \omega_0$  равна нулю (т.к. суммы проекций всех сил на оси  $X, Y$  и главный момент кручения вокруг третьей оси  $Z$  равны нулю). Соотношения (3) выполняются для любых «жестких» смеще-



ний и поворотов, они справедливы и для возможных  $\delta U_0, \delta V_0, \delta \omega_0$ . Поэтому работа внутренних силовых факторов на  $\delta \varepsilon_0$  и  $\delta \alpha_0$  также будет равна нулю. Тогда для равновесного состояния кольца формулировка принципа возможных перемещений будет требовать равенства нулю только работы упругих связей, т.е.

$$\int_0^{2\pi} (\delta U_0 k_x U + \delta V_0 k_y V + \delta \omega_0 R k_\tau u) R d\varphi = 0. \quad (4)$$

Поскольку  $\delta U_0, \delta V_0, \delta \omega_0$  и  $k_x, k_y, k_\tau$  могут принимать произвольные значения, то из (4) следует, что должны выполняться условия

$$\int_0^{2\pi} U R d\varphi = \int_0^{2\pi} V R d\varphi = \int_0^{2\pi} u R d\varphi = 0, \text{ или с учетом (1):}$$

$$\int_0^{2\pi} (u \cos \varphi + w \sin \varphi) R d\varphi = 0; \quad \int_0^{2\pi} (-u \sin \varphi + w \cos \varphi) R d\varphi = 0; \quad \int_0^{2\pi} u R d\varphi = 0,$$

или

$$\int_0^{2\pi} \begin{bmatrix} \cos \varphi & \sin \varphi \\ -\sin \varphi & \cos \varphi \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \end{bmatrix} R d\varphi = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Полученные уравнения (5) представляют искомые условия отсутствия «жестких» смещений и поворотов свободного самоуравновешенного кольца. Эти уравнения можно трактовать, как условия ортогональности действительных и «жестких» перемещений и поворотов. Уравнения (5) и условия периодичности решения

$$u(0) = u(2\pi); \quad w(0) = w(2\pi); \quad \omega(0) = \omega(2\pi) \quad (6)$$

замыкают разрешающую систему уравнений.

При решении МКЭ задачи статики свободного кольца, нагруженного системой самоуравновешенных сил и моментов, задача сводится к нахождению узловых степеней свободы (перемещений и углов поворота), которые доставляют минимальное значение функционалу полной потенциальной энергии. Этот функционал в МКЭ представляет квадратичную форму внутренней потенциальной энергии и линейную форму потенциала внешних сил

$$J = \frac{1}{2} \mathbf{q}^T \mathbf{K}_\Sigma \mathbf{q} - \mathbf{q}^T \mathbf{P}_\Sigma, \quad (7)$$

где  $\mathbf{q}_{(n \times 1)}$  – вектор-столбец узловых степеней свободы (в ГСК);  $n$  – суммарное число узловых степеней свободы;  $\mathbf{K}_\Sigma$  – матрица жесткости кольца, собранная из МЖКЭ с учетом условий периодичности

(6);  $\mathbf{P}_\Sigma$  – вектор-столбец приведенных узловых сил. Следует заметить, что для свободной (незакрепленной) системы  $\mathbf{K}_\Sigma$  является особой матрицей.

Для решения поставленной задачи статики свободного кольца необходимо ввести дополнительные условия на  $\mathbf{q}$ , которые исключают «жесткие» смещения и повороты. Эти дополнительные условия (или условия связи) можно представить на основе полученной интегральной формулировки (5)

$$\mathbf{S}\mathbf{q} = \mathbf{0}, \quad (8)$$

$$\text{где } \mathbf{S}_{(3 \times n)} = \int_0^{2\pi} \begin{bmatrix} \cos \varphi & \sin \varphi \\ -\sin \varphi & \cos \varphi \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{\Phi} R d\varphi; \quad \mathbf{\Phi}_{(2 \times n)} - \text{объединенная мат-}$$

рица аппроксимирующих функций ( $[u \ w]^T = \mathbf{\Phi}\mathbf{q}$ ).

Дополнительные условия (8) с помощью множителей Лагранжа  $\lambda_{(3 \times 1)}$  введем в модифицированный функционал

$$J_* = \frac{1}{2} \mathbf{q}^T \mathbf{K}_\Sigma \mathbf{q} - \mathbf{q}^T \mathbf{P}_\Sigma + \lambda^T \mathbf{S}\mathbf{q} \quad (9)$$

и далее исследуем его на экстремум

$$\delta J_* = \delta \mathbf{q}^T (\mathbf{K}_\Sigma \mathbf{q} + \mathbf{S}^T \lambda - \mathbf{P}_\Sigma) + \delta \lambda^T \mathbf{S}\mathbf{q} = 0. \quad (10)$$

Поскольку  $\delta \mathbf{q}$  и  $\delta \lambda$  содержат произвольные коэффициенты, то из (10) следует разрешающая система алгебраических уравнений

$$\begin{bmatrix} \mathbf{K}_{\Sigma(n \times n)} & \mathbf{S}_{(n \times 3)}^T \\ \mathbf{S}_{(3 \times n)} & \mathbf{0}_{(3 \times 3)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{q}_{(n \times 1)} \\ \lambda_{(3 \times 1)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{P}_{\Sigma(n \times 1)} \\ \mathbf{0}_{(3 \times 1)} \end{bmatrix}, \quad (11)$$

которая позволяет определить узловые степени свободы  $\mathbf{q}_{(n \times 1)}$  (значения множителей Лагранжа  $\lambda_{(3 \times 1)}$  нас не интересуют).

Рассмотрим более подробно формирование матрицы дополнительных условий  $\mathbf{S}_{(3 \times n)}$ . Определим вклад отдельного КЭ в матрицу  $\mathbf{S}_{(3 \times n)}$ . Как показали решения тестовых задач при большом числе КЭ можно воспользоваться приближенными вычислениями. Для отдельного КЭ с номером  $i$  получаем

$$\int_{\varphi_{i-1}}^{\varphi_i} \begin{bmatrix} \cos \varphi & \sin \varphi \\ -\sin \varphi & \cos \varphi \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \end{bmatrix} R d\varphi \approx \mathbf{S}_{iL} \mathbf{q}_{iL} = \mathbf{S}_i \mathbf{q}_i, \quad (12)$$

где

$$\mathbf{S}_{iL} = \frac{l_i}{2} \begin{bmatrix} c_i & s_i & 0 & c_i & s_i & 0 \\ -s_i & c_i & 0 & -s_i & c_i & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad \mathbf{S}_i = \mathbf{S}_{iL} \mathbf{T}_i;$$

$$\mathbf{T}_i = \begin{bmatrix} c_X & c_Y & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -c_Y & c_X & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & c_X & c_Y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -c_Y & c_X & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad \mathbf{q}_{iL} = \begin{bmatrix} u_1 \\ w_1 \\ \omega_1 \\ u_2 \\ w_2 \\ \omega_2 \end{bmatrix}; \quad \mathbf{q}_i = \begin{bmatrix} U_1 \\ V_1 \\ \omega_1 \\ U_2 \\ V_2 \\ \omega_2 \end{bmatrix};$$

$$c_i = \cos \varphi_i^{\text{сп}}; \quad s_i = \sin \varphi_i^{\text{сп}}; \quad \varphi_i^{\text{сп}} = 0,5(\varphi_{i-1} + \varphi_i);$$

$$c_X = (X_2 - X_1)/l_i; \quad c_Y = (Y_2 - Y_1)/l_i; \quad l_i = R(\varphi_i - \varphi_{i-1});$$

$$X_1 = R \sin \varphi_{i-1}; \quad Y_1 = R \cos \varphi_{i-1}; \quad X_2 = R \sin \varphi_i; \quad Y_2 = R \cos \varphi_i.$$

Заполнение матрицы  $\mathbf{S}_{(3 \times n)}$  по  $\mathbf{S}_i$  выполняется формальными процедурами формирования разрешающих СЛАУ МКЭ, т.е. столбец матрицы  $\mathbf{S}_i$  отправляется по номеру степени свободы в соответствующий столбец матрицы  $\mathbf{S}$  и суммируется с тем, что там раньше было.

Ниже, в приложениях 1 – 4, приводятся решения нескольких классических базовых задач статики свободных колец, самоуравновешенных касательными погонными силами.

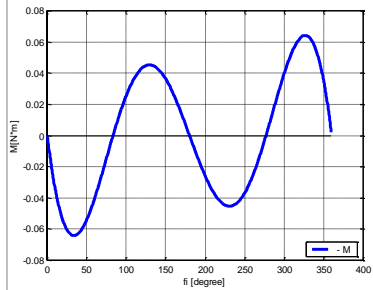
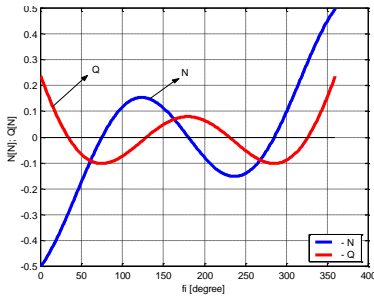
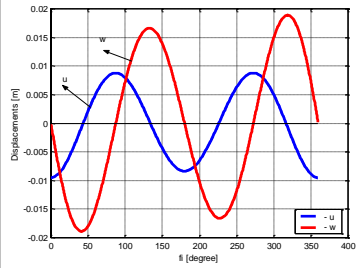
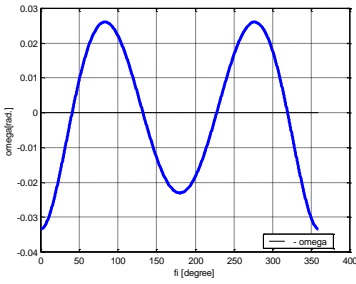
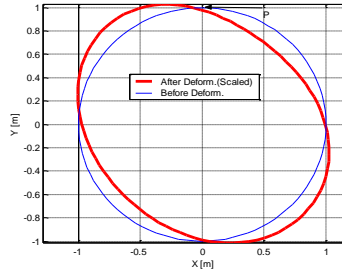
Сравнение с аналитическими результатами [1] показывает высокую точность численных результатов.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Прочность, устойчивость, колебания. Справочник. Том 1. Под ред. И.А. Биргера и чл.-кор. АН Латвийской ССР Я.Г. Пановко. М.: «Машиностроение», - 1968.- С. 312-334.

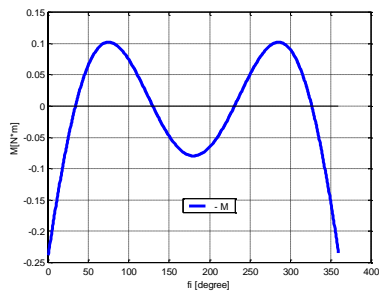
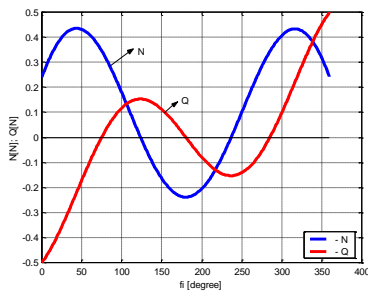
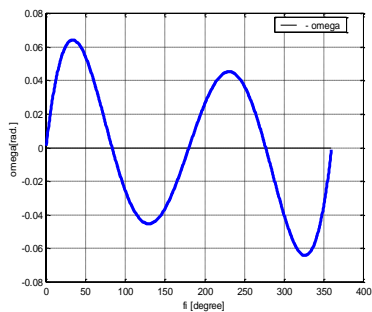
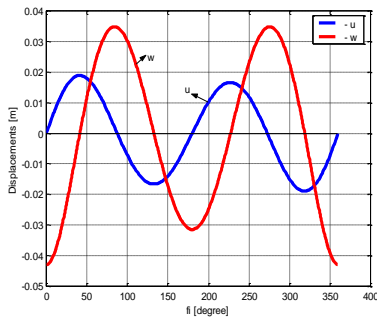
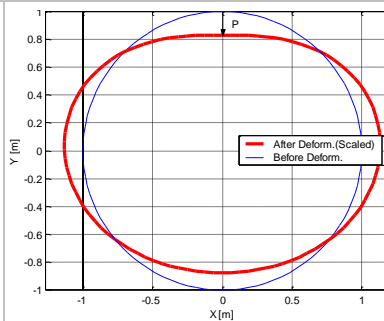
Приложение 1  
(Попов Б.Г.)

**Касательная сила  
в полюсе  
( $EF=105$ ;  $EI=1$ ;  $F=10-6$ )**



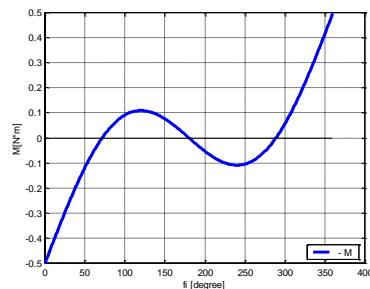
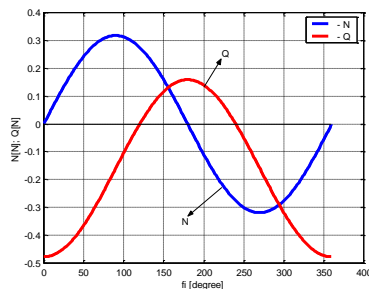
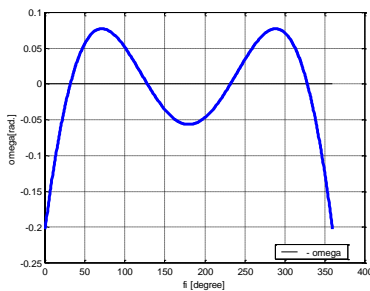
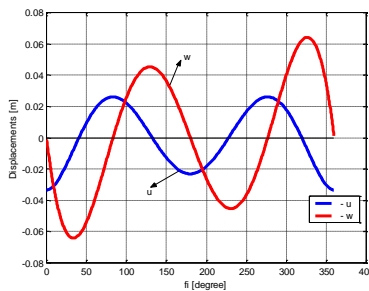
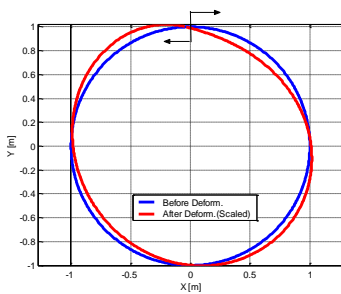
Приложение 2  
(Попов Б.Г.)

Нормальная сила  
в полюсе



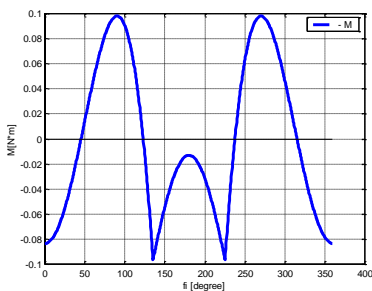
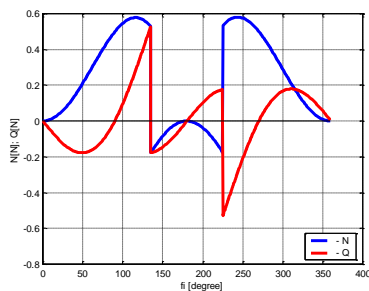
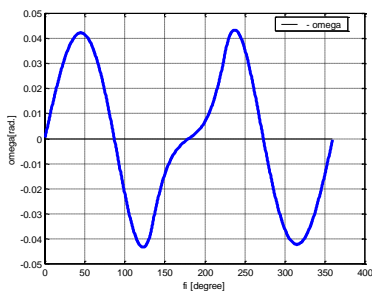
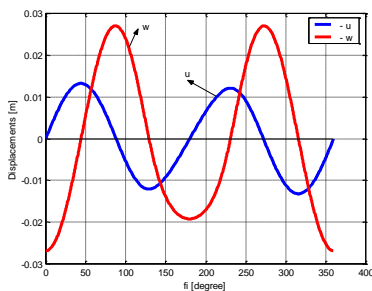
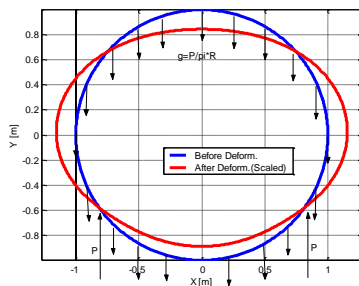
Приложение 3  
(Попов Б.Г.)

Изгибающий момент  
в полюсе



Приложение 4  
(Попов Б.Г.)

Массовое кольцо  
на двух опорах  
( $g = p / \pi R$ )



О.Н.Тушев, А.В.Беляев

## ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКОГО АМОРТИЗАТОРА ИЗ УСЛОВИЯ МАКСИМУМА НАДЕЖНОСТИ

*Рассматривается задача выбора конструктивных параметров пневмогидравлического амортизатора, на котором закреплен защищаемый объект. В качестве критерия уровня защиты объекта от динамических нагрузок выбрана надежность. Для вычисления надежности предложен приближенный метод, сочетающий в себе интерполяционный метод с методом статистических испытаний.*

**1. Введение.** В различных областях техники для защиты приборов, агрегатов и сооружений от динамических нагрузок при эксплуатации широко применяются пневмогидравлические амортизаторы [1]. Они имеют малые габариты при высоких развиваемых усилиях, обеспечивают большой ресурс работы и возможность простой регулировки рабочих характеристик. В настоящее время разработано много схем и конструкций амортизаторов данного класса. Общим для них является то, что упругая (позиционная) характеристика реализуется сжатым газом (азотом), а демпфирующая (скоростная) - дросселированием жидкости.

При проектировании или модернизации системы амортизации весьма сложно так выбрать конструктивные параметры амортизаторов, чтобы после прекращения действия случайной ударной нагрузки вероятность нормального функционирования защищаемого объекта была максимальной. Постановка и решение этой задачи является целью настоящей работы.

**2. Постановка задачи.** Будем считать, что конструкция защищаемый объект – система амортизации имеет конечное число степеней свободы и описывается обыкновенным векторным дифференциальным уравнением

$$\dot{\mathbf{X}} = \Phi(\mathbf{X}, \mathbf{A}, \mathbf{B}, t) + \mathbf{F}(\mathbf{A}, t), \quad \mathbf{X}(t_0) = \mathbf{X}_0, \quad (1)$$



где  $\mathbf{X} = (x_1, x_2, \dots, x_n)^T$ ,  $\mathbf{F}(\mathbf{A}, t)$ ,  $\mathbf{A} = (a_1, a_2, \dots, a_s)^T$ ,  $\mathbf{B} = (b_1, b_2, \dots, b_m)^T$  – векторы соответственно фазовых координат, внешних возмущений, случайных параметров и варьруемых параметров амортизации.

При проектировании всегда выделяется группа наиболее существенных параметров конструкции, значения которых для обеспечения условий ее нормального функционирования должны находиться в заданных допусках. Указанные параметры называются параметрами качества конструкции. Обычно это внутренние силовые факторы конструкции, ускорения, перемещения отдельных ее элементов и т.п. Для задач оптимальной амортизации в их число включаются ходы амортизаторов. Ходом амортизатора называется перемещение амортизируемого объекта относительно его начального положения в системе координат, связанной с основанием, на котором установлен амортизатор.

Введем вектор параметров качества [2]  $\mathbf{V} = (v_1, v_2, \dots, v_l)^T$ , элементы которого являются заданными аналитическими функциями  $\mathbf{X}$ , зависящими от  $\mathbf{A}$ ,  $\mathbf{B}$ . Уровень защиты объекта от динамических нагрузок определяется мерой достижения допустимых границ  $v_i^{(0)}$  элементами  $\mathbf{V}$  в течение переходного процесса. Таким образом, в пространстве  $\mathbf{V}$  задается допустимая область:

$$C = \left\{ \mathbf{V} : v_i |(\mathbf{A}, \mathbf{B}, t)| \leq v_i^{(0)} \right\}, \quad j = 1, 2, \dots, l, \quad t \in [0, T],$$

где  $T$  – граница интервала затухания переходного процесса в системе. Используем в качестве целевой функции при оптимизации надёжность механической системы [3], представляющей собой вероятность нахождения  $\mathbf{V}$  в допустимой области  $C$ . Тогда наибольший уровень защиты объекта будет обеспечиваться при выполнении условия  $\max_{\mathbf{V}} \mathbf{P}(\mathbf{V} \in C)$ .

**3. Метод вычислений.** Известно, что реализация численной процедуры оптимизации на основе точного определения надёжности представляет собой сложную задачу, решение которой для реальных систем требует больших затрат машинного времени. Оценки надёжности, полученные в [2, 3], позволяют упростить задачу. Но она, все же, остается сложной для нестационарных процессов, если вектор параметров качества имеет относительно высокую размерность. Кроме того, оценки обеспечивают удовлетворительную точность только для высоконадежных систем, в то время как на начальном этапе оптимизации надёжность может оказаться весьма низкой.

В настоящей работе для приближенного определения надежности предлагается использовать аппроксимацию зависимости элементов вектора параметров качества от случайных параметров посредством полиномиальной интерполяции [4]. После этого вычисление надежности не представляет существенной сложности.

Выберем по каждому из случайных параметров  $q_i$  узлов интерполирования  $a_{i1}, a_{i2}, a_{ip_i}, \dots, a_{iq_i}$ . Согласно методу [4], интерполяционный полином для  $j$ -ой составляющей вектора параметров качества строится по формуле Лагранжа (для сокращения записи  $\mathbf{B}, t$  не указаны):

$$v_j(A) = \sum_{p_1, p_2, \dots, p_s}^{q_1, q_2, \dots, q_s} v_j(a_{1p_1}, a_{2p_2}, \dots, a_{sp_s}) \prod \frac{H_{q_i}(a_i)}{H'_{q_i}(a_{ip_i})(a_i - a_{ip_i})}, j=1, 2, \dots, l, \quad (2)$$

где  $H_{q_i}(a_i)$  – ортогональные полиномы с весами  $\Phi(a_i)$ ;  $\Phi(a_i)$  – плотности вероятности;  $H'_{q_i} = dH_{q_i}(a_i)/da_i|_{a_i=a_{ip_i}}$ .

Суммирование в (2) выполняется по всем возможным комбинациям индексов  $p_1, p_2, \dots, p_s$ . В качестве узлов интерполяции выбираются корни соответствующих ортогональных полиномов. В случае произвольных законов распределения элементов  $\mathbf{A}$  систему ортогональных полиномов можно построить с помощью известной процедуры Грама - Шмидта. Для равномерного, экспоненциального, нормального, "arcsin" распределений данные системы являются классическими полиномами Лагранжа, Лагерра, Эрмита, Чебышева. Значение узлов классических полиномов затабулированы [4, 5]. Доказывается, что аппроксимация (2) обеспечивает минимум средней квадратической ошибки при фиксированном числе узлов.

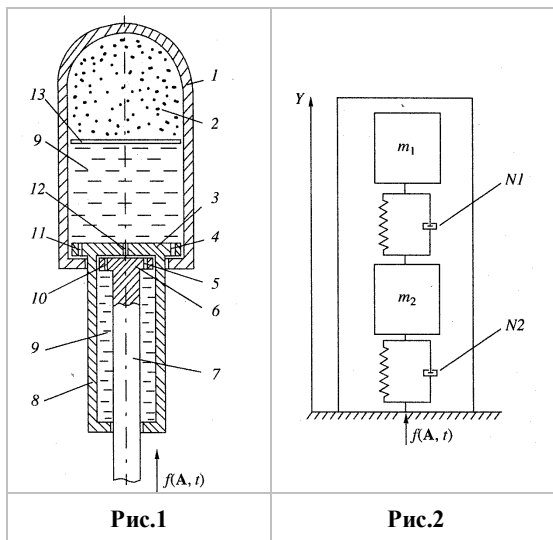
**4. Алгоритм оптимизации.** После того как соотношения (2) получены, несложно вычислить с достаточной точностью значения надежности на каждом шаге оптимизационной процедуры с помощью метода Монте-Карло, так как теперь машинное время вычисления одной реализации весьма мало. Заметим, что для определения (2) требуется  $Q$  интегрираний исходной системы уравнений

$$Q = q_1 \cdot q_2 \cdot \dots \cdot q_s. \quad (3)$$

Из (3) следует, что при решении реальных задач число элементов вектора  $\mathbf{A}$  и количество узлов по каждой из координат ограничиваются относительно небольшими значениями, которые определяются возможностями используемой вычислительной техники.

Для безусловной максимизации надежности можно применить такой алгоритм, который не требует вычисления производных, так как нелинейности в (1) имеют разрывы и изломы. Предлагается использовать метод "деформируемого многогранника" Нельдера – Мида, эффективность которого для подобного класса оптимизационных задач отмечается в [6, 7]. Суть метода заключается в следующем: в пространстве поиска размерности  $m$  задается многогранник  $m + 1$  вершинами. Многогранник движется к экстремуму путем замены по специальному правилу вершин с наименьшими значениями целевой функции на "лучшие". В процессе поиска многогранник "деформируется", адаптируясь к целевой функции, а в окрестности экстремума стягивается в точку.

**5. Конкретизация задачи.** Будем считать, что защищаемый объект установлен на подвижном основании (перемещение  $f(A, t)$ ) посредством двухштокового телескопического амортизатора, принципиальная схема которого приведена на рис. 1.



Корпус 1 (рис.1) имеет камеру со сжатым газом 2. Нижняя часть корпуса служит цилиндром, в котором движется поршень 3 основного ("плавающего") штока 8. Основной шток является цилиндром для поршня 6 штока слежения 7. Внутренние полости корпуса и основного штока заполнены рабочей жидкостью 9, поверхность

которой отделена от газовой камеры подвижной перегородкой 13. В поршне основного штока имеются дроссельные отверстия 4 и 11, работающие попеременно на прямом и обратном ходах основного штока соответственно. Прямой ход сопровождается сжатием газа. Аналогичные дроссельные отверстия 5 и 10 имеются и в поршне штока слежения. Это обеспечивает демпфирующие усилия на прямом и обратном ходах поршня. Попеременная работа отверстий 4, 7, а также 5, 10 достигается с помощью перекидных шайб (на рисунке не показаны). Маслопровод 12 служит для выравнивания давления в полостях и является дополнительным дроссельным отверстием.

Зазоры подвижных соединений снабжены уплотнительными прокладками. Плавающий шток является динамически активным элементом, а конструктивно единый амортизатор в динамическом смысле распадается на два каскада (с общей газовой камерой), разделенных инерционным звеном. На рис. 2 обозначено: N1, N2 – номера каскадов;  $m_1$  – масса защищаемого жесткого объекта;  $m_2$  – масса плавающего штока. Показан также контейнер, в котором находится конструкция.

Будем считать, что силовые характеристики каскадов сепарабельны и могут быть представлены в виде

$$R^{(j)}(\mathbf{B}, u^{(j)}, \dot{u}^{(j)}) = R_1^{(j)}(\mathbf{B}, u^{(j)}) + R_2^{(j)}(\mathbf{B}, \dot{u}^{(j)}),$$

где  $j = 1, 2$  – номер каскада;  $R_1^{(j)}(\mathbf{B}, u^{(j)})$ ,  $R_2^{(j)}(\mathbf{B}, \dot{u}^{(j)})$  – позиционная и скоростная характеристика;  $u^{(j)}$  – ход каскадов.

Для данного типа амортизаторов позиционные характеристики могут быть сформированы следующим образом:

$$R_1^{(1)}(u^{(1)}) = \begin{cases} S_p^{(1)} n p u & 0 \leq u^{(1)} \leq \tilde{u}^{(1)}, \\ S_{p+k}^{(1)} u^{(1)} n p u & u^{(1)} \leq 0, \end{cases} \quad R_1^{(2)}(u^{(2)}) = \begin{cases} S_p^{(2)} n p u \tilde{u}^{(2)} \leq u^{(2)} \leq 0, \\ S_{p+k}^{(2)} u^{(2)} n p u & u^{(2)} > 0, \end{cases} \quad (4)$$

где  $p$  – рабочее давление в полостях амортизатора;  $S^{(1)}$ ,  $S^{(2)}$  – контактные жесткости пар основной шток – шток слежения, шток слежения – корпус;  $\tilde{u}^{(1)}$ ,  $u^{(2)}$  – конструктивно располагаемые ходы.

Положительным считается ход, сопровождающийся сжатием газа. За ноль отсчета принимаются ходы при таком положении амортизатора, когда он имеет минимальный габарит. Давление определяется по формуле политропного сжатия азота [1]

$$p = p_0 \left( 1 - \frac{S^{(1)}u^{(1)} + S^{(2)}u^{(2)}}{\omega_0} \right)^{-h}, \quad (5)$$

где  $p_0$  – зарядное давление;  $\omega_0$  – объем газа при  $u^{(1)} = u^{(2)} = 0$ ;  $h = 1,3$  – показатель политропы.

Демпфирующие усилия в амортизаторе возникают в результате дросселирования масла через калиброванные отверстия. При этом реализуется квадратическая зависимость демпфирующих усилий от скорости движения штоков

$$R_2^{(j)}(\dot{u}^{(j)}) = \begin{cases} D_+^{(j)} \left( \dot{u}^{(j)} \right)^2 \text{ при } \dot{u}^{(j)} \geq 0, \\ -D_-^{(j)} \left( \dot{u}^{(j)} \right)^2 \text{ при } \dot{u}^{(j)} < 0, \end{cases} \quad j = 1, 2, \quad (6)$$

где  $D_+^{(j)}, D_-^{(j)}$  – коэффициенты демпфирования на прямом и обратном ходах, вычисляемые по формуле (индексы опущены)  $D = \eta \rho S_1^3 / 2S_2^2$ ;  $\eta$  – коэффициент сопротивления отверстия;  $\rho$  – плотность жидкости;  $S_2$  – площадь калиброванного отверстия;  $S_1 = 0.25\pi(d_1^2 - d_2^2)$ ;  $d_1, d_2$  – диаметры поршня и штока.

В соответствии с (4)–(6), из условия минимальной размерности пространства поиска экстремума выбираем варьируемые параметры

$$p_0\omega_0, p_0S^{(1)}, p_0S^{(2)}, D_+^{(1)}, D_-^{(1)}, D_+^{(2)}, D_-^{(2)}, \beta, \quad (7)$$

имеющие ясный физический смысл. Здесь  $p_0, \omega_0$  – потенциальная энергия газа при зарядном давлении;  $p_0S^{(1)}, p_0S^{(2)}$  – усилия на штоках амортизатора при  $u^{(1)} = u^{(2)} = 0$ ;  $D_+^{(1)}, D_-^{(1)}, D_+^{(2)}, D_-^{(2)}$  – коэффициенты демпфирования;  $\beta$  – коэффициент статической установки защищаемого объекта относительно основания. Введение  $\beta$  диктуется необходимостью наиболее полного использования высоты контейнера, так как в общем случае максимальные перемещения защищаемого объекта вверх и вниз неодинаковы. (Высота контейнера, умноженная на  $\beta$ , дает координату статической установки.)

Для удовлетворения физическому смыслу задачи при оптимизации требуется выполнить следующие координатные ограничения:

$$p_0\omega_0 \geq 0, \quad D_+^{(j)} \geq 0, \quad D_-^{(j)} \geq 0 \quad (j = 1, 2), \quad 0 \leq \beta \leq 1. \quad (8)$$

Для фиксации защищаемого объекта в заданном статическом положении (до приложения нагрузки и возвращения его в начальное положение) требуется, что бы

$$p_0 S^{(1)} > m_1 g, \quad 0 < p_0 S^{(2)} < (m_1 + m_2) g. \quad (9)$$

Оказалось, что все перечисленные в (7) параметры ограничены. Это необходимо учитывать при оптимизации. Введём элементы вектора **V** с помощью простых преобразований, которые формально позволяют освободиться от координатных ограничений (8), (9)

$$\begin{aligned} p_0 \omega_0 &= \exp(b_1), \quad p_0 S^{(1)} = m_1 g + \exp(b_2), \\ p_0 S^{(2)} &= (m_1 + m_2) g \left( 0.5 + \frac{1}{\pi} \arctg(b_3) \right), \\ D_+^{(1)} &= \exp(b_4), \quad D_-^{(1)} = \exp(b_5), \quad D_+^{(2)} = \exp(b_6), \\ D_-^{(2)} &= \exp(b_7), \quad \beta = 0.5 + \frac{1}{\pi} \arctg(b_8). \end{aligned} \quad (10)$$

Нетрудно заметить, что, согласно (10), при произвольном варьировании  $b_i \forall i$  ограничения (8), (9) всегда выполняются.

**6. Пример.** Рассмотрим оптимизацию параметров амортизатора системы, изображенной на рис. 2. Уравнения движения:

$$\begin{aligned} m_1 \ddot{y}_1 &= -m_1 g + R^{(1)}(\mathbf{B}, u^{(1)}, \dot{u}^{(1)}), \\ m_2 \ddot{y}_2 &= -m_2 g - R^{(1)}(\mathbf{B}, u^{(1)}, \dot{u}^{(1)}) + R^{(2)}(\mathbf{B}, u^{(2)}, \dot{u}^{(2)}), \end{aligned}$$

где  $u^{(1)} = y_1 - y_2, u^{(2)} = y_2 - f(\mathbf{A}, t), f(\mathbf{A}, t) = a_1 \exp(-a_2 t) \sin a_3 t$ ;  $a_1, a_2, a_3$  – случайные параметры с нормальным законом распределения. Параметрами качества выбраны относительное перемещение и абсолютное ускорение объекта  $v_1 = u^{(1)} + u^{(2)}, v_2 = \ddot{y}_1$ . При вычислении надежности применялась параболическая интерполяция (3 узла) по каждому из случайных параметров, что приводит к ошибке не более 4% на границах области практически возможных разбросов случайных параметров ( $\pm 3\sigma$ ). При реализации метода Монте-Карло использовали  $5 \cdot 10^3$  реализаций. Для получения оптимума с точностью 2% потребовалось 93 итерации. Результаты расчета приведены в таблице.

**Таблица 1**

<i>Параметры</i>	<i>Начальная точка</i>	<i>Оптимальная точка</i>
$p_0\omega_0$ , кДж	600,7	2413
$p_0S^{(1)}$ , кН	432,2	438,9
$p_0S^{(2)}$ , кН	150,4	182,5
$D_+^{(1)}$ , м/м	44,14	39,65
$D_-^{(1)}$ , м/м	539,5	3637
$D_+^{(2)}$ , м/м	112,6	2978
$D_-^{(2)}$ , м/м	24,52	14,09
$\lambda$	0,5	0,493
$P(V \in C)$	0,692	0,981

**СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ**

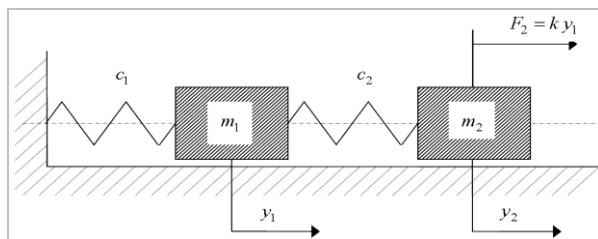
1. Драгун Д.К., Иванин В.Я., Левашев В.Н. Пневмогидравлические амортизаторы технологического оборудования. М.: Министерство обороны СССР, 1991. 128 с.
2. Вибрации в технике. Т. 1. Колебания линейных систем / Под ред. В.В. Болотина. М.: Машиностроение, 1978. 352 с.
3. Тушев О.Н., Светлицкий В.А. Приближенные целевые функционалы в задачах оптимизации виброзащиты // Тр. XII Междунар. Симпозиума «Динамика виброударных систем». М.: Наука, 1998. С. 86-88.
4. Чернецкий В.И. Анализ точности нелинейных систем управления. М.: Машиностроение, 1968. 246 с.
5. Статистические методы в проектировании нелинейных систем автоматического управления / Под ред. Б.Г. Доступова. М.: Машиностроение, 1978. 407 с.
6. Химмельблау Д. Прикладное нелинейное программирование. М.: Мир, 1976. 534 с.
7. Сычев М.П., Тушев О.Н. Поисковый алгоритм оптимизации механической системы из условия максимума надежности // Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред. М.: Изд-во "ЛАТМЭС" МГАТУ, 1998. С. 71.

А.Ф. Георгиев, С.В. Аринчев

## ОБРУШЕНИЕ ОСЦИЛЛЯЦИОННЫХ ТЕОРЕМ ДЛЯ НЕКОНСЕРВАТИВНЫХ СИСТЕМ С ПАРНЫМ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕМ СТЕПЕНЕЙ СВОБОДЫ

*В работе на простых примерах показано, что осцилляционные теоремы Гантмахера Ф.Р. и Крейна С.Г. [1] теряют справедливость для неконсервативных систем с парным взаимодействием степеней свободы. Показано, что неконсервативная система может быть осцилляционной, а нарушения осцилляционных теорем (свойств) могут иметь место задолго до наступления неустойчивости.*

**1. Введение.** В настоящей работе рассматриваются неконсервативные системы с парным взаимодействием степеней свободы, при котором нагрузка, пропорциональная второй обобщенной координате, совершает работу на вариациях первой. И наоборот, нагрузка, зависящая от первой обобщенной координаты и совершающая работу на второй, отсутствует. Таким образом, нагрузка имеет «однонаправленный» характер. Простейшая неконсервативная система с парным взаимодействием степеней свободы предложена в работе [2] и представлена на рис. 1. Здесь ко второму грузу приложена сила  $F_2$ , зависящая от смещения первого груза  $y_1$ ,  $k$  – параметр неконсервативного нагружения. Данная простейшая модель может быть использована для предварительного анализа аэроупругих колебаний летательных аппаратов, продольных колебаний жидкостной ракеты, колебаний управляемой упругой конструкции, и т.д.



**Рис. 1. Простейшая неконсервативная динамическая система с парным взаимодействием степеней свободы**



Связь между массами, жесткостями и частотами осцилляционной системы, а также между номером тона собственных колебаний и числом узлов соответствующей формы установлена Гантмахером Ф.Р. и Крейном С.Г. [1] в Известных осцилляционных теоремах. Ниже нами показано, что осцилляционные теоремы Гантмахера Ф.Р. и Крейна С.Г. [1] несправедливы в случае неконсервативных систем с парным взаимодействием степеней свободы. Эти осцилляционные теоремы утверждают следующее.

*Теорема 1.* Об узлах форм колебаний (Ф. Р. Гантмахер, М.Г. Крейн [1]).

У собственного вектора размерности  $n$ , отвечающего наименьшей частоте, все координаты отличны от нуля и одного знака; у второго собственного вектора в ряду координат имеется одна перемена знака, и вообще в ряду координат  $k$ -го собственного вектора имеется ровно  $k - 1$  перемен знака,  $k = 1, 2, \dots, n$ .

*Теорема 2.* О влиянии на частоты изменений масс и жесткостей системы (см. Рэлей Дж.В. [3, §88]).

Если жесткость системы увеличивается без изменения кинетической энергии, то частоты колебаний системы увеличиваются или, по крайней мере, не уменьшаются; если масса системы увеличивается без изменения потенциальной энергии, то частоты колебаний системы убывают или, по крайней мере, не возрастают.

**2. Нарушение осцилляционной теоремы 1.** При  $k = 0$  система является консервативной. При небольших  $k$  система неконсервативна, но остается осцилляционной (выполняются все основные осцилляционные теоремы). Ниже на простейшей модели показано, что с увеличением  $k$  неконсервативная система перестает быть осцилляционной, и имеют место нарушения теорем. Нарушение теорем никак не связано с потерей динамической или статической устойчивости, оно имеет место не на границе, а внутри области устойчивости.

Уравнения малых колебаний без демпфирования простейшей неконсервативной модели с парным взаимодействием степеней свободы (рис. 1) имеют вид:

$$\begin{cases} -m_1 \ddot{y}_1 - c_1 y_1 + c_2 (y_2 - y_1) = 0, \\ -m_2 \ddot{y}_2 + k y_1 - c_2 (y_2 - y_1) = 0. \end{cases}$$

Для параметров системы зададим конкретные числовые значения. Это не снижает общности рассмотрения, но упрощает анализ и делает его более наглядным.

Положим, что масса первого груза  $m_1 = 1 \text{ кг}$ , масса второго груза  $m_2 = 5 \text{ кг}$ , жесткость первого упругого элемента  $c_1 = 500 \text{ Н/м}$ , жесткость второго упругого элемента  $c_2 = 500 \text{ Н/м}$ . Частотное матричное уравнение системы примет вид:

$$\begin{bmatrix} \omega^2 - 1000 & 500 \\ 500 + k & 5\omega^2 - 500 \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} y_1 \\ y_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix}.$$

Обнуляя определитель частотной матрицы, получаем характеристическое алгебраическое уравнение вида:

$$\lambda^2 - 1100\lambda - 100k + 50000 = 0, \text{ где } \lambda = \omega^2.$$

Корни характеристического уравнения равны:  $\lambda_{1,2} = 550 \pm 10 \cdot \sqrt{D}$ , где  $D = 2525 + k$  – дискриминант уравнения. Система становится неустойчивой, если:  $D < 0$  (флаттер) или  $\text{Re} \lambda_i \leq 0$  (дивергенция), где  $\lambda_i$  –  $i$ -й корень характеристического уравнения ( $i$ -ое собственное значение). Таким образом, диапазон устойчивых значений параметра неконсервативного нагружения  $k$  – это интервал  $(-2525; 500)$ . График значений частот обоих тонов представлен на рис. 2. Видно, что при  $k = -2525$  частота становится кратной (флаттер), а при  $k = 500$  частота низшего тона обнуляется (дивергенция). Данный результат иллюстрирует границы устойчивости системы и является вспомогательным.

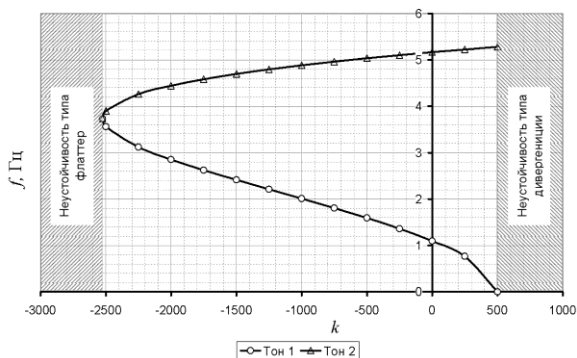
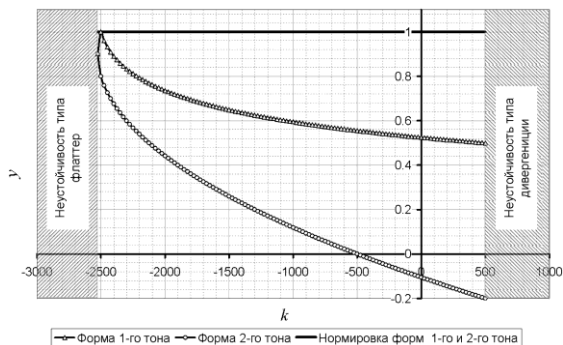


Рис. 2. Зависимость собственных значений от параметра  $k$

Зависимость элементов векторов форм колебаний от параметра неконсервативного нагружения  $k$  представлена на рис. 3. Нормировка формы колебаний:  $y_2^{1,2} = 1$ . Формы колебаний системы в устойчивом интервале значений параметра неконсервативного нагружения – действительные (рис. 3), соответственно грузы могут

двигаться либо в фазе, либо противофазе. При значениях  $k > -500$  грузы колеблются в противофазе по второму тону, что соответствует одной смене знака элементов собственного вектора второго тона. На границе устойчивости формы собственных колебаний становятся кратными. Отметим, что вдали от границ устойчивости ( $k < -500$ ), при колебаниях по второму тону, грузы совершают синфазное движение, что противоречит теореме об узлах форм колебаний.



**Рис. 3.** Зависимость элементов векторов форм от параметра  $k$

Точка  $k = -500$  является особой, так как в ее окрестности происходит нарушение осцилляционных теорем. Подчеркнем важную особенность: нарушение осцилляционных свойств происходит внутри области устойчивости, вдали от ее границ.

**3. Нарушение осцилляционной теоремы 2.** Проведем исследование чувствительности собственных значений к вариациям масс и жесткостей системы в интервале устойчивых значений и в окрестности особой точки  $k = -500$ . Рассмотрим чувствительность собственных значений (квадратов частот колебаний) к вариациям  $\alpha$  значений внешней жесткости  $c_1$ . Будем считать значение жесткости равной  $c_1 \cdot (1 + \alpha)$ . Найдем производные  $\partial \lambda_{1,2} / \partial \alpha \Big|_{\alpha=0}$ .

Традиционное допущение, принимаемое при анализе чувствительности [3] неконсервативных динамических систем заключается в том, что система предполагается находящейся на границе устойчивости до вариации параметра при его номинальном значении. Кроме того, считают, что система продолжает оставаться на границе устойчивости после вариации параметра.

В данной работе используется другой подход: полагаем, что параметр неконсервативного нагружения фиксирован, не зависит от  $\alpha$ . Коэффициенты чувствительности собственных значений можно

получить аналитически для ранее выбранных исходных данных. Частотное уравнение имеет вид:

$$\begin{bmatrix} \omega^2 - 1000 - \alpha & 500 \\ 500 + k & 5\omega^2 - 500 \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} y_1 \\ y_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix}.$$

Обнуляя определитель частотной матрицы, получаем корни характеристического квадратного алгебраического уравнения:

$$\lambda_{1,2}(\alpha) = 0,5 \cdot (1100 + \alpha \pm \sqrt{\alpha^2 + 1800\alpha + 1010000 + 400k}).$$

После дифференцирования:  $\partial\lambda_{1,2}/\partial\alpha|_{\alpha=0} = 0,5 \cdot (1 \pm 900/\sqrt{1010000 + 400k})$ .

Из данного уравнения нетрудно видеть, что при  $k = -500$  собственные значения первого тона системы, а, следовательно, и частота первого тона, перестает быть чувствительной к вариации значений жесткости первого упругого элемента. Необходимо отметить, что точка  $k = -500$  удалена от границ неустойчивости системы (рис. 4). Несложно показать, что при значениях параметра неконсервативного нагружения больше  $-500$ , при изменении жесткости первого упругого элемента осцилляционные свойства неконсервативной системы нарушаться не будут (рис. 4). Ввиду громоздкости выкладок эти доказательства не приводятся.

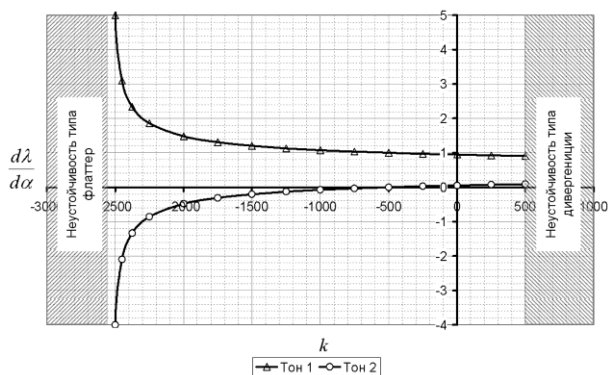


Рис. 4. Зависимость коэффициентов  $\partial\lambda_{1,2}/\partial\alpha|_{\alpha=0}$  от параметра  $k$

Несложно показать, что система ведет себя аналогичным образом и при изменении массы первого груза (рис. 5).

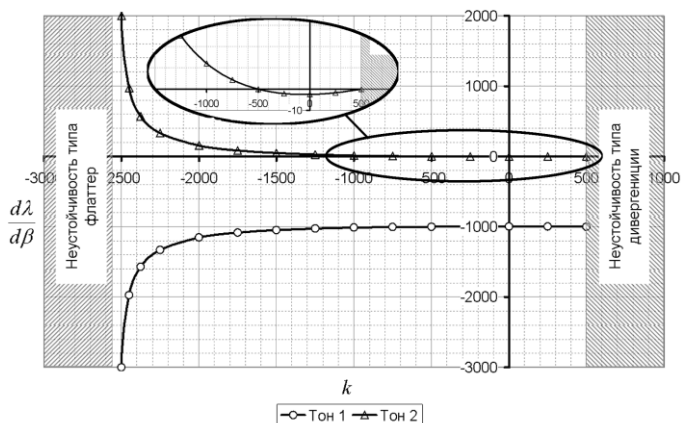


Рис. 5. Зависимость коэффициентов  $\partial\lambda_{1,2}/\partial\beta$  от параметра  $k$

Используя результаты анализа форм собственных колебаний, выберем точку  $k = -1000$ , достаточно удаленную от границ неустойчивости системы, в которой проведем исследование чувствительности частоты первого тона к вариации  $\alpha$  жесткости первого упругого элемента и вариации  $\beta$  массы первого груза. Отметим, что значения жесткости будут задаваться в виде  $c_1^*(1 + \alpha)$ , а значение массы – в виде  $m_1^*(1 + \beta)$ . Значения параметров  $\alpha$  и  $\beta$  будут изменяться в диапазоне значений  $[-0,5; 0,5]$ .

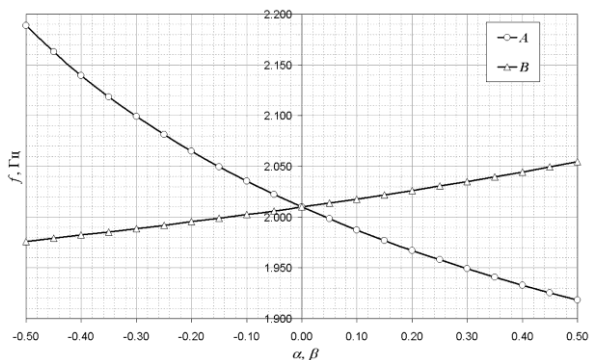


Рис. 6. Зависимость частоты первого тона от  $\alpha$  (кривая A) и  $\beta$  (кривая B) при  $k = -1000$

Результаты, представленные на рис. 6, позволяют сделать вывод, что если имеет место смена знака производной собственных

значений, то частота первого тона при увеличении массы первого груза растет, а при уменьшении – падает и, наоборот, при увеличении жесткости первого упругого элемента частота падает, а при уменьшении – растет. Данный факт противоречит теореме 2.

**4. Подтверждение достоверности результатов.** Для проверки полученных результатов проведен ряд расчетов (порядка 200) во временной области с использованием системы *Adams*. Расчетная модель *Adams* отражает ранее исследованную модель системы, изображенной на рис. 1. Частота колебаний грузов анализировалась по спектру, полученному на основании быстрого преобразования Фурье из истории перемещений первого и второго груза. Сначала проводились исследования зависимости частоты колебаний системы от вариации массы первого груза, а затем – от вариации жесткости первого упругого элемента. Значения варьируемых параметров изменялись в диапазоне  $[-50\%; 50\%]$  с шагом 10% от величины номинального значения. Полученные при решении во временной области результаты факт нарушения осцилляционных свойств подтверждают.

**5. Выводы.** Известные осцилляционные теоремы об узлах форм колебаний и о влиянии на частоты колебаний масс и жесткостей системы могут не выполняться для неконсервативных систем с парным взаимодействием степеней свободы внутри области их устойчивости. Данный эффект необходимо учитывать при решении задач аэроупругости летательных аппаратов, продольных колебаний жидкостных ракет, колебаний упругих конструкций и т.п.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гантмахер Ф.Р., Крейн М.Г., Осцилляционные матрицы и ядра и малые колебания механических систем. М.: Гостехтеоретиздат, 1950. 360 с.
2. Аринчев С.В., Теория колебаний неконсервативных систем. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. 464 с.
3. Релей Дж.В. Теория звука. М.: Государственное издательство технико-теоретической литературы, 1955, Т.1, 504с.
4. Буньков В.Г., Расчет оптимальных флаттерных характеристик градиентным методом // Труды ЦАГИ, 1959. Вып. 730. 79 с.
5. Дженкинс Г., Ваттс Д., Спектральный анализ и его приложения. Выпуск 1. М.: Мир, 1971. 318 с.

Ю.И. Виноградов, Ю.В. Котин

## ПРОБЛЕМЫ СРАВНИТЕЛЬНОЙ ОЦЕНКИ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ МЕХАНИКИ ДЕФОРМИРОВАНИЯ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ОБОЛОЧКИ

*Рассматриваются основные проблемы сравнительной оценки математических моделей механики деформирования цилиндрической оболочки: существенное отличие в поведении корней характеристических уравнений различных математических моделей и неустойчивость счета при определении постоянных интегрирования. Доказывается существование действительных корней характеристических уравнений.*

**1. Обзор математических моделей.** Рассматривается замкнутая в окружном направлении цилиндрическая оболочка постоянной толщины, выполненная из изотропного материала. Математические модели строятся на основе гипотезы Кирхгофа-Лява. Под математической моделью понимается система линейных дифференциальных уравнений с частными производными, на основании которых определяются перемещения средней поверхности оболочки и внутренние силовые факторы в ее сечениях. Часто такие уравнения записываются относительно составляющих  $u, v, w$  перемещений точек и называют их уравнениями в перемещениях.

Для оболочек, замкнутых в окружном направлении, используется метод Фурье разделения переменных. Математические модели при этом сводятся к системе обыкновенных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами. Их решение определяется в зависимости от вида корней характеристического уравнения.

Многими известными учеными построены различные математические модели. В виду их громоздкости ограничимся записью не совпадающих между собой характеристических уравнений, полученных следующими авторами соответственно.

- Власов:

$$\lambda^8 - (4n^2 - \nu)\lambda^6 + (6n^2(n^2 - 1) + (1 + 4k^4))\lambda^4 - (4n^6 - 8n^4 + 2\nu n^4 - 2n^2)\lambda^2 + n^4(n^2 - 1)^2 = 0,$$

- Галеркин:

$$\lambda^8 - (4n^2 - 2\nu)\lambda^6 + (6n^4 - (4 - \nu)n^2 + 4k^4)\lambda^4 - (4n^6 - (5 - 3\nu)n^4 + (1 - 2\nu)n^2)\lambda^2 + n^6(n^2 - 1) = 0,$$

- Гольденвейзер:

$$\lambda^8 - 4n^2\lambda^6 + (6n^4 - 8n^2 + 2n^2v^2 + 4k^4)\lambda^4 - 4n^2(n^2 - 1)^2\lambda^2 + n^4(n^2 - 1)^2 = 0,$$

- Даревский:

$$\lambda^8 - 4n^2\lambda^6 + (6n^4 - 7n^2 + n^2v^2 + 4k^4)\lambda^4 - 4n^2(n^2 - 1)^2\lambda^2 + n^4(n^2 - 1)^2 = 0,$$

- Флюгге:

$$\lambda^8 - (4n^2 - 2v)\lambda^6 + (6n^2(n^2 - 1) + 4k^4)\lambda^4 - (4n^6 - 2n^4(4 - v) + 2n^2(2 - v))\lambda^2 + n^4(n^2 - 1)^2 = 0, \quad (1)$$

где  $k = \sqrt[4]{3(1 - v^2)}\sqrt{R/h}$ ,  $v$  - коэффициент Пуассона,  $R, h$  - радиус и толщина оболочки,  $n$  - номер гармоники.

**2. Анализ корней характеристических уравнений.** Внимательный анализ уравнений показывает, что в зависимости от номера гармоники  $n$  можно выделить две области (за исключением случая  $n = 0, 1$ ): при  $n < n_0$  все корни комплексные, при  $n \geq n_0$  имеется 4 действительных и 4 комплексных корня. Покажем это на примере характеристического уравнения Флюгге (1).

Разделим уравнение на  $n^8$ , сделаем замену  $\alpha = \lambda^2/n^2$  и преобразуем выражение к виду

$$(\alpha - 1)^4 + \frac{2v}{n^2}\alpha^3 + \left(\frac{4k^4}{n^4} - \frac{6}{n^2}\right)\alpha^2 + 2\left(\frac{4 - v}{n^2} - \frac{2 - v}{n^2}\right)\alpha + \left(\frac{1}{n^4} - \frac{2}{n^2}\right) = 0. \quad (2)$$

Очевидно, что при малых  $n$  действительных корней нет. Действительно, коэффициент при  $\alpha^2$  положителен и значительно превышает все остальные, свободный член также положителен. При больших  $n$  этот коэффициент и свободный член становятся отрицательными, что приводит к появлению действительных корней.

Умножим уравнение (2) на  $n^4$ , сделаем замену  $\alpha = 1 + \varepsilon/n$  и сгруппируем слагаемые относительно  $n$

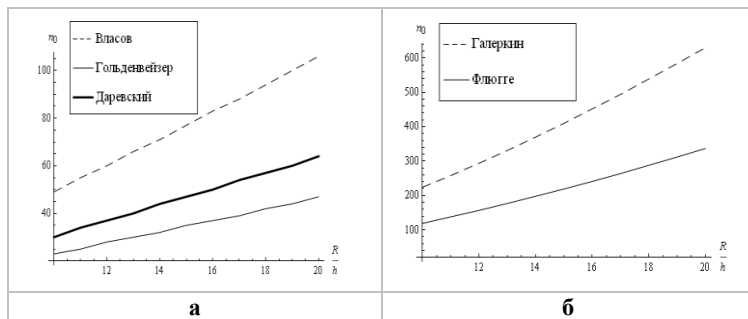
$$\left(2v\left(1 + \frac{\varepsilon}{n}\right)^3 - 6\left(1 + \frac{\varepsilon}{n}\right)^2 + 2(4 - v)\left(1 + \frac{\varepsilon}{n}\right) - 2\right)n^2 + \left(\varepsilon^4 + 4k^4\left(1 + \frac{\varepsilon}{n}\right)^2 - 2(2 - v)\left(1 + \frac{\varepsilon}{n}\right) + 1\right) = 0.$$

Свободный член в этом выражении положителен. Коэффициент при  $n^2$ , когда  $\varepsilon = 0$ , равен нулю и производная по этому коэффициенту по  $\varepsilon/n$  отрицательна. Следовательно, задаваясь достаточно малым  $\varepsilon$  можно найти действительный корень  $\alpha_0$ , а через него  $\lambda_0$ . Кроме того, заметим, что корень уравнения (1) не может быть чисто мнимым, следовательно  $\lambda_0$  - действительное число.

Таким образом, утверждения известных авторов о том, что все корни характеристического уравнения комплексные, не соответствуют действительности. При этом они являются степенями в экспонен-

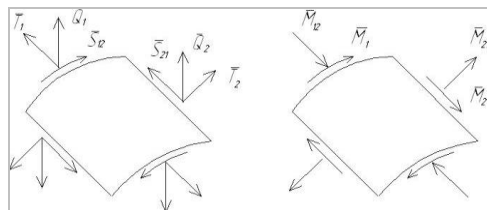


тах функциональных коэффициентов рядов решений и, следовательно, решения весьма чувствительны к значениям этих корней.



**Рис. 1. Граница действительных корней уравнений:**  
**а) Власов, Гольденвейзер, Даревский; б) Галеркин, Флюгге**

Действительно, если все корни характеристических уравнений Флюгге и Галеркина до  $n = 100$  и параметра оболочки  $R/h \geq 10$  комплексные, то для характеристических уравнений Власова, Гольденвейзера и Даревского при тех же параметрах появляются действительные корни (рис. 1). Можно ожидать, что эти результаты окажутся существенными при решении краевых задач и определении значений искомых величин, которые определяют жесткость и прочность оболочки.



**Рис. 3. Внутренние силовые факторы элемента оболочки**

**3. Математическая модель Флюгге.** Еще одну проблему продемонстрируем на примере математической модели Флюгге. Выражения для внутренних силовых факторов элемента цилиндрической оболочки, изображенного на рис. 3, имеют вид

$$T_1 = \frac{B}{R} \left[ \frac{\partial u}{\partial \xi} + \nu \left( \frac{\partial v}{\partial \varphi} + w \right) \right] - \frac{D}{R^3} \frac{\partial^2 w}{\partial \xi^2}, \quad T_2 = \frac{B}{R} \left( \frac{\partial v}{\partial \varphi} + w + \nu \frac{\partial u}{\partial \xi} \right) + \frac{D}{R^3} \left( w + \frac{\partial^2 w}{\partial \varphi^2} \right),$$

$$S_{12} = \frac{B}{R} \frac{1-\nu}{2} \left( \frac{\partial u}{\partial \varphi} + \frac{\partial v}{\partial \xi} \right) + \frac{D}{R^3} \frac{1-\nu}{2} \left( \frac{\partial v}{\partial \xi} - \frac{\partial^2 w}{\partial \xi \partial \varphi} \right),$$

$$S_{21} = \frac{B}{R} \frac{1-\nu}{2} \left( \frac{\partial u}{\partial \varphi} + \frac{\partial v}{\partial \xi} \right) + \frac{D}{R^3} \frac{1-\nu}{2} \left( \frac{\partial u}{\partial \varphi} + \frac{\partial^2 w}{\partial \xi \partial \varphi} \right),$$

$$M_1 = \frac{D}{R^2} \left( \frac{\partial^2 w}{\partial \xi^2} + \nu \frac{\partial^2 w}{\partial \varphi^2} - \frac{\partial u}{\partial \xi} - \nu \frac{\partial v}{\partial \varphi} \right), \quad M_2 = \frac{D}{R^2} \left( w + \frac{\partial^2 w}{\partial \varphi^2} + \nu \frac{\partial^2 w}{\partial \xi^2} \right),$$

$$M_{12} = \frac{D(1-\nu)}{R^2} \left( \frac{\partial^2 w}{\partial \xi \partial \varphi} - \frac{\partial v}{\partial \xi} \right), \quad M_{21} = \frac{D(1-\nu)}{R^2} \left( \frac{\partial^2 w}{\partial \xi \partial \varphi} + \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u}{\partial \varphi} - \frac{\partial v}{\partial \xi} \right) \right),$$

где  $B = \frac{Eh}{1-\nu^2}$ ,  $D = \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)}$ ,  $E$  и  $\nu$  - модуль упругости и коэффициент Пуассона материала оболочки,  $h$  - ее толщина.

Разрешающие уравнения в перемещениях имеют вид

$$\frac{\partial^2 u}{\partial \xi^2} + \frac{1-\nu}{2} \frac{\partial^2 v}{\partial \varphi^2} + \frac{1+\nu}{2} \frac{\partial^2 v}{\partial \xi \partial \varphi} + \nu \frac{\partial w}{\partial \xi} + \frac{D}{BR^2} \left( \frac{1-\nu}{2} \frac{\partial^2 u}{\partial \varphi^2} - \frac{\partial^3 w}{\partial \xi^3} + \frac{1-\nu}{2} \frac{\partial^3 w}{\partial \xi^2 \partial \varphi} \right) = 0,$$

$$\frac{1+\nu}{2} \frac{\partial^2 u}{\partial \xi \partial \varphi} + \frac{\partial^2 v}{\partial \varphi^2} + \frac{1-\nu}{2} \frac{\partial^2 v}{\partial \xi^2} + \frac{\partial w}{\partial \varphi} + \frac{D}{BR^2} \left[ \frac{3}{2}(1-\nu) \frac{\partial^2 w}{\partial \xi^2} - \frac{3-\nu}{2} \frac{\partial^3 w}{\partial \xi^2 \partial \varphi} \right] = 0,$$

$$\nu \frac{\partial u}{\partial \xi} + \frac{\partial v}{\partial \varphi} + w + \frac{D}{BR^2} \left( \frac{1-\nu}{2} \frac{\partial^3 u}{\partial \xi \partial \varphi^2} - \frac{\partial^3 u}{\partial \xi^3} - \frac{3-\nu}{2} \frac{\partial^3 v}{\partial \varphi^2} + \right.$$

$$\left. + \frac{\partial^4 w}{\partial \xi^4} + 2 \frac{\partial^4 w}{\partial \xi^2 \partial \varphi^2} + \frac{\partial^4 w}{\partial \varphi^4} + 2 \frac{\partial^2 w}{\partial \varphi^2} + w \right) = 0.$$

Представляя  $u, v, w$  в виде

$$u = \sum_{n=1}^{\infty} u_n \cos n\varphi, \quad v = \sum_{n=1}^{\infty} v_n \sin n\varphi, \quad w = \sum_{n=1}^{\infty} w_n \cos n\varphi, \quad (3)$$

получим следующие выражения для разрешающих уравнений и внутренних силовых факторов.

$$\frac{d^2 u_n}{d\xi^2} - \frac{1-\nu}{2} n^2 u_n + \frac{1+\nu}{2} n \frac{dv_n}{d\xi} + \nu \frac{dw_n}{d\xi} - c^2 \left( \frac{1-\nu}{2} n^2 u_n + \frac{d^3 w_n}{d\xi^3} + \frac{1-\nu}{2} n^2 \frac{dw_n}{d\xi} \right) = 0,$$

$$-\frac{1+\nu}{2} n \frac{du_n}{d\xi} - n^2 v_n + \frac{1-\nu}{2} \frac{d^2 v_n}{d\xi^2} - n w_n + c^2 \left[ \frac{3}{2}(1-\nu) \frac{d^2 v_n}{d\xi^2} + \frac{3-\nu}{2} n \frac{d^2 w_n}{d\xi^2} \right] = 0, \quad (4)$$

$$\nu \frac{du_n}{d\xi} + n v_n + w_n +$$

$$+ c^2 \left( -\frac{1-\nu}{2} n^2 \frac{dv_n}{d\xi} - \frac{d^3 u_n}{d\xi^3} - \frac{3-\nu}{2} n \frac{d^2 v_n}{d\xi^2} + \frac{d^4 w_n}{d\xi^4} - 2n^2 \frac{d^2 w_n}{d\xi^2} + n^4 w_n - 2n^2 w_n + w_n \right) = 0,$$

где  $c^2 = \frac{D}{BR^2} = \frac{h^2}{12R^2}$  - малый параметр.

$$\begin{aligned}
 T_{1n} &= \frac{B}{R} \left[ \frac{du_n}{d\xi} + \nu(w_n + nv_n) \right] - \frac{D}{R^3} \frac{d^2 w_n}{d\xi^2}, \quad T_{2n} = \frac{B}{R} \left( nv_n + w_n + \nu \frac{du_n}{d\xi} \right) + \frac{D}{R^3} (1-n^2) w_n, \\
 S_{12n} &= \frac{B}{R} \frac{1-\nu}{2} \left( -nu_n + \frac{dv_n}{d\xi} \right) + \frac{D}{R^3} \frac{1-\nu}{2} \left( \frac{dv_n}{d\xi} + n \frac{dw_n}{d\xi} \right), \\
 S_{21n} &= \frac{B}{R} \frac{1-\nu}{2} \left( -nu_n + \frac{dv_n}{d\xi} \right) - \frac{D}{R^3} \frac{1-\nu}{2} \left( u_n + \frac{dw_n}{d\xi} \right) n, \\
 M_{1n} &= \frac{D}{R^2} \left( \frac{d^2 w_n}{d\xi^2} - \nu n^2 w_n - \frac{du_n}{d\xi} - \nu n v_n \right), \quad M_{2n} = \frac{D}{R^2} \left[ (1-n^2) w_n + \nu \frac{d^2 w_n}{d\xi^2} \right], \\
 M_{12n} &= \frac{D(1-\nu)}{R^2} \left( -n \frac{dw_n}{d\xi} - \frac{dv_n}{d\xi} \right), \quad M_{21n} = \frac{D(1-\nu)}{R^2} \left( -n \frac{dw_n}{d\xi} - \frac{n}{2} u_n - \frac{1}{2} \frac{dv_n}{d\xi} \right).
 \end{aligned} \tag{5}$$

Необходимые в дальнейшем для записи граничных условий обобщенные в смысле Кирхгофа перерезывающие  $Q_1^*$  и сдвигающие  $S^*$  усилия в оболочке имеют вид

$$\begin{aligned}
 Q_1^* &= \frac{D}{R^3} \left[ -(1+c^2) \frac{1-\nu}{2} \frac{\partial^2 u}{\partial \varphi^2} + \left( 2 - \frac{1+\nu}{2} \right) \frac{\partial^2 v}{\partial \xi \partial \varphi} - \nu \frac{\partial w}{\partial \xi} - \right. \\
 &\quad \left. - \frac{1-\nu}{2} c^2 \frac{\partial^2 w}{\partial \xi \partial \varphi} - (2-\nu) \frac{\partial^2 w}{\partial \xi \partial \varphi^2} + (c^2-1) \frac{\partial^3 w}{\partial \xi^3} \right], \\
 S^* &= \frac{B}{R} \frac{1-\nu}{2} \left[ \frac{\partial u}{\partial \varphi} + (1+3c^2) \frac{\partial v}{\partial \xi} - 3c^2 \frac{\partial^2 w}{\partial \xi \partial \varphi} \right].
 \end{aligned}$$

Учитывая (3), получим

$$\begin{aligned}
 S^* &= \frac{B}{R} \frac{1-\nu}{2} \left[ -nu_n + (1+3c^2) \frac{dv_n}{d\xi} - 3nc^2 \frac{dw_n}{d\xi} \right], \\
 Q_{1n}^* &= \frac{D}{R^3} \left[ (1+c^2) \frac{1-\nu}{2} n^2 u_n + \left( 2 - \frac{1+\nu}{2} \right) n \frac{dv_n}{d\xi} - \nu \frac{dw_n}{d\xi} + \right. \\
 &\quad \left. + \frac{1-\nu}{2} c^2 n \frac{dw_n}{d\xi} + (2-\nu) n^2 \frac{dw_n}{d\xi} + (c^2-1) \frac{d^3 w_n}{d\xi^3} \right].
 \end{aligned}$$

Решение системы обыкновенных дифференциальных уравнений (4) будем искать в экспоненциальных функциях

$$u_n = Ae^{\lambda \xi}, v_n = Be^{\lambda \xi}, w_n = Ce^{\lambda \xi}.$$

Подставляя эти выражения в уравнения (4) и выполняя дифференцирование, получим систему трех алгебраических уравнений относительно постоянных  $A, B$  и  $C$ .

$$\begin{aligned} & \left[ \lambda^2 - \frac{1-\nu}{2} n^2 (1+c^2) \right] A + \frac{1+\nu}{2} \lambda n B + \left[ \nu \lambda - c^2 \left( \lambda^3 + \frac{1-\nu}{2} \right) \lambda n^2 \right] C = 0, \\ & -\frac{1+\nu}{2} \lambda n A + \left[ \frac{1-\nu}{2} \lambda^2 - n^2 + \frac{3}{2} (1-\nu) c^2 \lambda^2 \right] B + \left[ -n + \frac{3-\nu}{2} c^2 \lambda^2 n \right] C = 0, \\ & \left[ \nu \lambda - c^2 \left( \lambda^3 + \frac{1-\nu}{2} \lambda n^2 \right) \right] A + \left[ n - \frac{3-\nu}{2} c^2 \lambda^2 n \right] B + \left[ 1+c^2 (\lambda^4 - 2\lambda^2 n^2 + \right. \\ & \left. + n^4 - 2n^2 + 1) \right] C = 0. \end{aligned}$$

Эта система алгебраических уравнений имеет нетривиальное решение для  $A, B,$  и  $C$  только в том случае, если определитель, составленный из ее коэффициентов, равен нулю. Раскрывая определитель с учетом того, что  $c \square 1$ , получим характеристическое уравнение для системы обыкновенных дифференциальных уравнений (4).

$$\lambda^8 - 2(2n^2 - \nu) \lambda^6 + [6n^2(n^2 - 1) + 4k^4] \lambda^4 - 2n^2 [2n^4 - (4 - \nu)n^2 + 2 - \nu] \lambda^2 + n^4 (n^2 - 1)^2 = 0. \quad (6)$$

Для нахождения корней можно воспользоваться решением Феррари. Для этого прежде всего, заменой  $x = \lambda^2$  уравнение (6) приводится к виду

$$x^4 + ax^3 + bx^2 + cx + d = 0. \quad (7)$$

Затем, заменой  $y = x - \frac{a}{4}$  уравнение (7) приводится к неполному виду

$$y^4 + py^2 + qy + r = 0.$$

Корни этого уравнения находятся из решения двух квадратных уравнений

$$y^2 - \sqrt{z_0} y + \frac{p + z_0}{2} + \frac{q}{2\sqrt{z_0}} = 0, \quad y^2 + \sqrt{z_0} y + \frac{p + z_0}{2} - \frac{q}{2\sqrt{z_0}} = 0,$$

где  $z_0$  - любой из корней кубического уравнения

$$z^3 + 2pz^2 + (p^2 - r)z - q^2 = 0, \quad (8)$$

называемого резольвентой уравнения. Для нахождения корней этого уравнения можно воспользоваться решением Кардано. Для этого подстановкой  $s = z - \frac{2p}{3}$  уравнение (8) сведем к неполному кубическому уравнению  $s^3 + gs + h = 0$ , а корни этого уравнения вычисляются по формулам

$$\begin{aligned} s_1 &= A + B, \quad s_{2,3} = -\frac{1}{2}(A + B) \pm i \frac{\sqrt{3}}{2}(A - B), \quad A = \left( -\frac{h}{2} + \sqrt{D} \right)^{\frac{1}{3}}, \quad B = \left( -\frac{h}{2} - \sqrt{D} \right)^{\frac{1}{3}}, \\ D &= \left( \frac{g}{3} \right)^3 + \left( \frac{h}{2} \right)^2. \end{aligned}$$

Корни характеристического уравнения (6) представим в виде  $\lambda_{1+4} = \pm\alpha_1 \pm \beta_1$ ,  $\lambda_{5+8} = \pm\alpha_2 \pm \beta_2$ .

Тогда можно записать решение системы обыкновенных дифференциальных уравнений восьмого порядка для определенных восьми комплексных корней с точностью до восьми постоянных  $C_j$  интегрирования в виде

$$\begin{aligned} u_n &= e^{\alpha_1 \xi} (a_1^* C_1 e^{i\beta_1 \xi} + a_2^* C_2 e^{-i\beta_1 \xi}) + e^{-\alpha_1 \xi} (a_3^* C_3 e^{i\beta_1 \xi} + a_4^* C_4 e^{-i\beta_1 \xi}) + \\ &+ e^{\alpha_2 \xi} (a_5^* C_5 e^{i\beta_2 \xi} + a_6^* C_6 e^{-i\beta_2 \xi}) + e^{-\alpha_2 \xi} (a_7^* C_7 e^{i\beta_2 \xi} + a_8^* C_8 e^{-i\beta_2 \xi}), \\ v_n &= e^{\alpha_1 \xi} (b_1^* C_1 e^{i\beta_1 \xi} + b_2^* C_2 e^{-i\beta_1 \xi}) + e^{-\alpha_1 \xi} (b_3^* C_3 e^{i\beta_1 \xi} + b_4^* C_4 e^{-i\beta_1 \xi}) + \\ &+ e^{\alpha_2 \xi} (b_5^* C_5 e^{i\beta_2 \xi} + b_6^* C_6 e^{-i\beta_2 \xi}) + e^{-\alpha_2 \xi} (b_7^* C_7 e^{i\beta_2 \xi} + b_8^* C_8 e^{-i\beta_2 \xi}), \\ w_n &= e^{\alpha_1 \xi} (C_1 e^{i\beta_1 \xi} + C_2 e^{-i\beta_1 \xi}) + e^{-\alpha_1 \xi} (C_3 e^{i\beta_1 \xi} + C_4 e^{-i\beta_1 \xi}) + \\ &+ e^{\alpha_2 \xi} (C_5 e^{i\beta_2 \xi} + C_6 e^{-i\beta_2 \xi}) + e^{-\alpha_2 \xi} (C_7 e^{i\beta_2 \xi} + C_8 e^{-i\beta_2 \xi}). \end{aligned}$$

Подставляя эти выражения в (5), получим подобные выражения для внутренних силовых факторов.

Таким образом, искомые величины определены с точностью до постоянных интегрирования. Продолжение решения краевой задачи состоит в определении постоянных интегрирования для заданных краевых условий. Однако, при этом возникают непреодолимые трудности: число операций при вычислениях столь велико, что решение возможно только с помощью ЭВМ, а использование ЭВМ не дает желаемого результата из-за неустойчивости счета. Действительно, поскольку коэффициенты имеют порядок как  $e^{\alpha_i}$ , так и  $e^{-\alpha_i}$ , а  $\alpha_i \approx n$ , решение краевых задач и численный анализ математических моделей механики деформирования цилиндрических оболочек требует построения алгоритма устойчивого счета.

**4. Выводы.** Установлено наличие двух проблем: существенное отличие в поведении корней характеристических уравнений различных математических моделей и неустойчивость счета при определении постоянных интегрирования. Указанные проблемы, вероятно, не позволили до настоящего времени выполнить сравнительный количественный анализ математических моделей, предложенный известными учеными. Эти проблемы нами преодолеваются.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гольденвейзер А.Л. Теория упругих тонких оболочек.// М: Наука, 1976 – 512 с.
2. Флюгге В. Статика и динамика оболочек // М: Госстройиздат, 1961 306 с.

А.Ф. Георгиев, М.Л. Баранов

**О ПРИМЕНЕНИИ  
ПРОГРАММНЫХ КОМПЛЕКСОВ  
«АЭРОУПРУГОСТЬ» И «FLIGHTLOADS»**

*Исследуется эффективность подходов и методик, используемых в программном комплексе «Аэроупругость». Представлены результаты сравнения с программным комплексом «FlightLoads»*

**1. Введение.** В аэрокосмическом проектировании очевидна потребность в эффективном комплексе программ, позволяющем оперативно определять характеристики аэроупругости летательного аппарата (ЛА). Среди наиболее важных вопросов – исследования аэроупругого отклика ЛА и динамической устойчивости. Актуальны задачи исследования отклика в потоке и устойчивости колебаний упруго ЛА совместно с его системой управления. Для анализа отклика ЛА на внешнее воздействие задачу приводят к обобщенным координатам, определяемым в процессе модального и вибрационного анализа. Решение перечисленных проблем в условиях реального проектирования сопряжено с большим объемом расчетной и экспериментальной отработки в ограниченные сроки.

В рамках анализа проблем аэроупругости при проектировании в ВПК «НПО машиностроения» методически реализован комплексный подход. На рис. 1 представлена структурная схема программного комплекса, отражающая порядок подготовки и использования математической модели упругого ЛА в потоке для анализа основных проблем аэроупругости в процессе проектирования.

Для решения этих задач использован не только опыт нескольких поколений исследователей в России (прежде всего опыт ЦАГИ), но и зарубежный опыт. Достоверность хорошо зарекомендовавших себя методик не раз подтверждалась результатами экспериментальных работ с упруго и динамически подобными моделями ЛА, летными испытаниями натурных аппаратов и сданными в эксплуатацию ЛА. По существу, модель упругого ЛА в потоке воздуха для анализа основных проблем аэроупругости, состоит из двух моделей: – модель упругого ЛА; – модель аэродинамического воздействия.



Рис. 1. Структурная схема программного комплекса

**2. Модель упругого ЛА.** Для получения упруго-массовых моделей ЛА в задачах аэроупругости часто используются программы, построенные на основе метода конечных элементов. При его использовании можно детально прорабатывать упругую конструкцию, но в случае сложных конструкций резко увеличивается количество степеней свободы, что приводит к громоздким системам уравнений.

Для решения задач аэроупругости в России весьма успешно используется и другой метод – метод полиномов. Неопределенные коэффициенты степенных рядов служат обобщенными координатами задачи. В рамках этого метода, предложенного сотрудником ЦАГИ д.т.н. В.Г. Буньковым [4], ЛА сложной конструктивно-силовой схемы моделируется системой двумерных подконструкций, состоящих из формализованных упругих балок, панелей, линейных и угловых связей, масс и моментов инерций. Это позволяет оперативно, в сжатые сроки формировать расчетные модели существенно меньших размерностей и с приемлемой точностью решать весь спектр задач прикладной аэроупругости.

**3. Модель аэродинамического воздействия.** В программном комплексе «Аэроупругость» реализовано два метода расчета аэродинамических характеристик. а). Модифицированный метод Вудварда для дозвуковых и сверхзвуковых скоростей обтекания. б). Теория «поршня», с корректировкой распределения давления на поверхности ЛА по экспериментальным данным для сверхзвуковых скоростей обтекания.

В программном комплексе FlightLoads реализовано несколько методов для расчета аэродинамических характеристик, основными из которых являются: - Метод дипольных решеток (Doublet–Lattice Method (DLM)) с возможностью использовать теорию тонких тел (Slender Bodies) (для моделирования фюзеляжа, подвесных элементов и т.д.) для дозвуковых скоростей обтекания. - Метод ZONA51 для сверхзвуковых скоростей обтекания. Используется так же ряд дополнительных методов: - Теория несущей поверхности (Strip Theory) для дозвуковых скоростей обтекания. - Теория «поршня» (Piston Theory) для сверхзвуковых скоростей обтекания. - Метод ячеек Маха (Mach Box Method) для сверхзвуковых скоростей обтекания. В FlightLoads имеется возможность корректировать распределения давления на поверхности ЛА по экспериментальным данным.

Летательный аппарат произвольной формы моделируется профилированными слабоизогнутыми поверхностями. Эти поверхности разбиваются на большое количество элементарных панелей, по которым распределяются вихревые особенности постоянной интенсивности. При этом учитывается изменение местных углов атаки за счет упругости конструкции под действием аэродинамических и инерционных сил. Используются допущения гипотезы малых возмущений и теории тонкого крыла. Может быть учтена толщина профиля любой несущей поверхности, но объемность корпуса в используемой версии программ для сверхзвуковых течений не учитывается.

**4. Решение задач статической аэроупругости.** Задача статической аэроупругости – это задача балансировки упругого ЛА под действием внешних нагрузок, а так же определение аэродинамических характеристик упругого ЛА, шарнирных моментов и т.д. При решении задач статической аэроупругости, как правило, рассматриваются аэродинамические силы, силы гравитации и инерции, возникающие при маневре.

Расчет аэродинамических характеристик упругого ЛА состоит из трех этапов. 1). Расчет аэродинамического оператора по одному из панельных методов. 2). Расчет упруго-массовых свойств ЛА по



методу полиномов или МКЭ. 3). Решение связанной задачи о прогибах упругого ЛА под действием инерционной и аэродинамической нагрузки.

**5. Основные этапы** определения устойчивости упругих колебаний ЛА в потоке. Для анализа флаттера необходимо определять частоты колебаний упругого ЛА в потоке воздуха, т.е. решать неконсервативную задачу на собственные значения. Рассматривается матричное уравнение, описывающее неконсервативную динамическую систему (упругий ЛА в потоке воздуха) в виде:

$$C_U \ddot{U} + \Delta D_U \dot{U} + D_U^* \dot{U} + \Delta B_U U + G_U U = Q_U,$$

где  $C_U$  – матрица масс (инерционная матрица);  $\Delta B_U, \Delta D_U$  – матрицы аэродинамической жесткости и демпфирования,  $N_u \times N_u$ ;  $\Delta$  – варьируемый параметр потока;  $D_U^*$  – матрица демпфирования,  $N_u \times N_u$ ;  $G_U$  – матрица жесткости конструкции,  $N_u \times N_u$ ;  $U$  – вектор обобщенных координат;  $Q_U$  – вектор обобщенных сил.

Методика определения устойчивости упругих колебаний ЛА в потоке включает следующие этапы [4, 7]. 1) Решение задачи о собственных колебаниях упругого ЛА в пустоте ( $\Delta = 0$ ). 2). Приведение уравнения аэроупругости, записанного в базисе метода полиномов, к главным осям – формам собственных колебаний ЛА в пустоте (редуцирование). 3). Решение полной проблемы собственных значений неконсервативной задачи – определение комплексных частот колебаний ЛА в потоке. 4). Анализ устойчивости упругих колебаний ЛА из зависимости частот колебаний ЛА от параметра потока  $\Delta$ .

Для определения частот колебаний ЛА в потоке задача о колебаниях неконсервативной линейной системы сводится к квадратичной проблеме на собственные значения вещественной несимметричной матрицы порядка  $2N$  и решению полной проблемы собственных значений методом QR-итераций при фиксированных значениях числа Маха и параметра потока ( $\Delta$ ).

Программный комплекс «Аэроупругость» позволяет решать следующие задачи: 1). Расчет частот и форм собственных колебаний ЛА в пустоте. 2). Анализ аэроупругой динамической устойчивости ЛА (решение задач о флаттере). 3). Формирование математической модели ЛА в потоке – упругой динамической схемы, для анализа устойчивости упруго ЛА совместно с системой управления (в том числе и для задач расчета переходного процесса ЛА в потоке как от-

клик на динамическое воздействие). 4). Определение характеристик статической аэроупругости.

В FlightLoads, кроме вышеперечисленных задач существует возможность решать и иные задачи: а). Расчет динамических реакций упругого ЛА в потоке на случайное воздействие. б). Оптимизация упругой конструкции. с). Аэроупругость с учетом влияния гироскопических сил.

**6. Сравнение методик**, используемых в отечественной и зарубежной инженерной практике для расчётов характеристик статической и динамической аэроупругости, на примере трех расчетных моделей, созданных в программных комплексах «Аэроупругость» и FlightLoads.

*Модель 1.* Квадратная пластина с односторонним защемлением. Рассмотрена трехслойная (обшивка и наполнитель) консольно-закрепленная пластина. Сторона квадрата 10 м. Толщина обшивки 0.002 м. Расчетная аэродинамическая модель пластины состоит из 100 элементарных панелей.

*Модель 2.* Прямоугольная консольно-закрепленная трехслойная пластина с квадратным вырезом и односторонним защемлением. Толщина обшивки 0.01 м.

*Модель 3.* Гипотетическая ракета класса «земля – воздух».

Результаты расчёта трёх низших тонов упругих колебаний в пустоте, полученные в программных комплексах «Аэроупругость» и FlightLoads, дают хорошее совпадение как для модели 1, так и для модели 2. Для модели 3 спектр частот и форм собственных колебаний в пределах 100Гц, полученных по двум методикам, также хорошо согласуется (расхождения значений частот не более 5%).

При некоторых конструктивных параметрах проводки управления крылом (в силу недостаточной жесткости проводки и несбалансированности самого крыла в потоке) реализуется изгибно-крутильная форма флаттера крыла, полученная по обоим методикам и идентифицированная по результатам летных испытаний.

**7. Выводы.** Проведенные исследования подтвердили высокую эффективность методик, используемых в программном комплексе «Аэроупругость» и достоверность получаемых результатов.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гроссман Е.П. Флаттер. Труды ЦАГИ. – вып. 284. – М.1937.
2. Бисплингхофф Р.Л. и др. Аэроупругость. – М:ИЛ., 1958.
3. Буньков В.Г. Комбинированный метод расчета аэродинамических сил на колеблющемся летательном аппарате в сверхзвуковом потоке. Ученые записки ЦАГИ. – т.15, N3. – 1984.–стр. 11 – 22.

4. Буньков В.Г. Расчет на флаттер крыла малого удлинения на БЦВМ. Труды ЦАГИ. – вып. 905. – 1964. – стр. 3 – 20.
5. Евсеев Д.Д. Расчет некоторых аэродинамических характеристик упругого самолета методом коэффициентов влияния. Ученые записки ЦАГИ – т. 9, №6.– 1978.– стр. 56 – 66.
6. Ватрухин Ю.М., Рыбаков А.А., Набиуллин Э.Н. Построение математической модели упругого летательного аппарата сложных пространственных схем в задачах аэроупругости. МРС ТТЭ. Сер. А. Вып. 5. – 1983 г.
7. Комплекс программ для решения задач статической аэроупругости на ЭВМ ЕС–1040: НТО/ЦАГИ; инв. N 2667. – 1983. – Отв. Исполнители: Евсеев Д.Д., Пантелеев И.М., Тимонин А.С.; соисполнитель НПО Маш., Ватрухин Ю.М.
8. Woodward F.A. Analysis and Design of Wing–Body Combinations at Subsonic and Supersonic Speeds. Paper 68–55 at the AIAA 6th Aerospace Sciences Meeting, New York, 1968.
9. F. A. Woodward A Unified Approach to the Analysis and Design of Wing – Body Combinations at Subsonic and Supersonic Speeds AIAA Paper No 68–55, 1968.
10. Rodden, W.P., Giesing, J.P., and Kalman, T.P., “Refinement of the Nonplanar Aspects of the Subsonic Doublet Lattice Lifting Surface Method,” Journal of Aircraft, Vol. 9, Jan 1972, pp. 69 – 73.
11. Chen, P. C., and Liu, D. D. (1985). A Harmonic Gradient Method for Unsteady Supersonic Flow Calculations. J. Aircraft, Vol. 22, pp. 371-379.

А.М. Думанский, Л.П. Таирова,  
А.А. Смердов

**ИССЛЕДОВАНИЕ ДЕФОРМАТИВНЫХ И  
ПРОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК  
УГЛЕПЛАСТИКА НА ПЛОСКИХ И  
ТРЕХСЛОЙНЫХ ОБРАЗЦАХ**

*Решается задача определения механических свойств слоистых композитов на полимерной основе. Показано, что совершенствование техники эксперимента и методики анализа полученных данных позволяет получить максимально достоверные характеристики*

**1. Введение.** Углепластики широко используются в конструкциях аэрокосмического назначения. Поэтому экспериментальные исследования, на основе которых возможно построение определяющих соотношений и критериев предельного состояния, представляется актуальным. Получение надежных экспериментальных данных способствует созданию адекватных структурно-феноменологических моделей деформирования и разрушения слоистых композитов и элементов из них. Обсуждение применимости критериев предельного состояния слоистых композитов на полимерной основе приведено в [1, 2]. Следует отметить, что основным элементом многослойного композита является однонаправленный слой. Характеристики упругости и прочности этого слоя используются в качестве исходных данных при проектировании и при поверочных расчетах конструкций из многослойных композитов. В связи с этим представляется важным как можно более точное определение его механических свойств. Решению этой задачи и посвящена данная работа.

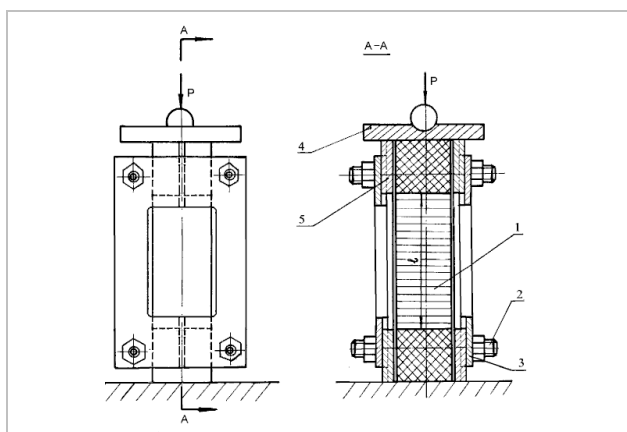
Будем рассматривать только плоское напряженно-деформированное состояние, поскольку эта гипотеза используется для большого количества тонкостенных конструкций аэрокосмического назначения. В качестве характеристик упругости слоя как ортотропного материала будем использовать:  $E_1$ ,  $E_2$  – модули упругости в направлениях вдоль и поперек волокон соответственно,  $G_{12}$  – модуль сдвига,  $\mu_{12}$  – коэффициент Пуассона (оси 1 и 2 лежат в плоскости армирования). В качестве характеристик прочности слоя рассматриваем пределы прочности, соответствующие критерию максимальных напряжений при плоском напряженном состоянии. Это –

минимальное количество характеристик прочности слоя, позволяющих вести прочностные расчеты многослойных материалов:  $F_1^+$ ,  $F_2^+$  – пределы прочности вдоль и поперек волокон при растяжении;  $F_1^-$ ,  $F_2^-$  – пределы прочности вдоль и поперек волокон при сжатии;  $F_{12}$  – предел прочности при чистом сдвиге в плоскости слоя.

Точность экспериментального определения свойств однонаправленного слоя зависит от корректности технической реализации испытаний и от методики составления программы испытаний и анализа полученных результатов. Техника эксперимента включает в себя выбор формы и вида образцов для используемых видов нагружения, выбор способов подкреплений зон передачи нагрузки, количества и расположения измерителей деформаций. Методика эксперимента включает выбор схем армирования исследуемых образцов, способы аппроксимации полученных результатов и алгоритмы определения характеристик слоя по результатам испытаний. Рассмотрим особенности решения этих задач в настоящей работе.

**2. Технические особенности проведения испытаний.** Композиты широко используются в изделиях ракетно-космической техники, изготавливаемых способом выкладки. Экспериментальные исследования характеристик материалов должны быть проведены на образцах, изготовленных по той же технологии, что и реальные изделия. Поэтому все исследования проводились на плоских образцах, изготовленных способом выкладки. Наиболее распространенным и легко реализуемым способом нагружения образцов является одноосное нагружение (растяжение и сжатие). Поскольку прочность при растяжении и сжатии композитных материалов различна, необходимы оба этих вида нагружения. Размеры образцов для испытаний на растяжение заданы в соответствии с ГОСТ 25.601-80 и представляют собой полоски шириной 20 мм и длиной 250 мм. Значения толщин образцов определяются количеством слоев. В ГОСТ 25.601-80 предлагается использовать как образцы-полоски, так и образцы-лопатки. Поскольку при испытаниях таких образцов хорошо зарекомендовали себя полоски, не представлялось необходимым усложнять их форму. При испытаниях образцов с продольным расположением волокон обнаружилось, что даже при максимально возможных моментах затяжки болтов захватов наблюдается выскальзывание из захватов до разрушения образца. Для обеспечения разрушения таких образцов в рабочей зоне на концы образцов были приклеены клеем холодного отверждения ВК-9 накладки из текстолита длиной 90 мм, а на них – накладки из наждачной бумаги. Такая подготовка концов образца

позволяет более равномерно распределить давление по защемленным поверхностям обеспечить хорошее сцепление с поверхностями захватов. Однако даже при такой подготовке образцов не удалось довести их до разрушения в рабочей зоне, пока не были срезаны кромки образцов в рабочей зоне до ширины 15 мм, т.е. пока не были изготовлены образцы-лопатки в соответствии с рекомендациями ГОСТ 25.601-80. Таким образом, образцы с продольным направлением волокон имели форму лопаток с накладками на нагружаемых концах. При испытаниях на сжатие тонких образцов нельзя корректно определить предел прочности, т.к. при малой длине образца оказывается, что краевые эффекты от зон защемления перекрывают рабочую часть, а при увеличении длины образца происходит разрушение из-за потери устойчивости до достижения предела прочности. Увеличение толщины образцов нежелательно, т.к. может вызвать изменение характеристик материала из-за влияния технологических особенностей изготовления тонких и толстых пластин. Поэтому испытания на сжатие проведены на трехслойных образцах с сотовым наполнителем и обшивками из исследуемого материала. Образцы были изготовлены по штатной технологии изготовления реальных трехслойных конструкций. Такие образцы требуют подкрепления нагружаемых торцов для предотвращения смятия на торцах до разрушения в рабочей зоне. Подкрепление нагружаемых торцов было выполнено с помощью заливочной композиции, используемой для подкрепления в реальных конструкциях.

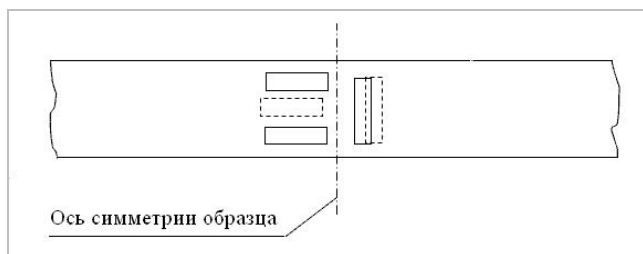


**Рис. 1. Приспособление для нагружения на сжатие (1 – образец, 2 – болтовое соединение, 3 – направляющая рамка с пазами, 4 – центрирующая платформа, 5 – накладка с выступами)**

Образцы были вырезаны из трехслойных заготовок размером 150×150 мм полосками с номинальной шириной 20 мм. Направления разреза – перпендикулярно подкрепленным заливочной композицией сторонам. Высота сотового заполнителя – 20 мм. Испытания на растяжение проводились с использованием специальных захватов, обеспечивающих соосность нагружения образцов, регулируемое усилие заземления концов и защиту образцов от повреждения при подготовке к нагружению. При испытаниях на сжатие использовалось приспособление, обеспечивающее параллельность перемещения нагруженных торцов и достаточно высокую однородность поля деформаций в поперечных сечениях в рабочей зоне  $l$  (рис. 1).

Диаграммы деформирования строились по показаниям тензодатчиков, наклеенных на каждый образец в центральном поперечном сечении. При испытаниях на растяжение – по три тензодатчика в направлении продольной оси образца и два датчика – в поперечном направлении, как показано на рис. 2. При испытаниях на сжатие – по два продольных датчика и по одному поперечному на каждой обшивке. Для регистрации деформаций использовалась тензоизмерительная система СИИТ-3 с контроллером, позволяющая записывать в ПВМ показания датчиков во время испытаний. Датчики с базой 5 мм приклеивались клеем быстрого отверждения на основе цианоакрилата. Наличие трех или четырех продольных датчиков и двух поперечных позволяло вести контроль равномерности деформаций в рабочем сечении в соответствии с ГОСТ 25.601-80.

Испытания на растяжение проведены на испытательных машинах FP-10 с максимальным усилием 10 кН и FP-100 с максимальным усилием 100 кН. Испытания на сжатие на EU-40 с максимальным усилием 400 кН.



**Рис. 2. Схема наклейки тензодатчиков на образцах для испытаний на растяжение (пунктиром показаны датчики, расположенные на обратной стороне образца)**

**3. Методические особенности проведения испытаний.** Характеристики однонаправленного слоя, определенные по характеристикам пакетов со сложными схемами армирования, лучше отражают свойства композита с любой возможной схемой армирования, чем характеристики, экспериментально определенные при испытаниях образцов из однонаправленного материала.

Модули сдвига технически сложно определять непосредственно на плоских однонаправленных образцах. Поэтому для более точного определения характеристик слоя целесообразно применять методы идентификации [3÷5]. В настоящей работе использованы алгоритмы идентификации характеристик слоя, наиболее полно соответствующие всем имеющимся экспериментальным данным.

Для проведения идентификации характеристик упругости и прочности монослоя необходимы экспериментально определенные характеристики некоторых специальных структур, позволяющие обеспечить высокую устойчивость искомым характеристикам слоя к случайным отклонениям в экспериментальных данных [2].

Как показывает опыт исследований [3], при определении характеристик упругости в качестве таких схем армирования лучше всего использовать структуры  $\pm\varphi$ , а при идентификации характеристик прочности – структуры типа  $\pm\varphi^\circ/90^\circ$ ,  $\pm\varphi^\circ/0^\circ$ .

Выбраны структуры с укладкой волокон относительно продольной оси образца:  $0^\circ$  (однонаправленный),  $\pm 20^\circ$ ,  $\pm 40^\circ$ ,  $\pm 50^\circ$ ,  $\pm 70^\circ$ ,  $90^\circ$  (однонаправленный),  $(0^\circ)/(\pm 60^\circ)_2$ ,  $(90^\circ)/(\pm 30^\circ)_2$ ,  $0^\circ_2/(\pm 70^\circ)_3$ ,  $(90^\circ)_2/(\pm 20^\circ)_3$ , а также структура  $0_n/90^\circ_m$ , которая обладает хорошей информативностью при уточнении прочности вдоль и поперек волокон.

По результатам испытаний образцов с такими схемами армирования определены модули упругости, коэффициенты Пуассона, разрушающие напряжения при растяжении и сжатии, а при наличии существенной нелинейности диаграмм деформирования – напряжения нарушения монолитности. Средние значения этих характеристик для групп образцов с одинаковым армированием использованы в качестве исходных данных в задачах идентификации.

Для каждого образца модуль упругости вычислялся по средним деформациям для трех продольных датчиков на участке линейного деформирования с использованием формул линейной аппроксимации. При этом вычислялся коэффициент корреляции  $R$ , характеризующий степень отклонения экспериментальных точек от аппроксимирующей прямой. Полученные значения  $R$  для всех ис-



следованных образцов были не менее 0,98.

Коэффициент Пуассона каждого образца определялся как отношение средних поперечных приращений деформаций по двум поперечным датчикам к средним продольным приращениям деформаций по трем или четырем продольным датчикам на линейном участке деформирования. Приращения деформаций, как и при определении модуля упругости, вычислялись с использованием формул линейной аппроксимации. Значения коэффициента корреляции  $R$  для поперечных деформаций, как и для продольных, не менее 0,98.

**4. Основные результаты испытаний.** На рис. 3а ÷ 3е приведены некоторые диаграммы деформирования для исследованных схем армирования (при растяжении положительные деформации – по показаниям продольных датчиков, отрицательные – поперечных датчиков, при сжатии – наоборот). Точки соответствуют зарегистрированным показаниям датчиков, сплошные линии – средним продольным и средним поперечным деформациям. Пунктиром показаны прямые линии, соответствующие линейной аппроксимации начальных участков по продольным или поперечным деформациям. Они показывают, что для схемы армирования  $\pm 20^\circ$  характерно заметное отклонение от линейности только для поперечных деформаций, а для схемы  $0^\circ_2/\pm 70^\circ_3$  – только для продольных деформаций.

Показаны результаты кусочно-линейной аппроксимации начальных и конечных участков диаграмм деформирования образцов с укладками  $\pm 40^\circ$  и  $\pm 50^\circ$ , для которых степень нелинейности, как при растяжении, так и при сжатии максимальна. Вид диаграмм для разных схем армирования различен – от линейных до разрушения до существенно нелинейных. Незначительная нелинейность, возможно, является следствием начала процессов повреждения, приводящих к разрушению.

Точка максимального напряжения на диаграммах соответствует последней точке регистрации деформаций, а не напряжению разрушения. Максимальная регистрируемая деформация для использовавшихся фольговых датчиков – около 1,5 %. В качестве исходных данных (базовых характеристик) для идентификации технических постоянных слоя выбирались экспериментальные значения модулей упругости и коэффициентов Пуассона для структур  $0$ ,  $\pm 20^\circ$ ,  $\pm 40^\circ$ ,  $\pm 50^\circ$ ,  $\pm 70^\circ$ ,  $90^\circ$ . При этом экспериментальные данные для структур, имеющих одни и те же углы укладки волокон, но различающихся количеством слоев, объединены.

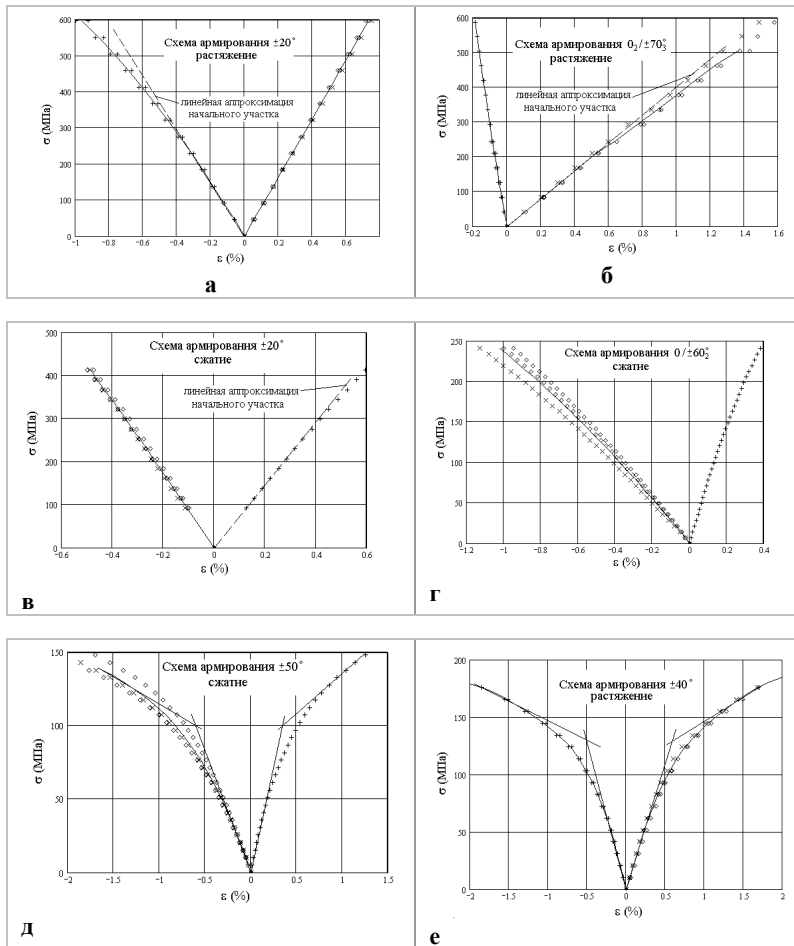


Рис. 3. Диаграммы деформирования

В качестве исходных данных (базовых характеристик) для идентификации технических постоянных слоя выбирались экспериментальные значения модулей упругости и коэффициентов Пуассона для структур  $0, \pm 20^\circ, \pm 40^\circ, \pm 50^\circ, \pm 70^\circ, 90^\circ$ . Экспериментальные данные для структур, имеющих одни и те же углы укладки волокон, но различающихся количеством слоев, объединены, поскольку влияние количества слоев на характеристики упругости оказалось статистически не значимым при доверительной вероятности 0,95.

Исходными данными для идентификации прочности являлись все экспериментальные значения прочности, а для некоторых схем армирования – и напряжения нарушения монолитности, которые определялись при кусочно-линейной аппроксимации, как показано на рис. 3б и 3д.

Характер разрушения образцов очень сильно зависит от схемы армирования: для одних структур разрушение напоминает разрушение хрупких материалов, для других – пластичных, для третьих – некий промежуточный вариант. Так, например, при испытаниях на растяжение для образцов со структурой  $90^\circ$ ,  $0^\circ/\pm 70^\circ_3$  (здесь и далее углы укладки – относительно продольной оси образца) характерно разделение на части при разрушении, как для хрупкого материала (рис. 4), а для образцов со схемами армирования  $\pm 40^\circ$ ,  $\pm 50^\circ$  – разрушение связующего с постепенным расслоением и сдвигом волокон, как для пластичного материала (рис. 5).

Разрушение при растяжении образцов с продольным направлением волокон оказалось нетипично для углепластика – имело вид метелки с расслоением на отдельные волокна по всей рабочей зоне (рис. 6). При напряжениях, составлявших примерно 70% от разрушающих, начиналось отслоение отдельных волокон, сопровождавшееся щелчками. По мере приближения к разрушающей нагрузке такие отслоения учащались до тех пор, пока не происходило резкое падение воспринимаемой образцом нагрузки. Для большинства образцов с тремя направлениями укладки при растяжении в зонах разрушения наблюдалось расслоение материала с выдергиваем волокон и разделением образца на части (рис. 7).

Зоны разрушения обшивок при сжатии для большинства образцов имели вид поперечных трещин (рис. 8) или складок с последующим расслоением (рис. 9). В последнем случае нельзя сказать, что произошло раньше: разрушение отдельных слоев или расслоение с последующей потерей устойчивости наружных слоев.

Образцы с продольным и продольно-поперечным направлением волокон после разрушения оказались изогнуты, причем разрушение сопровождалось отслоением и расслоением обшивок как в зонах подкреплений, так и в рабочей зоне (рис. 10). Вероятнее всего, образцы изогнулись после образования продольных трещин перед разрушением, поскольку такое растрескивание должно приводить к случайному изменению изгибной жесткости и перераспределению нагрузки, воспринимаемой обшивками.

Можно предположить, что разрушающие нагрузки соответствуют пределу прочности материала, а не потере устойчивости об-

разца. Окончательные выводы о причинах разрушения образцов помогли сделать результаты идентификации характеристик прочности слоя.

**5. Результаты идентификации характеристик слоя.** Задача идентификации характеристик упругости однонаправленного слоя сводится к решению задачи минимизации функции цели, равной сумме квадратов относительных невязок между экспериментальными значениями характеристик упругости многослойных пакетов и расчетными значениями этих характеристик, вычисленными через характеристики упругости слоя [3]. Характеристики упругости слоя являются при минимизации варьируемыми параметрами, их значения, соответствующие минимуму функции цели – искомые характеристики.

Поскольку функция цели существенно нелинейна и, возможно, многоэкстремальна, существует вероятность получить при расчете данные, соответствующие не глобальному, а локальному минимуму функции цели. Для того, чтобы уменьшить вероятность этого, были проведены расчеты с разными начальными значениями искомых характеристик. Эти расчеты подтвердили, что существенное изменение начальных значений искомых характеристик почти не сказывается на оптимальных значениях этих характеристик, т.е. полученные результаты расчета соответствуют глобальному минимуму функции цели и обеспечивают наилучшее соответствие расчета и эксперимента для исследуемого материала.

На рис. 11 приведено сопоставление экспериментальных значений характеристик упругости для исследованных схем армирования и двух расчетных значений этих же характеристик. Одно из значений получено при использовании в качестве характеристик слоя их величин, полученных при идентификации, а второе – при использовании минимального количества экспериментальных данных. В последнем случае модули упругости вдоль поперек волокон и коэффициент Пуассона равны полученным при испытаниях однонаправленных образцов.



**Рис. 4 а.** Разрушение при растяжении образцов с поперечной укладкой волокон



**Рис. 4 б.** Разрушение при растяжении образцов с укладкой волокон  $0_2/\pm 70_3$

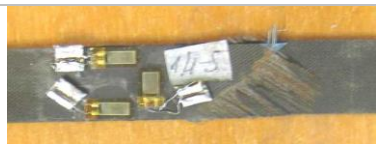


Рис. 5. Разрушение при растяжении образцов с укладкой волокон  $\pm 40^\circ$



Рис. 6. Разрушение при растяжении образцов с продольной укладкой волокон



Рис. 7. Разрушение при растяжении образцов с укладкой волокон  $90^\circ_2/\pm 20^\circ$



Рис. 8. Разрушение при сжатии образцов с укладкой волокон  $\pm 50^\circ$



Рис. 9. Разрушение при сжатии образцов с укладкой волокон  $02/\pm 70^\circ 3$



Рис. 10. Разрушение при сжатии образцов с продольной укладкой волокон

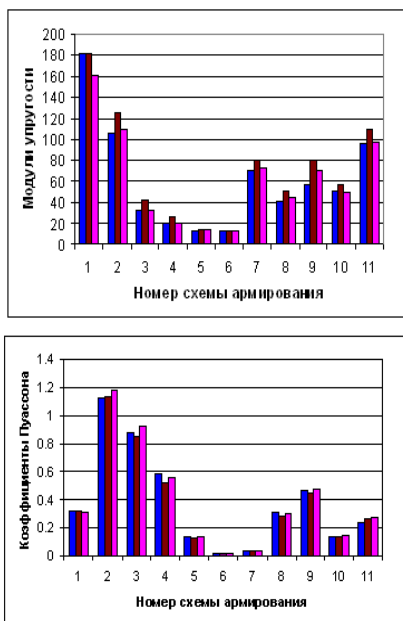
Модуль сдвига получен по экспериментальным значениям модуля упругости для структуры  $\pm 50^\circ$  и характеристик упругости однонаправленных образцов. В таблице 1 приведены схемы армирования, соответствующие номерам на рисунке 11.

В качестве исходных данных при идентификации использованы результаты испытаний для первых шести структур в таблице 1, но степень соответствия расчета и эксперимента улучшилась и для остальных схем армирования. Алгоритм идентификации характеристик прочности [5] отличается от алгоритма идентификации характеристик упругости.

В настоящей работе в качестве предельных соотношений для слоя был принят критерия максимальных напряжений. В этом случае связь между характеристиками прочности слоя и пакета не может быть выражена только с помощью алгебраических соотношений, она представляет собой некий алгоритм анализа наиболее напряженных слоев в каждом пакете.

Таблица 1

№ схемы армирования	Схема армирования
1	$0^\circ$
2	$\pm 20^\circ$
3	$\pm 40^\circ$
4	$\pm 50^\circ$
5	$\pm 70^\circ$
6	$90^\circ$
7	$0_4 / (90^\circ)_6$
8	$(0^\circ) / (\pm 60^\circ)_2$
9	$(90^\circ) / (\pm 30^\circ)_2$
10	$0^\circ_2 / (\pm 70^\circ)_3$
11	$(90^\circ)_2 / (\pm 20^\circ)_3$



Первый столбец - эксперимент,  
 второй столбец - без идентификации,  
 третий столбец - после идентификации

Рис. 11. Сравнение расчетных и экспериментальных значений для исследованных структур

Алгоритм идентификации, приведенный в [5], также основан на анализе и сопоставлении напряжений вдоль, поперек волокон и при сдвиге в слоях каждого пакета в момент разрушения или нарушения монолитности. В результате этого анализа определяются для каждого пакета слои, в которых напряжения наиболее близки к предельным. По напряжениям в этих слоях вычисляются предельные значения характеристик слоя. Такие расчеты проведены для двух вариантов исходных данных:

- вариант 1 – в качестве исходных данных взяты минимально возможные экспериментальные значения предельных характеристик для всех структур (использовались значения напряжений нарушения монолитности даже для структур, нелинейность деформирования которых была относительно невелика);

- вариант 2 – в качестве исходных данных взяты максимально возможные экспериментальные значения предельных характеристик для всех структур (напряжения нарушения монолитности использовались только для структур  $\pm 40^\circ$ ,  $\pm 50^\circ$  и для  $0_2/\pm 70_3$  при сжатии).

В таблице 2 даны некоторые численные результаты идентификации прочности. Приведены результаты расчета для варианта 2. Выделены значения, которые использованы при определении характеристик прочности слоя.

Остальные характеристики, как показал проведенный в процессе идентификации анализ, оказались существенно ниже ожидаемых значений из-за повышенной повреждаемости образцов или из-за повышенной чувствительности структур к концентрации напряжений вблизи свободных кромок.

Таблица 2

№ n/ n	Схема армирования	Исходные характеристики. (эксперимент)		Расчет				
		1 нагр	2 нагр	растяжение		сжатие		Определяемые характеристики слоя (№ нагруж.)
		$[\bar{\sigma}^+]$ МПа	$[\bar{\sigma}^-]$ М	$[\sigma_p^+]$ МПа	прич. разр.	$[\sigma_p^-]$ МПа	прич. разр.	
1	0	<b>2690</b>	<b>815</b>	2439	$F_1^+$	960	$F_1^-$	$F_1^+$ (1 н.), $F_1^-$ (2 н.)
2	$\pm 20^\circ$	<b>902</b>	<b>477</b>	917	$F_{12}$	891	$F_1^-$	$F_{12}$ (1 н.)
3	$\pm 40^\circ$	<b>180</b>	-	200	$F_{12}$	200	$F_{12}$	$F_{12}$
4	$\pm 50^\circ$	85	<b>140</b>	150	$F_{12}$	150	$F_{12}$	$F_{12}$ (2 н.)
5	$\pm 70^\circ$	45,7	<b>194</b>	187	$F_2^+$	194	$F_2^-$	$F_2^-, F_{12}$ (2 н.)
6	$90^\circ$	33,2	-	153	$F_2^+$	159	$F_2^-$	-
7	$0_4/(90^\circ)_6$	<b>873</b>	-	912	$F_2^+$	427	$F_1^-$	$F_2^+$
8	$0_6/(90^\circ)_4$	-	<b>628</b>	1300	$F_2^+$	604	$F_1^-$	$F_1^-$ (2 н.)
9	$0_2/\pm 70_3$	<b>756</b>	<b>330</b>	725	$F_2^+$	297	$F_1^-$	$F_1^+, F_2^+, F_{12}$ (1 н.), $F_1^-$ (2 н.)
10	$90_2/\pm 20_3$	754	-	1330	$F_2^+$	676	$F_1^-$	-
11	$0/\pm 60_2$	<b>594</b>	<b>403</b>	459	$F_{12}$	262	$F_1^-$	$F_1^+$ (1 н.), $F_{12}$ (1, 2 н.)
12	$90^\circ/\pm 30_2$	422	-	640	$F_{12}$	640	$F_{12}$	-

**6. Выводы.** Все приведенные результаты экспериментов и расчетов позволяют сделать вывод: совершенствование техники эксперимента и методики анализа полученных данных позволяет получить максимально достоверные характеристики слоя многослойных композитов.

Результаты испытаний дают информацию для обобщения моделей деформирования и разрушения. Так, в [6] на основе этих данных сделана успешная попытка использования наследственного определяющего соотношения при сдвиге слоя для описания некоторых нелинейных диаграмм деформирования многослойных композитов. Такой подход также позволяет оценить кинетику перераспределения напряжений в слоях пакета и дает возможность учета влияния накопления повреждений на предельное состояние композитной структуры.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Роуландс Р. Течение и потеря несущей способности композитов в условиях двухосного напряженного состояния: сопоставления расчета и экспериментальных данных // В кн.: Неупругие свойства композиционных материалов. Механика вып. 16. – М.: Мир. – 1978.- С. 140-179.
2. Soden P.D., Hinton M.J., Kaddour A.S. A comparison of the predictive capabilities of current failure theories for composite laminates // Composites Science and Technology, 1998. – V. 58. –PP. 1225-1254.
3. Зиновьев П.А., Таирова Л.П. Численный эксперимент как метод оценки точности расчета при идентификации характеристик слоев гибридных многослойных композитов // Сб. докладов 2-й международной конференции «Идентификация динамических систем и обратные задачи», Санкт-Петербург, 1994.
4. Zinoviev P, Tairova L. Identifying the properties of individual plies constituting hybrid composites. Inverse Problems in Eng-ng, 1995, 2: С. 141-154.
5. Таирова Л.П. Идентификация характеристик прочности многослойных композитов. Вестник МГТУ им. Баумана, сер. Машиностроение, спец. вып., 2005 г., с. 10-21.
6. Dumansky A.M., Tairova L.P. A method for the construction of hereditary constitutive equations of laminates bases on a hereditary constitutive equation for a layer // In Current themes in engineering science 2008. Selected presentations at the World Congress on Engineering - 2007. Ed. A.M. Korsunsky. – AIP conference proceedings. V. 1045. – PP 71-80.



I. Emri, U., Florjancic, B. Zupancic,  
M. Huskic, P. Umek, и D. Arcon

**ЗАВИСИМЫЕ ОТ ВРЕМЕНИ  
ХАРАКТЕРИСТИКИ НАНОКОМПОЗИТНОГО  
ПОЛИМЕРА С НАНОЧАСТИЦАМИ 1D  
ТИТАНАТА**

*Экспериментально изучается влияние на зависимые от времени механические и теплофизические характеристики композитного материала введение наночастиц титаната различной геометрии и в различной концентрации.*

В работе исследуется вопрос, в какой степени можно изменить зависимые от времени механические характеристики и другие физические свойства твёрдого полимерного материала при введении наночастиц титаната в структурную матрицу полимера в процессе его плавления без какой-либо иной дополнительной обработки. Для подготовки нанокompозитов использовалось обрабатывающее оборудование фирмы Thermo Naake Electron Co., которое предназначено для лабораторного и промышленного использования, а именно – установки MiniLab II и PolyLab OS соответственно.

Исследовалось влияние геометрии наночастиц (трубчатые и ленточные) с различными размерами и при различной концентрации в структуре материала на теплофизические и механические свойства зависимых от времени нанокompозитов. Нанокompозиты были выполнены на полимерных матрицах различных типов. Их структура, тепловые свойства и механические характеристики с временной зависимостью исследовались применением различных экспериментальных методов (SEM – сканирующая электронная микроскопия, DSC – дифференцирующая сканирующая калориметрия, тесты на ползучесть при сдвиге).

Изготавливались нанокompозиты при помощи простой технологии плавления в коническом элементе MiniLab II при интенсивном перемешивании винтовой парой, создающей противоположно направленные потоки расплава. Такое перемешивание улучшает распределение наночастиц в полимерной матрице.

Исследовался нанокompозит, изготовленный из полиамида РА6. Добавлялись наноленты титаната. Образцы изготавливались

простым плавлением в установке PolyLab OS. Имитировались реальные условия производства.

На основании SEM-анализа нанокompозитов, полученных таким способом, установлено, что:

(i) титанат в форме нанолент обеспечивает более высокую степень однородности распределения в матрице полимера по сравнению с титанатом в форме нанотрубок;

(ii) наночастицы титаната, независимо от их специфической морфологии, лучше распределяются в нанокompозитах, если используются полиамиды PA6 и PA66 как базовые матрицы полимеров.

Результаты показывают, что добавление нанолент титаната в матрицу PA6 значительно изменяет тепловые и временно-зависимые механические характеристики полимера. Наличие нанолент в матрице PA6 значительно замедляет процесс ползучести при сдвиге самой матрицы, и, следовательно, повышает стабильность исследуемых характеристик материала. Этот эффект быстро снижается с повышением концентрации частиц.

### **TIME-DEPENDENT BEHAVIOR OF POLYMER NANOCOMPOSITES WITH 1D TITANATE NANOSTRUCTURES**

We investigate to which extent we may modify time-dependent mechanical behavior and other physical properties of polymeric product in solid state with the addition of titanate nanoparticles into polymeric matrix by simple melt compounding procedure without the presence of any processing additive. For the preparation of nanocomposites we used Thermo Haake Electron Co. processing equipment at small and large laboratory scale, i.e., MiniLab II and PolyLab OS system, respectively. We examined the effect of different particle geometry (tube-like and ribbon-like) with a large aspect ratio and different particle concentration on the material structure, thermal characteristics and the time-dependent mechanical properties of nanocomposites, prepared from different types of host polymeric matrix. The material structure of nanocomposites, their thermal properties and the time-dependent behavior of materials in solid-state were examined by applying different experimental techniques (SEM, DSC, shear creep).

Based on SEM analysis of nanocomposites, prepared by simple melt compounding procedure in a conical co-rotating twin-screw micro-compounder MiniLab II with a backflow of melt, which enhances better distribution of nanoparticles in polymeric matrix, we observe that: (i) ti-

tanate nanoribbons are more homogeneously distributed in the polymer matrix in comparison to titanate nanotubes, and (ii) titanate nanoparticles are regardless of their particular morphology better dispersed in nanocomposites when PA6 and PA66 as polymer host matrices are used.

Further investigation of nanocomposites, prepared from PA6 matrix and titanate nanoribbons by simple melt compounding procedure in a co-rotating twin-screw laboratory extruder PolyLab OS, simulating real industrial processing conditions, shows that the addition of titanate nanoribbons into PA6 matrix significantly changes (enhances) the thermal properties and time-dependent mechanical behavior of polymer. The presence of nanoribbons in PA6 matrix significantly slows down the creep process of host matrix, and hence improves its time- and temperature-stability. This effect rapidly diminishes with increasing particle concentration.

**1. Introduction.** Nanocomposites emerged in recent years as a promising material where synergy of different components constituting nanocomposite can dramatically enhance the functional properties of polymer structures. However, the understanding of the polymer structure formation process, which typically determines the time-dependent mechanical properties of the final product in a solid state and hence its functionality and durability (i.e., long-term stability) is still vague and calls for a systematic study. Macroscopic properties of polymeric materials in solid state depend on their inherent structures, which are formed during melt solidification in the polymer processing stage. Thus, by modifying the structure of materials one may alter their macroscopic properties. Alternatively, one may modify the structure of polymers by changing thermo-mechanical boundary conditions to which a material is exposed during a technological process and/or by modifying its initial kinetics.

The initial kinetics of the material in granulate, which then enters the second stage of material structure formation – polymer processing, is defined with the topology of molecules, their weight (chain length) distribution, and the inherent electromagnetic potentials. As observed in our previous studies [1,2], materials with different initial kinetics, exposed to the same boundary conditions (i.e., same processing conditions), can form different solid state structures.

Since the fundamental processes of structure formation take place at the nano-scale and are governed by the electromagnetic potentials, masses, and kinetic (thermal) energy as an outside perturbation, one way of modifying the initial kinetics of the material is to add nano-particles into polymeric matrix. In the classical explanation, which could be called *trivial*, the effect of nano-particles is attributed to the non-linear increase

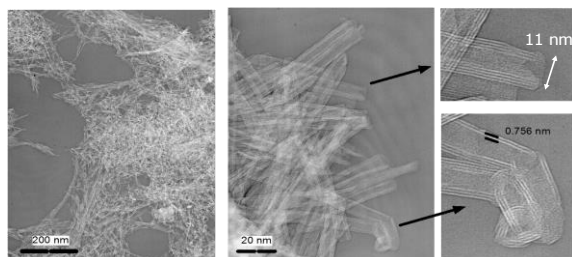
of the surface-to-volume ratio. However there are strong indications that there are additional so called *non-trivial* or *true* size effects of nanoparticles, which have a dominant role. The non-trivial effects result from the interaction of nanoparticles with chemical potentials. These interactions affect the direction of material structure formation and finally its final physical properties.

We investigate to which extent we may modify time-dependent mechanical behavior and other physical properties of polymeric product in solid state with the addition of titanate nanoparticles, produced by hydrothermal technique optimised in our laboratory [3,4]), into polymeric matrix by simple melt compounding procedure without the presence of any processing additive. For the preparation of nanocomposites we used Thermo Haake Electron Co. processing equipment at small and large laboratory scale, i.e., MiniLab II and PolyLab OS system, respectively. We examined the effect of different particle geometry (tube-like and ribbon-like) with a large aspect ratio and different particle concentration on the material structure, thermal characteristics and the time-dependent mechanical properties of nanocomposites, prepared from different types of host polymeric matrix. The material structure of nanocomposites, their thermal properties and time-dependent behavior of materials in solid-state were examined by applying different experimental techniques (SEM, DSC, shear creep).

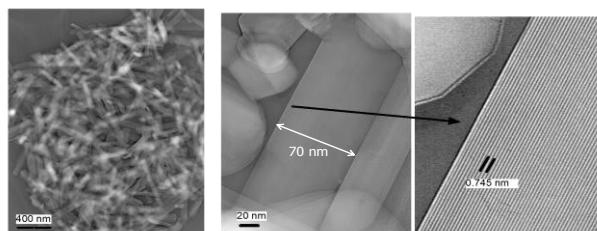
Within the present work we report on the preliminary results as observed from SEM, DSC and shear creep analysis of examined nanocomposites. Our results clearly indicate that: (i) titanate nanoribbons distribute in the polymer matrix in more homogeneously in comparison to titanate nanotubes, and (ii) most homogeneous nanoparticles dispersions in nanocomposites were observed when as polymer matrices PA6 and PA66 were used, and (iii) the addition of titanate nanoribbons into PA matrix significantly changes the thermal properties and time-dependent mechanical behavior of polymer.

**2. Experimental.** *a) Materials.* Synthesis of nanoparticles – Sodium titanate nanotubes (TiNTs) and nanoribbons (TiNRs) were grown from anatase form of  $\text{TiO}_2$  and  $\text{NaOH}_{(\text{aq})}$  under hydrothermal conditions with good yields as reported earlier [3]. TiNTs were synthesized at  $115^\circ\text{C}$ , while highly crystalline TiNRs at  $175^\circ\text{C}$ . The geometry and size of TiNTs and TiNRs are shown in Figs. 1 and 2, respectively. TiNTs have an inner diameter of 4-5 nm, an outer diameter of 9-11 nm, and a length of 300 nm in average. Highly crystalline TiNRs have a width of ca. 80-100 nm and a length of 1000-3000 nm [3,4].

In the next step TiNTs and TiNRs were dried at 300°C for 12 hours to remove surface and interlayer water. For both types of nanoparticles Young's modulus was measured using a three point bending method [5]. The TiNR's average is found to be  $260\pm 55$  GPa.



**Fig. 1. High resolution TEM images of titanate nanotubes (TiNTs)**



**Fig. 2. High resolution TEM images of titanate nanoribbons (TiNRs).**

Polymer processing – Nanocomposites of titanate nanoparticles and different polymeric matrices were prepared by simple melt compounding procedure without the presence of any processing additive. For this purpose we used Thermo Haake Electron Co. processing equipment at small and large laboratory scale, i.e., MiniLab II and PolyLab OS system, respectively. By using the first one, i.e., a co-rotating twin-screw microcompounder MiniLab II with a backflow of melt, we prepared nanocomposites of PP, PS, PA6 and PA66, doped with titanate nanoparticles of two different geometries (tube-like and ribbon like) as schematically shown in Figure 3-A. These nanocomposites were prepared for SEM analysis to examine a distribution of nanoparticles in polymeric matrix. Based on SEM results, showing that TiNTs prefer to form agglomerates in all examined polymeric matrices, while for TiNRs this tendency is observed only when PP and PS are used as host matrices, we focused our

investigation in preparation of PA6 and PA66 nanocomposites with titanate nanoribbons (TiNRs) as seen from Figure 3-B. For the preparation of these nanocomposites we used simple melt compounding procedure with a co-rotating twin-screw laboratory extruder PolyLab OS, which simulates real industrial processing conditions. These materials were prepared to examine their thermal properties and time-dependent mechanical behavior by DSC and shear creep testing.

Before processing PP and PS were stored at room temperature, while PA6 and PA66 were kept in a temperature chamber at 80°C for at least 2 weeks. Nanoparticles were first dried in an oven at 125°C for 1h under vacuum and then kept in an exicator together with silicagel before entering into processing stage. The processing methodology was the following, depending on the type of equipment:

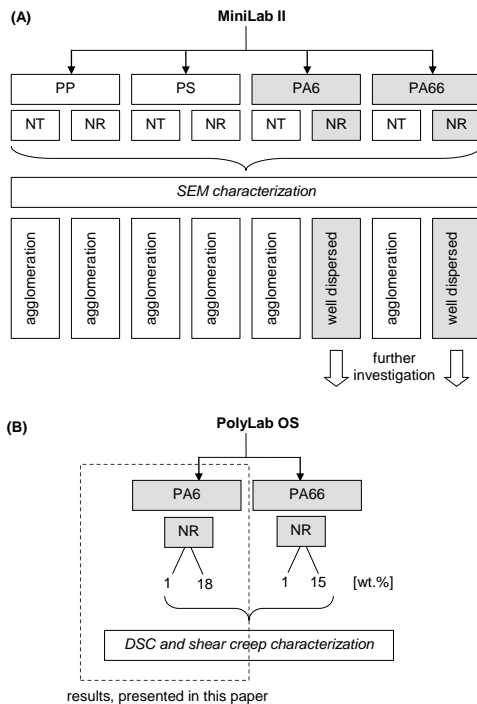
(i) MiniLab II: Polymer granules were first mixed with nanoparticles and then fed into MiniLab II, a conical twin-screw microcompounder with an integrated backflow channel. Nanocomposites were then extruded at 230°C (with exception of PA66, being extruded at 280°C) and screw speed of 50 min<sup>-1</sup> for 10 min by applying co-rotation of screws.

(ii) PolyLab OS: By using this co-rotating twin-screw extruder with a screw diameter of 16 mm, L/D ratio of 25:1 and six heating zones, we first start to feed polymer granules into extruder to start polymer melting and then we introduced nanoparticles into already melted matrix. The processing of nanocomposites was carried out at screw speed of 300 min<sup>-1</sup>. The six heating zones were set to 280, 280, 260, 250, 245, and 240°C, from the hopper to the extruder outlet, respectively.

In both cases extruded strands of nanocomposites were chopped into granules, intended for further experimental investigation.

*b) Experimental characterization techniques.* Scanning electron microscopy (SEM) – Morphology of prepared nanocomposites was investigated with a scanning electron microscope (SEM, Supra 35LV) operating at 1kV. Prepared nanocomposite were first cooled by liquid nitrogen and then fractured. The fractured surface of nanocomposite samples, used for microstructure investigations, was then coated with a layer of carbon by vapor deposition.

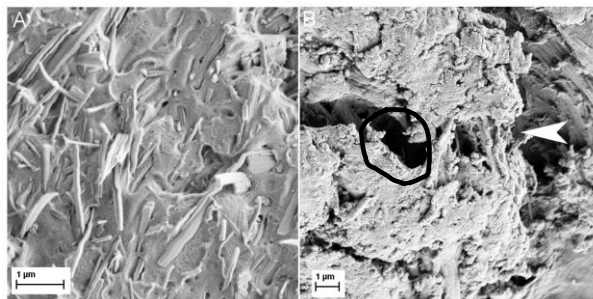
Differential Scanning Calorimetry (DSC) – The thermal properties of prepared nanocomposites were determined from DSC measurements, performed on Perkin Elmer DSC 7, in the temperature range 0-280°C for PA and 20-200°C for PP and PS at the heating/cooling rate of 10°C/min. DSC tests were performed in a protective nitrogen atmosphere. The testing samples had weight of about 10 mg.



**Fig. 3. Scheme of nanocomposites under investigation, prepared by using different processing equipment and tested with different experimental techniques.**

Shear creep – The time-dependent mechanical properties of prepared nanocomposites were determined from the shear creep experiments, performed by using home-built apparatus, i.e., CEM shear creep torsionmeter [6,7]. Cylindrical specimens for shear creep testing with the diameter of 6 mm and the length of 40 mm were prepared from granules, made by chopping extruded nanocomposite strands, by using CEM specimen preparation procedure [8]. The experiments were performed in the temperature range 30-110°C according to CEM measurement procedure described in details elsewhere [6-9] and references therein.

**3. Results and discussion.** Typical SEM images of fractured PA6 based nanocomposite surfaces are shown in Figure 4. Very homogeneous distribution of TiNRs in the polymer matrix has been found (see Fig. 4-A). This is not the case for TiNTs, which prefer to form agglomerates inside the matrix (see Fig. 4-B).



**Fig. 4. SEM images of the fractured surfaces of (A) PA6+18% TiNRs, prepared by PolyLab OS, and (B) PA6+15% TiNTs nanocomposites, prepared by MiniLab II. White arrow on the image (B) is pointing to the agglomerate of TiNTs that is incorporated into the PA6 matrix.**

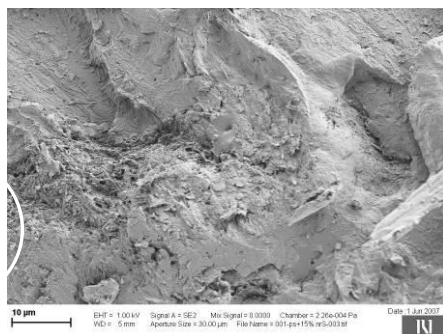
We also stress at this point that best interaction and mixing between the titanate nanoparticles and the polymer matrix by using simple melt-compounding procedure, was achieved for PA6 and PA66, while in PP and PS matrices the titanate nanoparticles tend to form agglomerates as shown in Fig. 5.

For these reasons we focused our investigation in preparation of PA6 and PA66 nanocomposites with titanate nanoribbons (TiNRs) at different particle concentrations. In the present paper we present the results of DSC and shear creep analysis of PA6 nanocomposites with 1 wt.% and 18 wt.% of TiNRs.

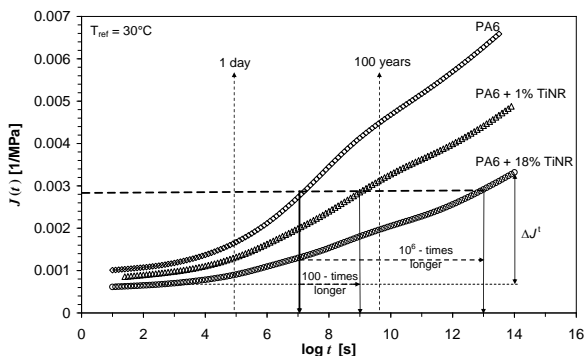
As indicated from the DSC results the addition of TiNRs slightly decreases melting temperature (from 227 to 224°C) but significantly increases crystallization temperature for approx. 20°C (from 170 to 190°C). The glass transition temperature seems to be less sensitive to doping and varies around 60°C.

The durability, i.e., the time-dependence of the shear creep compliance,  $J(t)$ , of examined materials, was investigated by analysing the shear creep compliance master curves at the reference temperature of 30°C. The results are shown in Figure 6. The master curves were obtained by shifting experimentally obtained isothermal segments along the logarithmic time axis in accordance with the time-temperature superposition principle [10].





**Fig. 5. SEM image of the fractured surface of PS doped with 15 wt.% of TiNRs. In the marked region the agglomerate of TiNRs only weakly interacts with the PS matrix.**



**Fig. 6. Shear creep master curves at the reference temperature of 30°C, showing logarithmic time-dependence of shear creep compliance for PA6 polymer matrix and PA6 nanocomposites with 1 wt.% and 18 wt.% TiNRs, prepared by PolyLab OS.**

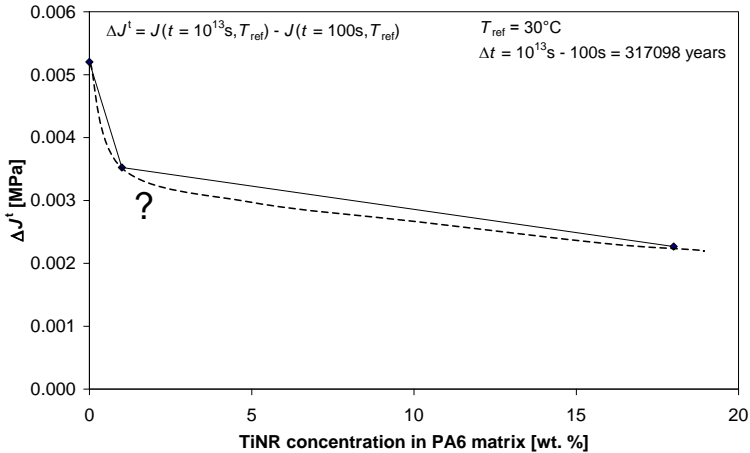
From Fig. 6 one may clearly observe that the presence of nanoribbons in PA6 matrix has a significant effect on time-dependent mechanical behavior of nanocomposite and consequently on the durability of products and structural elements, made of this material. As indicated in Figure 6 the addition of TiNRs into PA6 matrix may affect the shear creep time dependency for a factor of hundred for a nanocomposite with 1 wt.% of TiNRs and even up to million times for a nanocomposite with 18 wt.% of TiNRs.

In addition we analysed the time-stability of creep compliance,  $\Delta J^t$ , at the reference temperature of 30°C in the time interval of 317098

years. We defined  $\Delta J^t$  as the difference between the creep compliance at  $t = 10^{13}$  s, and the creep compliance at  $t = 100$  s, both at the reference temperature  $T_{ref} = 30^\circ\text{C}$ , as shown in Figure 6 and expressed with Equation (1),

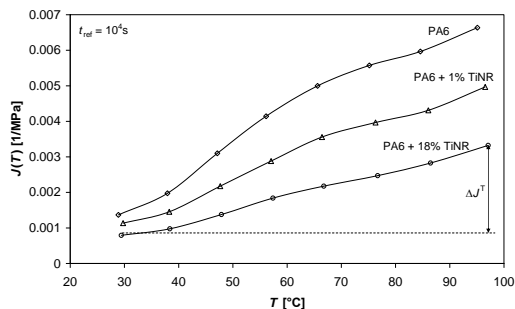
$$\Delta J^t = J(t = 10^{13} \text{ s}, T_{ref} = 30^\circ\text{C}) - J(t = 100 \text{ s}, T_{ref} = 30^\circ\text{C}) \quad (1)$$

As we may observe from Figure 7, which shows the time-stability of creep compliance at the reference temperature of  $30^\circ\text{C}$  depending on the TiNR concentration in PA6 matrix, the presence of TiNRs in PA6 matrix significantly slows down the creep process of host matrix, and hence improves its time-stability. This effect rapidly diminishes with increasing particle concentration.



**Fig. 7. Time-stability of creep compliance at the reference temperature of  $30^\circ\text{C}$  for PA6 polymer matrix and PA6 nanocomposites with 1 wt.% and 18 wt.% TiNRs, prepared by PolyLab OS.**

Similarly we investigated the temperature-dependence of the isochronal values of the shear creep compliance,  $J(T, t_{ref} = 10^4 \text{ s})$ , for examined materials at the reference time of  $10^4$  s. The results are shown in Figure 8. From the figure we clearly see that investigated materials exhibit different temperature dependence. One may also observe that the deformation of the material structure, exposed to the same loading, can be twice as large for a host PA in comparison to PA, doped with TiNRs.

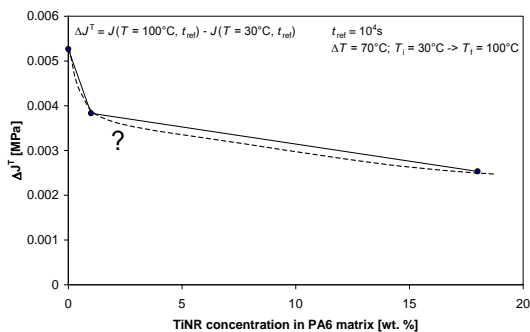


**Fig. 8. Temperature-dependence of shear creep isochrones at the reference time of  $10^4$  s for PA6 polymer matrix and PA6 nanocomposites with 1 wt.% and 18 wt.% TiNRs, prepared by PolyLab OS.**

The temperature-stability of creep compliance,  $\Delta J^T$ , at the reference time of  $10^4$  s was analysed in the temperature interval between 30 and  $100^\circ\text{C}$ . We defined  $\Delta J^T$  as the difference between the creep compliance at  $T = 100^\circ\text{C}$ , and the creep compliance at  $T = 30^\circ\text{C}$ , both at the reference time  $t_{ref} = 10^4$  s, as shown in Figure 8 and expressed with Equation (2),

$$\Delta J^T = J(T = 30^\circ\text{C}, t_{ref} = 10^4 \text{ s}) - J(T = 100^\circ\text{C}, t_{ref} = 10^4 \text{ s}) \quad (2)$$

As observed from Figure 9, showing the temperature-stability of creep compliance at the reference time of  $10^4$  s depending on the TiNR concentration in PA6 matrix, the presence of TiNRs in PA6 matrix improves the temperature-stability of host matrix. This effect rapidly diminishes with increasing particle concentration.



**Fig. 9. Temperature-stability of creep compliance at the reference time of  $10^4$  s for PA6 polymer matrix and PA6 nanocomposites with 1 wt.% and 18 wt.% TiNRs, prepared by PolyLab OS.**

**4. Conclusions.** This paper demonstrates the possibilities of modifying time-dependent mechanical behavior and other physical properties of polymeric product in solid state with the addition of titanate nanoparticles into polymeric matrix by simple melt compounding procedure without the presence of any processing additive. We used Thermo Haake Electron Co. processing equipment at small and large laboratory scale, i.e., MiniLab II and PolyLab OS system, respectively, for the preparation of nanocomposites.

We examined the effect of titanate nanoparticles geometry (tube-like and ribbon-like) with large aspect ratio and particle concentration on the material structure, thermal properties and time-dependent mechanical behavior of nanocomposites, prepared from different host polymeric matrices. Based on the preliminary investigations we may observe that:

(i) titanate nanoribbons are more homogeneously distributed in the polymer matrix in comparison to titanate nanotubes,

(ii) titanate nanoparticles are regardless of their particular morphology better dispersed in nanocomposites when PA6 and PA66 as polymer host matrices are used, and

(iii) the addition of titanate nanoribbons into PA6 matrix enhances its time-dependent mechanical properties. The presence of nanoribbons in PA6 matrix significantly slows down the creep process of host matrix, and hence improves its time- and temperature-stability. This effect rapidly diminishes with increasing particle concentration.

For further investigation we plan to examine more thoroughly the time- and temperature-dependence of nanocomposites, prepared at particle concentrations below 5 wt.% (as schematically pointed out in Figs. 7 and 9). Since titanate nanoparticles are highly abrasive, it is very important, from the practical point of view, that even small concentrations of titanate nanoparticles may significantly modify the behavior of polymeric matrix.

Besides we envisage solid state  $^1\text{H}$  NMR measurements to examine the changes in material structure at atomistic level, caused by the addition of titanate nanoparticles into polymeric matrix, which reflect in different macroscopic time-dependent mechanical properties of solid polymeric product as presented in this paper.

**5. Acknowledgements.** We would like to acknowledge the support provided by Slovenian Research Agency (ARRS) under the contracts M2-0102 and J2-7116-0782. The authors wish to express their thanks to Thermo HAAKE Electron Corporation for supporting the research activi-

ties. We kindly acknowledge Pavel Oblak for his efforts in the preparation of nanocomposites.

#### REFERENCES

1. Emri, I.; Bernstorff, B.S. von; *Journal of Applied Mechanics-Transactions of the ASME* 2006, 73(5), 752.
2. Sedlarik, V.; Saha, N.; Kuritka, I.; Emri, I.; P. Saha; *Plastics rubber and composites* 2006, 35(9), 355.
3. Umek, P.; Cevc, P.; Jesih, A.; Glotter, A.; Ewels, C.P.; Arčon, D.; *Chem. Mater.* 2005, 17, 5945.
4. Umek, P.; Cerc Korošec, R.; Jančar, B.; Dominko, R.; Arčon, D.; *J. Nanoscience and Nanotechnology* 2007, 7, 1.
5. Humar, M.; Arčon, D.; Umek, P.; Škarabot, M.; Muševič, I.; Bregar, G.; *Nanotechnology* 2006, 17, 3869.
6. Metlikovič, P.; Emri, I.; *J Mech Eng (Stroj vestn)* 1989, 35(5-6), 56.
7. Metlikovič, P.; Emri, I.; *J Mech Eng (Stroj vestn)* 1989, 35(7-9), 101.
8. Kralj, A.; Prodan, T.; Emri, I.; *J Rheol* 2001, 45(4), 929.
9. Emri, I.; Prodan, T.; *Exp Mech* 2006, 46(4), 429.
10. Williams, N.L.; Landel, R.F; Ferry, J.D.; *J Am Chem Soc* 1955, 77(14), 3701.

УДК 338.2

В.А. Бунак

**ФОРМИРОВАНИЕ И РЕАЛИЗАЦИЯ  
ОБЩЕЙ СТРАТЕГИИ РАЗВИТИЯ  
ВОЕННО-ПРОМЫШЛЕННОЙ КОРПОРАЦИИ  
В УСЛОВИЯХ ФИНАНСОВО-  
ЭКОНОМИЧЕСКОГО КРИЗИСА 2008-2010гг**

*Дан анализ современного состояния ОПК на фоне общего кризиса в экономике России. Обсуждается концепция реформирования ОПК в условиях сокращения государственного оборонного заказа. Показана актуальность системной разработки современных военных и двойных технологий, развития интеграции военной и гражданской научно-технологической базы. Указаны меры государственной поддержки, позволяющие сохранить устойчивое состояние военно-промышленной корпорации.*

**1. Ситуация в ОПК.** Системный финансово-экономический кризис, который страна переживает в настоящее время, обострил необходимость формирования единой промышленно-инновационной политики. Проблемы ресурсного обеспечения предприятий военно-промышленного комплекса связаны с государственной политикой и возможностями экономического, военно-технического, технологического и социального развития. Однако они не имеют ясных очертаний на средне- и долгосрочную перспективу.

Сложная ситуация в оборонно-промышленном комплексе (ОПК) является отражением общего кризисного состояния экономики России. За период реформ страна потеряла ряд своих конкурентных преимуществ. Проблемы регулирования и реформирования экономики так и не получили своего разрешения. В настоящее время на большинстве предприятий оборонно-промышленного комплекса:

- объем госзаказа не превышает 10...5% производственных мощностей;
- объем экспорта спецтехники сосредоточен на отдельных предприятиях и не является стабильным;
- объем гражданской продукции в основном составе предприятий крайне мал и не обеспечивает их экономической устойчивости;
- технологическая база морально устарела и не обновляется.

**2. Реформирование.** Проблема переоснащения новыми образцами спецтехники может быть решена только путем концентрации усилий на приоритетных направлениях научно-технического развития. Серьезное внимание должно быть отведено разработке новых технологий и совместных с гражданским сектором научно-инновационных проектов. Процесс реформирования ОПК должен охватывать весь воспроизводственный цикл, основываться на реальном состоянии ОПК и потенциальных возможностях государства по его поддержанию и дальнейшему развитию, а также выстраиваться с учетом использования рыночных отношений и элементов современного управления комплекса.

За основу институциональной перестройки ОПК, как известно, взят зарубежный опыт создания и успешного функционирования крупных системообразующих научно-производственных комплексов, способных самостоятельно разрабатывать базовые технологии производства военной техники. В частности, образовано ОАО «ВПК «НПО машиностроения», которое является управленческой структурой, осуществляющей планирование, правовое, маркетинговое и иное обеспечение участников корпорации.

В условиях сокращения государственного оборонного заказа в период до 2010...2015гг военно-техническое сотрудничество становится важным средством поддержания научно-производственного потенциала российского ОПК. В последние годы объем российского экспорта военной продукции достаточно стабилен. Однако необходим поиск других крупных импортеров российского вооружения и военной техники (В и ВТ), а также внедрение новых форм военно-технического сотрудничества, включая совместные разработки. Необходимо признать, что уже длительный период времени Россия вынуждена продавать в зарубежные страны то, что было разработано или разрабатывалось в 80-е ... 90-е годы.

Важно сохранить ядро научного и оборонно-промышленного потенциала России, системно разрабатывать современные военные и двойные технологии, развивая интеграцию военной и гражданской

научно-технологической базы. В целом, несмотря на отставание в ряде областей науки, в каждой из них, по отдельным направлениям научных исследований имеются результаты мирового уровня, по некоторым из них Россия обладает уникальными результатами. Это, так называемые «прорывные технологии», в том числе: лазерные технологии, материаловедение, биотехнология, атомная энергетика, авиационная и космическая техника с использованием новых технологических решений.

**3. Стратегия развития корпорации.** Стратегическим предназначением ОАО «ВПК «НПО машиностроения» является формирование и обеспечение инновационных ответов на глобальные вызовы национальной безопасности России в области вооружений, военной техники и космических систем, высоких информационно насыщенных технологий гражданского назначения.

Деятельность Корпорации, 100% акций которой находятся в федеральной собственности, осуществляется под полным государственным контролем и, при необходимости, может быть направлена решением общего собрания акционеров (собственника) в бюджет Российской Федерации в виде дивидендов, либо на инновации, расширение и модернизацию производственных мощностей Корпорации.

Указанная мера государственной поддержки позволит сохранить в условиях финансового кризиса устойчивое состояние ОАО «ВПК «НПО машиностроения» и предприятий его корпорации для выполнения важнейших работ по государственному оборонному заказу и военно-техническому сотрудничеству с иностранными государствами, а также избежать негативных социальных последствий для работников Корпорации в различных регионах страны.

Для обеспечения конкурентоспособности на мировых рынках сложных высокотехнологичных наукоемких систем перед предприятием стоит задача создания и внедрения в производство новых разработок вооружения и военной техники.

Выбор основных направлений технического и технологического перевооружения будет проводиться с учетом перспектив развития рынков профильной военной и высокотехнологичной гражданской продукции. Планы технического перевооружения будут формироваться не только на основе анализа и прогноза общих тенденций развития рынка, но, также и на данных по реальным заказам и проектам при выборе наиболее рентабельных проектов.

**3. Меры государственной поддержки.** Существенным моментом при формировании и уточнении стратегии развития пред-



приятия в условиях кризиса является реализация мероприятий по государственной поддержке субъектов реальной экономики. Большое значение имеет глубокая проработка проблем предприятия, которые детально рассматриваются на государственном уровне и прежде всего на Межведомственной комиссии по поддержке стратегическим предприятиям оборонно-промышленного комплекса.

В числе реальных мер государственной поддержки следует выделить такие как:

- дотации и субсидии, в том числе для санации;
- субсидирование процентных ставок;
- государственные кредиты;
- государственные гарантии;
- налоговые кредиты;
- реструктуризация налоговой задолженности (рассрочки и отсрочки);
- тарифные и таможенные меры;
- выкуп задолженности;
- выкуп дополнительно эмитированных акций (взносы в уставный капитал);
- 100% авансирование государственного оборонного заказа и др.

Среди перечисленных мер поддержки крайне важной для ОАО «ВПК «НПО машиностроения» является такая мера как выкуп дополнительно эмитированных акций. Реализация указанной меры поддержки позволит предприятию существенно улучшить структуру баланса, структурировать кредиторскую задолженность, значительно улучшить показатели (коэффициенты) экономической деятельности предприятия, а также повысить инвестиционный рейтинг и конкурентную привлекательность.

**4. Финансовая стабилизация.** В результате проведенного анализа текущего финансово-хозяйственного состояния предприятия были выявлены основные проблемные аспекты деятельности [1], устранение которых должно привести к стабилизации текущего финансового состояния Общества, повышению его конкурентоспособности на рынке, обеспечению условий для нормального формирования вертикальной интегрированной структуры и увеличению инвестиционной привлекательности предприятия.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Программа финансового оздоровления ОАО «ВПК «НПО машиностроения» на 2009-2013 гг. Реутов, 2009 г.

Е.А. Караулова

**СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СИСТЕМЫ  
БЮДЖЕТИРОВАНИЯ КАК ИНСТРУМЕНТА  
АНТИКРИЗИСНОГО УПРАВЛЕНИЯ  
ПРЕДПРИЯТИЕМ  
(на примере ОАО «ВПК НПО машиностроения»)**

*Рассматривается задача построения и совершенствования системы бюджетирования предприятия при антикризисном финансовом управлении. Дан анализ теоретических и практических подходов к решению проблемы на предприятиях оборонно-промышленного комплекса.*

**1. Введение.** Сегодня в России насчитывается 1381 предприятие оборонно-промышленного комплекса, из которых 609 предприятий в своей организационной структуре имеют конструкторские и научно-конструкторские бюро. 2 млн. человек работают в этой отрасли. Предприятия расположены в 70 субъектах Российской Федерации. Госсектор сегодня – это государственные унитарные предприятия, госучреждения и акционерные общества, с долей государства более 51%. 14% предприятий "оборонки" входит в перечень стратегических. Более 15% предприятий сегодня находятся на стадии банкротства. Более 70% предприятий имеют признаки неплатежеспособности, ряд предприятий стал объектом рейдерских атак. В промышленности, изготавливающей боеприпасы и спецхимию на сегодняшний момент 35% убыточных предприятий.

Роль государства при антикризисном управлении заключается в том, чтобы сохранить жизнеспособность предприятий и трудовые коллективы. Необходимо создать условия для продолжения модернизации предприятий, для эффективного развития после выхода из кризиса. Правительственной комиссией по повышению устойчивости развития российской экономики утвержден перечень системообразующих организаций различных отраслей народного хозяйства, имеющих стратегическое для России значение.

Главная задача работы с подобными организациями - поддержание их финансово – экономической устойчивости. При этом будут использованы не только кредитные инструменты, но и другие меры. В их числе государственные гарантии и субсидии организациям ОПК на возмещение части затрат на уплату процентов по кредитам,

полученным в российских кредитных организациях в целях пополнения оборотных средств организаций. На возмещение кассовых разрывов, возникающих в ходе выполнения государственного оборонного заказа, реструктуризация налоговой задолженности и т.п. Кроме этого, при необходимости, будут минимизироваться негативные социально-экономические последствия от прекращения деятельности таких предприятий.

**2. Антикризисное управление** на предприятии должно быть направлено на своевременное предупреждение негативных явлений, уменьшение их влияния, использование предкризисных ситуаций в целях перестройки существующих бизнес-процессов, корректировки стратегических и тактических задач. Природа большинства кризисов хозяйствующих субъектов формируется в сфере финансово-экономических отношений. Сложное финансовое состояние большинства российских предприятий, низкий уровень технической оснащенности лишь обостряет проблемы управления финансами.

Одним из наиболее эффективных инструментов финансового управления является бюджетирование предприятия. Внедрение системы бюджетирования на российских предприятиях уже давно не является долгосрочной задачей для менеджмента предприятий. Необходимость и эффективность данной системы финансового планирования осознана и требует лишь проработанной методики постановки и внедрения на основе имеющегося опыта.

К сожалению, этот опыт у российских предприятий пока довольно часто неудачен. Несмотря на объективную связь бюджетирования и антикризисного финансового управления данная проблематика недостаточно изучена. В то же время в системе мер антикризисного управления именно бюджетирование может и должно сыграть свою ключевую роль в финансовом оздоровлении предприятия.

Основной целью системы бюджетирования в ОАО «ВПК «НПО машиностроения» является эффективная организация процесса управления деятельностью предприятия посредством планирования, контроля статей доходов и расходов и анализа финансово-экономических показателей.

Задачей бюджетного планирования при антикризисном управлении на предприятии является обеспечение строгой экономии финансовых ресурсов и сокращение непроизводительных расходов. При этом необходимо обеспечить большую гибкость в управлении и контроле себестоимости продукции, повышение точности плановых показателей.

Система необходимых бюджетов во всех организациях различна. Поскольку все предприятия уникальны, то их специфика и определяет типы бюджетов, которые, несмотря на общие закономерности и принципы организационного построения, чрезвычайно разнообразны. Организационная структура управления в ОАО «ВПК «НПО машиностроения» (предприятие – разработчик) – матричная.

Суть матричной структуры заключается в том, что исполнители, отвечающие за выполнение конкретных функций и подчиненные своим функциональным руководителям, объединяются в проектные группы. У каждого проекта есть свой руководитель. Функциональные исполнители в пределах тех полномочий, которые касаются выполнения их функций, переходят в подчинение руководителя проекта (направления).

Таким образом, каждый исполнитель оказывается в ситуации двойного подчинения: подчинение функциональному руководителю и одновременное подчинение руководителю по направлению (проекту). К особенностям матричной структуры управления ОАО «ВПК «НПО машиностроения» относится то, что на предприятии значительно повышен статус руководителей проектов, а точнее руководителей направлений, объединяющих несколько близких по тематике проектов, до уровня первых заместителей генерального директора.

**3. Система бюджетного управления**, существующая в ОАО «ВПК «НПО машиностроения», базируется на разработке финансовых планов работ (бюджетов проектов) по каждому договору (контракту) предприятия. Это могут быть проекты, как непосредственно связанные с основной деятельностью предприятия, так и единичные проекты, например, проект по расширению производственных мощностей или проект по созданию нового продукта.

Необходимость формирования финансовых планов работ, выполняемых по договорам (контрактам), даёт ряд преимуществ: а) возможность финансовой оценки каждого проекта; б) выявление неэффективных контрактов еще на стадии разработки проекта; в) обоснование затрат по каждому проекту; г) прозрачность расходования средств для руководителей проектов; д) система контроля каждого проекта; е) подготовка руководству предприятия информации о ходе выполнения финансовых планов работ по каждому проекту, а, следовательно, своевременное принятие решений по перераспределению финансовых ресурсов.

При формировании финансовых планов работ, выполняемых по договорам (контрактам), возникают и проблемы. Основные из них: а) недостаточная оперативность при подготовке аналитических

материалов (план/факт); б) отсутствует автоматизированная система учета; в) не выдерживается временной регламент разработки, утверждения и корректировки финансовых планов работ; г) отсутствует эффективная система централизованного финансового управления, что приводит к децентрализации финансовых и материальных потоков.

Бюджет является формой образования и расходования денежных средств на определенный период времени (год, квартал, месяц). Сосредоточение финансовых ресурсов в бюджете необходимо для успешной реализации финансовой политики предприятия. Через бюджет контролируется доходная часть бюджета и эффективность использования его расходной части.

Финансовый кризис ещё раз показывает, что с управлением финансами в российских компаниях не все нормально. Одна из причин - отсутствие у руководства своевременной, полной и точной информации не только о будущем, но и о настоящем финансовом состоянии предприятия. Бюджетирование, или финансовое планирование, в российских компаниях (если оно вообще есть) носит сугубо фрагментарный характер. Это не позволяет эффективно управлять финансами, движением денежных средств, принимать точные и взвешенные в финансовом отношении управленческие решения.

Бюджетирование (там, где оно есть) сегодня применяется в компаниях в лучшем случае для того, чтобы контролировать отдельные показатели. Например, размеры дебиторской (кто, когда и как заплатит или не заплатит) и кредиторской (кому будем платить, а кому не будем платить вовсе) задолженности, или для того, чтобы установить уровни затрат в отдельных структурных подразделениях. Но никак не для того, чтобы управлять активами компании, добиваться роста капитализации или надежно определять инвестиционную привлекательность отдельных направлений деятельности.

Существующая в ОАО «ВПК «НПО машиностроения» система бюджетирования (как и на многих других предприятиях оборонно-промышленного комплекса) не позволяет полноценно использовать все имеющиеся ресурсы для получения максимального экономического эффекта. Рассмотрим типичные недостатки системы.

Отсутствует четкое разграничение прав и обязанностей по уровням управления. Нередким является отсутствие на предприятии положений об отделах и должностных инструкций или их неактуальность на текущий момент времени. Не установлен регламент взаимодействия структурных подразделений в процессе формирования бюджетов и контроля их исполнения.

Сбор информации осуществляется посредством служебных записок, телефонных переговоров, при этом срок формирования планов и отчетов достаточно велик, а информация поступает несвоевременная, неструктурированная и неполная. Сложно получать фактические данные по требуемым аналитическим признакам. Планирование трудоемко, а вероятность ошибок высока. Несовместимость плановых и фактических показателей по аналитическим признакам приводит к сложности анализа фактических данных. Незрелая система документооборота. Отсутствует комплексная методологическая база и действенный регламент системы планирования, контроля и анализа.

**4. Центры ответственности.** В соответствии с указанными недостатками существующей системы бюджетирования можно сформулировать управленческий аспект совершенствования бюджетного планирования на предприятии. При этом предполагается такое формирование объектов управления, которое осуществляется через выделенные центры ответственности (ЦО) – структурных подразделений предприятия. Руководители ЦО несут ответственность за достижение установленных контрольных показателей. Выделение центров ответственности решает задачи координации, распределения ответственности и мотивации всех подразделений в достижении стратегических целей предприятия.

Таким образом, сотрудники предприятия будут нести ответственность за несоответствие фактических показателей плановым. Это приведет к тому, что руководители ЦО будут постоянно отслеживать, контролировать, анализировать контрольные показатели практически в реальном времени.

Составление финансовых планов на предприятии сопряжено с тем, что информация постоянно обновляется, а на корректировку утвержденных руководством планов требуется достаточно много времени. Как следствие, принятие управленческих решений часто бывает основано на недостоверной и несвоевременной информации.

Выделение центров ответственности и детализация финансовой структуры предприятия основываются на организационной структуре предприятия с учетом ее стратегии. Одним из ключевых моментов при построении финансовой структуры и выделении центров ответственности является определение контрольных показателей центров ответственности. Система контрольных показателей должна быть полной и целостной, что является необходимым условием для максимального контроля деятельности предприятия.

Разработка единого регламента взаимодействия подразделений в системе бюджетирования подразумевает единый регламент планирования и контроля. Регламент системы бюджетирования – документы, представляющие в систематизированной форме описание процедур финансово-экономического планирования, учета, контроля и анализа, действующие на предприятии. Регламент содержит ответы на вопросы: какой плановый (отчетный) документ формируется; кто его готовит; кто представляет данные для формирования документа; кто согласует и утверждает документ; каковы сроки его подготовки. Разрабатывается регламент в удобной и понятной графической или табличной форме.

**5. Мотивация деятельности.** Поскольку выделение центров ответственности осуществляется на основе организационно-функциональной структуры предприятия, то для успешного внедрения системы бюджетирования во многих случаях требуется совершенствование организационной структуры (перераспределение функций, выполняемых подразделениями).

Бюджет может применяться для мотивации работников, непосредственно участвующих в его формировании. Бюджет мотивирует работников, поскольку они, принимая участие в разработке бюджетных задач, заинтересованы в достижении поставленных целей. Разработчики бюджета должны обеспечить эффективный обмен информацией. Предписанный «сверху» бюджет негативно сказывается на мотивации персонала. Кроме того, отсутствие мотивации напрямую связано с трудностью поставленной задачи и потерей контроля над определенной сферой деятельности.

Бюджет способен мотивировать деятельность работников при условии четкой организации и достижимости. Он должен быть реалистичным. Если бюджет слишком «жесткий», он не будет иметь успеха, поскольку сотрудники откажутся от достижения нереалистичных целей. Однако «мягкий» бюджет может привести к тому, что сотрудники начнут пренебрегать своими обязанностями.

Рассмотрим типичные ошибки при мотивации исполнения бюджета. 1. Для мотивации менеджеров устанавливать чрезмерно завышенные (или) заниженные целевые показатели. 2. Пересматривать обязательства по премированию с обоснованием «цели были ошибочно занижены». 3. Регулярно пересматривать целевые показатели. 4. Премировать исключительно за достижения (или) превышения абсолютных целевых показателей.

Политика ОАО «ВПК «НПО машиностроения» в области оплаты труда работников направлена на обеспечение стабильной и

эффективной деятельности предприятия. Она ориентирована на усиление заинтересованности персонала в достижении максимальных корпоративных результатов труда, в повышении качества выпускаемой продукции, росте производительности труда. Она заинтересовывает работников в реализации своего творческого потенциала с учетом конъюнктуры на рынке труда.

Отличительной чертой формирования политики ОАО «ВПК «НПО машиностроения» в области оплаты труда работников является разработка персонализированных подходов и принципов мотивации труда созданного научно-производственного кадрового потенциала. Выработка принципов мотивации труда коллектива, выполняющего научно-исследовательские, опытно-конструкторские работы и технологические разработки в рамках государственных заданий по созданию новейших образцов ракетно-космической техники. Выработка принципов стимулирования военно-технического сотрудничества и внешнеэкономической деятельности с иностранными партнерами; стимулирования работ по проектированию и производству сложных инженерно-технических систем, комплексов и оборудования; работ по оказанию пусковых услуг; по содержанию баз районов падения отделяющихся частей ракет, и прочих работ.

В целях усиления мотивации труда каждого руководителя, направленного на укрепление исполнительской дисциплины, повышение ответственности в результатах деятельности по курируемым направлениям и в конечных результатах деятельности предприятия в целом, отдельным категориям работников руководящего состава предприятия формируется премиальное вознаграждение по итогам работы за квартал.

**6. Критерии оценки.** Формирование премиального вознаграждения по итогам работы за квартал производится в зависимости от эффективности деятельности работника за отчетный квартал на основании системы критериев оценки. Оценка деятельности производится по четырем критериям с соответствующими диапазонами коэффициентов, которые определены дифференцированно по их приоритетности. Расчет коэффициентов эффективности деятельности и последующее формирование премиального вознаграждения производится отдельно по каждому работнику.

Основные критерии оценки деятельности работников по курируемым направлениям для определения размера премиального вознаграждения за отчетный квартал приведены в таблице 1. Выполнение доходной части бюджета (К1) является приоритетным критерием для всех категорий работников. Конкретный размер пре-



миальной части заработной платы по каждому работнику устанавливает Генеральный директор или, в соответствии с указанием Генерального директора, ответственный руководитель по направлению в диапазоне премиального вознаграждения с учетом комплексной оценки эффективности деятельности работника по курируемым направлениям деятельности и финансового состояния предприятия в целом. Недостаток К1 в том, что не учитывает выполнение расходной части бюджета предприятия.

**Таблица 1**

<i>№№ n/n</i>	<i>Критерии оценки деятельности работника</i>	<i>Диапазон коэффициента</i>	
1.	Выполнение доходной части бюджета по курируемому направлению деятельности и по предприятию в целом.	К1	0 - 1,0
2.	Выполнение плановых объемов работ и позиций номенклатурного плана по курируемым направлениям деятельности и по предприятию в целом.	К2	0 - 0,4
3.	Выполнение приказов, распоряжений, оперативных заданий и поручений.	К3	0 - 0,1
4.	Личная оценка руководителем эффективности деятельности.	К4	0 - 0,5

**7. Система бюджетирования.** Актуальность проблемы постановки системы бюджетирования для предприятий определяется следующими основными факторами. 1. Необходимостью изыскания внутренних резервов снижения затрат на производство, реализацию, товаров, услуг, обоснования оптимальных уровней расхода финансовых средств, оптимизацией налогообложения и другими задачами, связанными с совершенствованием системы управления предприятием. 2. Повышением уровня конкуренции между предприятиями, а, значит, необходимостью получения дополнительных конкурентных преимуществ, например, за счет более эффективного управления финансами. 3. При создании системы бюджетирования на предприятии возникает возможность органичного соединения современных управленческих и информационных технологий, что увеличивает эффективность управления.

В современных условиях на среднем или крупном по масштабам своей деятельности предприятии организовать грамотную и эффективную систему бюджетирования без использования специальных программных продуктов практически невозможно. Автоматизация бюджетирования – это реальная необходимость. И во множестве предприятий эта необходимость в полной мере осознана руководством.

Выбор методов, оценки исполнения, системы показателей уникален для каждого конкретного предприятия и напрямую зависит от тех стратегических целей, которые были поставлены перед компанией, и от специфики ее функционирования. Процесс построения системы бюджетирования и системы исполнения бюджетов довольно сложен и трудоемок, поэтому реализовать его возможно лишь с помощью систем автоматизации.

**8. Автоматизированная система.** Наибольшие возможности по бюджетному управлению предприятием предоставляют специальные программные продукты – автоматизированные системы. Автоматизированная система позволяет не только планировать ресурсы и сравнивать их с фактически полученными результатами, но и анализировать, каким образом текущие и будущие изменения бюджетных показателей отразятся на финансовом состоянии предприятия. Основная задача автоматизированной системы - создать на предприятии информационную среду, благодаря которой управленческие решения будут приниматься быстрее и точнее.

На сегодняшний день в качестве простейшей и наиболее дешевой автоматизированной системы в ОАО «ВПК «НПО машиностроения» используется программа Microsoft Excel. Основным достоинством данного программного продукта является то, что он позволяет выводить любые формулы, строить множественные взаимосвязи и прогнозы; в Microsoft Excel можно импортировать информацию из большинства учетных систем, а также текстовые файлы, что значительно облегчает ввод данных.

Вместе с тем, у программы Microsoft Excel есть серьезные недостатки, чтобы использовать ее как основу для автоматизации системы бюджетирования на предприятии. 1. Программа Microsoft Excel осложняет коллективную работу (невозможность одновременной работы нескольких пользователей с общими данными усложняет регламент финансового планирования). 2. Она предусматривает ручную консолидацию данных территориально разветвленных подразделений предприятия. 3. Сложность работы многократно возрастает с увеличением числа взаимосвязанных плановых форм, с необ-

ходимостью формирования сводных данных, анализа данных в различных разрезах. 4. Затруднено использование кодификаторов (словарей с нормативно-справочной информацией) для классификации показателей по статьям, центрам финансового учета и т.д. 5. Данные, содержащиеся в системе, доступны всем пользователям. 6. В программе отсутствует такая необходимая функция, как защита от исправления данных. 7. Программа характеризуется низкой производительностью и осложняет прогнозирование деятельности предприятия при большом массиве данных.

Отмеченные недостатки затрудняют использование программы Microsoft Excel для автоматизации системы бюджетирования на предприятии. На российском рынке систем бюджетирования в настоящее время представлено более десятка автоматизированных систем как отечественного, так и иностранного производства. Они различаются функциональными особенностями, а также стоимостью внедрения и масштабом предприятий, в которых они могут применяться. Главное преимущество российских автоматизированных систем по сравнению с их зарубежными аналогами состоит в том, что они отличаются доступной ценой, лучшей способностью интегрироваться с российскими бухгалтерскими системами, в частности «1С», которая внедрена на предприятии.

В 2008 году ОАО «ВПК «НПО машиностроения» на условиях конкурса заключило договор с фирмой «Интеко АГ» на автоматизацию экономических подразделений предприятия.

Достоинства автоматизированной системы заключаются в следующем. 1. Предоставляется возможность внедрять автоматизированную систему финансово – бухгалтерского комплекса предприятия отдельными модулями. 2. В стоимость системы входит оплата лицензий на использования базы данных и клиентских рабочих мест. 3. В связи с тем, что система выполнена в технологии, используемой на предприятии, не требуется много времени и усилий для переобучения сотрудников работы в ней.

Отметим и недостатки. 1. Техническое сопровождение системы может выполнять только разработчик системы (авторское сопровождение). 2. Система имеет не графический интерфейс.

Цели автоматизации: 1. Создание единой базы данных всех экономических служб предприятия. 2. Повышение оперативности в работе экономических служб предприятия. 3. Обеспечение согласованной работы подразделений экономических служб предприятия. 4. Оперативное обеспечение руководства предприятия достоверной финансово-экономической информацией для принятия верных

управленческих решений. 5. Оперативное обеспечение функциональных подразделений предприятия достоверной финансово-экономической информацией. 6. Полная автоматизация учетных, расчетных, справочных и отчетных функций. 7. Повышение достоверности информации. 8. Исключение дублирования информации в экономических службах предприятия. 9. Качественное изменение условий труда сотрудников экономических служб. Экономия рабочего времени при повседневной работе пользователей по сравнению с прежней системой. 10. Создание условий, при которых персонал занимается анализом и принятием решений, а не расчетами и сбором информации.

Автоматизированная система значительно уменьшает важную работу по формированию и исполнению бюджетов, упрощает процесс корректировки бюджетов в случае существенного изменения условий деятельности предприятия. Она упрощает также процесс составления прогноза реально достижимых показателей в процессе контроля исполнения бюджетов, способствует облегченному поиску наилучшего способа действий среди альтернативных вариантов. Тем не менее, ни одна автоматизированная система деятельности предприятия, какая бы функциональная она не была, не сможет заменить специалистов и менеджеров, принимающих решения, а потому ждать чудес от нее не стоит.

**9. Заключение.** При анализе теоретических и практических подходов к постановке системы бюджетирования на предприятиях оборонно-промышленного комплекса получены следующие результаты:

- сформулированы и систематизированы положительные и отрицательные факторы, определяющие характер антикризисного управления предприятием;
- обоснована необходимость формирования финансовых планов работ, выполняемых по договорам (контрактам) с заказчиками; выявлены типичные недостатки при подготовке документов;
- определены основные проблемы при постановке системы бюджетирования на предприятиях оборонно-промышленного комплекса, как инструмента антикризисного управления предприятиями и даны рекомендации по совершенствованию данной системы;
- в работе рассмотрена и в ОАО «ВПК «НПО машиностроения» уже внедрена система мотивации работников руководящего состава, из которой следует, что выполнение доходной части бюджета предприятия является приоритетным критерием при опре-

- делении премиального вознаграждения по итогам работы за квартал;
- с целью систематизации процесса формирования и контроля исполнения бюджета предприятия в работе определены предпосылки внедрения и основные направления автоматизации бюджетного управления в ОАО «ВПК «НПО машиностроения».

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Добровольский Е., Карабанов Б., Боровков П., Глухов Е., Бреслав Е. Бюджетирование: шаг за шагом. СПб.: Питер, 2007.
2. Интернет – сайты: [cfin.ru](http://cfin.ru); [iteam.ru](http://iteam.ru); [fd.ru](http://fd.ru)
3. Керснар Джанет. Дорогое бюджетирование. // Финансовый директор, №11, 2003.
4. Кислов Д.В. Практическое бюджетирование для нефинансовых менеджеров- М.-НАЛОГ-ИНФО, 2008.
5. Красова О.С. Бюджетирование и контроль затрат на предприятии, Москва, изд. Омега-Л, 2007.
6. Самочкин В.Н., Пронин Ю.Б., Логачева Е.Н. Гибкое развитие предприятия: эффективность и бюджетирование.- 2 изд.-М.: Дело, 2002.
7. Стоянова Е.С. Финансовый менеджмент: теория и практика: Учебник. – 5-е изд., перераб. и доп. – М.: Издательство «Перспектива», 2000.
8. Шим Дж., Сигел Дж. Основы бюджетирования и больше: Справочник по составлению бюджетов: Пер. с англ. фирмы Бмикрон-изд.-М., С-П: Вершина, 2008.
9. Хруцкий В.Е., Гамаюнов В.В. Внутрифирменное бюджетирование: Настольная книга по постановке финансового планирования – 2-ое изд., перераб. и доп.- М. – Финансы и статистика, 2005.

С.В. Числов

**ФОРМИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ  
ПЛАНИРОВАНИЯ И МОНИТОРИНГА  
ФИНАНСОВО-ХОЗЯЙСТВЕННОЙ  
ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ПРЕДПРИЯТИЙ  
КОРПОРАЦИИ НА БАЗЕ  
СБАЛАНСИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ  
ПОКАЗАТЕЛЕЙ**

*Определены базовые подходы к построению системы планирования финансово-хозяйственной деятельности предприятий вертикально-интегрированной структуры холдингового типа, находящейся на начальном этапе формирования. Показано, что разработанная система позволит создать основу для эффективной реализации стратегического и оперативного управления предприятиями Корпорации.*

**1. Введение.** Специфической особенностью мирового экономического развития начала XXI века является наличие в самолетостроении, аэрокосмической и телекоммуникационной промышленности, в сфере компьютерной техники и информационно-насыщенных технологий весьма ограниченного числа крупных корпораций производителей. На рынках конкурируют не отдельные продукты, а корпорации, представляющие эти продукты. В данном контексте корпоративная интеграция является не просто методом конкурентной борьбы, а наиболее эффективным способом удержания лидирующего положения в профильных отраслях и на рынках. Мировая тенденция показывает, что перспективны лишь мощные компании, способные на должном уровне обеспечить все этапы жизненного цикла продукции: исследование, разработка, производство, продвижение на рынки, сервис, модернизация, утилизация.

В связи с активизацией интеграционных процессов в оборонно-промышленном комплексе России, особенно актуальна в последнее время необходимость определения методологических подходов к построению системы корпоративного управления разработками ракетно-космической техники, к созданию структур управления крупными организациями холдингового типа [1 – 4].

**2. Объект исследования** в работе – открытое акционерное общество «Военно-промышленная корпорация «НПО машинострое-

ния» – одно из ведущих предприятий оборонно-промышленного комплекса России. Оно является головным разработчиком сложных технических комплексов специального назначения и входит в отраслевую структуру Федерального космического агентства.

ОАО «ВПК «НПО машиностроения» создано Указом Президента Российской Федерации от 13 сентября 2004 №1161 путем преобразования ФГУП «НПО машиностроения» в открытое акционерное общество, 100% акций которого находятся в федеральной собственности. В настоящее время предприятие завершает первый этап формирования корпорации, основная цель которого – организационно-правовое оформление вертикально-интегрированной структуры на базе головной компании. Предприятия корпорации в основном закончили процедуры, связанные с акционированием, а три из семи передали в собственность ОАО «ВПК «НПО машиностроения» контрольные пакеты акций в размере 74,5%.

В связи с началом функционирования предприятий в составе интегрированной структуры, перед головной компанией корпорации возникают новые задачи, в первую очередь связанные с необходимостью формирования подходов к корпоративной системе управления. Их решения должны заложить основу для определения скоординированной технической и технологической политики, корпоративной финансовой политики, в том числе ценовой и кредитной. Службы управления головной компании испытывают острую потребность в современных инструментах организации и контроля деятельности предприятий корпорации. Этим обусловлено начало разработки базовых подходов к формированию системы планирования и мониторинга финансово-хозяйственной деятельности корпорации на базе сбалансированной системы показателей.

**3. Цель работы** – определение базовых подходов к построению системы планирования финансово-хозяйственной деятельности предприятий, входящих в состав вертикально-интегрированной структуры холдингового типа, находящейся на начальном этапе формирования. Выбор, в качестве базового инструмента разработки системы планирования деятельности предприятий корпорации, методических приемов, реализованных в рамках концепции сбалансированной системы показателей, обусловлен в первую очередь ее ориентацией на достижение стратегических целей, гибкостью постановки задачи и наглядностью оценки результатов работы. Внедрение на предприятии этой технологии в чистом виде на всех уровнях системы управления – это продолжительный и трудоемкий процесс, требующий больших организационных усилий, и предъяв-

ляющий высокие требования к качеству подготовки менеджеров. Затраты на проведение этой работы могут превысить ожидаемый эффект от внедрения. В отдельных случаях система сбалансированных показателей может использоваться в качестве удобного инструмента для решения более широкого круга управленческих вопросов.

**4. Система планирования.** С помощью технологии построения сбалансированной системы показателей были отобраны ключевые показатели эффективности. На их базе разработана структура системы планирования финансово-хозяйственной деятельности предприятий корпорации, предложены механизмы регулярного мониторинга состояния дочерних структур. Под системой планирования в данной работе понимается принятая на предприятии структура планов, а также определенные и формализованные для каждого из них принципы, форматы и регламент планирования.

Первым шагом при разработке системы планирования финансово-хозяйственной деятельности предприятий корпорации, является выбор индикаторов, которые будут определять результативность работы в планируемый период. В данном случае за основу были взяты параметры, которые являются исходными для расчета ключевых показателей эффективности, характеризующих динамику приближения головной компании к заданным в рамках ССП целевым характеристикам реализуемости стратегических целей.

В качестве базовых индикаторов для предприятий корпорации были выбраны следующие показатели, которые должны задаваться в виде целевого значения на планируемый период: выручка (нетто) от реализации продукции; чистая прибыль; чистые активы; расходы на техническое развитие предприятия. Последний показатель относится к частным показателям и служит индикатором достижения локальной цели (на текущей период). В случае изменения или появления более важной задачи, плановый показатель может быть заменен на другой. Допускается введение дополнительных индивидуальных показателей конкретно для каждого предприятия, в зависимости от их целевых ориентиров. Количество дополнительных частных индикаторов в системе не должно быть более двух для каждого предприятия.

**5. Определение порядка планирования.** Порядок планирования финансово-хозяйственной деятельности устанавливается на этапе разработки, согласования и утверждения плановых показателей. Работы можно условно подразделить на группы работ, которые выполняются: а) службами управления головной компании, б) службами управления дочерней компании, в) представителями головной



компании в органах управления дочернего Общества.

Работа органов управления, строится на принципах минимального вмешательства головной компании в оперативную деятельность дочерних предприятий, что обязательно требует организации регулярного мониторинга финансово-экономического состояния предприятий Корпорации. Полученная в ходе регулярного мониторинга информация, обрабатывается соответствующими управленческими службами ОАО «ВПК «НПО машиностроения». Одновременно, анализируются параметры финансово-экономического состояния предприятий корпорации, и определяется степень достижения ими запланированных на текущий период показателей. При этом учитывается сравнительная динамика основных показателей деятельности дочерних компаний.

**6. Структура системы.** Таким образом, сформирована структура системы планирования и контроля финансово-хозяйственной деятельности, основными элементами которой являются: а) Формализованный порядок подготовки, согласования и утверждения плановых финансово-экономических показателей деятельности предприятий корпорации. б) Порядок мониторинга финансово-экономического состояния предприятий корпорации. в) Порядок формирования и анализа сводной отчетности о результатах финансово-хозяйственной деятельности предприятий корпорации.

Для эффективной работы такой системы необходимо дополнительно обеспечить поддержку системы коммуникаций в Корпорации, причем обязательным условием реализации этой задачи должна стать поэтапная унификация и дальнейшая интеграция информационных баз управленческих служб предприятий. Резкие несогласованные организационные шаги в этом направлении вызывают отторжение со стороны менеджмента дочерних структур, что практически обнуляет возможный эффект от реализации этих мероприятий.

**7. Заключение.** Анализ, предлагаемой системы планирования и мониторинга финансово-хозяйственной деятельности, проведенный на основе материалов, полученных от дочерних компаний, показывает, что с ее помощью можно выявлять первичные отклонения в деятельности предприятий для проведения в случае необходимости дополнительного детального аудита производственной и управленческой деятельности дочерних компаний.

Внедрение системы планирования, мониторинга и анализа финансово-хозяйственной деятельности в практику работы головной компании позволит создать основу для эффективной реализации стратегического и оперативного управления предприятиями Корпо-

рации. По итогам настоящей работы были разработаны методические документы, направленные на организацию процесса корпоративного управления. Ключевым из них является Положение о порядке планирования финансово-хозяйственной деятельности и формирования сводной отчетности о деятельности предприятий, входящих в состав корпорации.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бунак В.А., Григорьев А.Е. Управление разработками средств ракетно-космической техники. //Аэрокосмические технологии: Труды Всероссийской научно-технической конференции (Реутов, «НПО машиностроения», 2002)-М.: -Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002.С. 36-41.
2. Бунак В.А. Совершенствование научно-технической и производственно-хозяйственной деятельности головного промышленного предприятия аэрокосмической отрасли. //Аэрокосмические технологии: Материалы Первой международной научно-технической конференции (Москва – Реутов, 2004) -М.: -Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004.С. 300 -302.
3. Бунак В.А., Григорьев А.Е. Формирование и реализация проектных решений на головном промышленном предприятии аэрокосмической отрасли. //Аэрокосмические технологии: Материалы Первой международной научно-технической конференции (Москва – Реутов, 2004) -М.: -Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004.С. 302 -305.
4. Бунак В.А. Обеспечение устойчивого функционирования предприятий аэрокосмической отрасли в современных экономических условиях. //Аэрокосмические технологии: Труды всероссийских и международной научно-технических конференций (Москва – Реутов, 2004 – 2007) -М.: -Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004.С. 300 -302.

И.П. Гелазония, А.В. Брешенков

**УНИФИЦИРОВАННАЯ ЭКСПЕРТНО-АНАЛИТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА АВТОМАТИЗАЦИИ БИЗНЕС-ПРОЦЕССОВ ПРЕДПРИЯТИЯ, ИХ РЕГЛАМЕНТАЦИЯ И КОНТРОЛЬ ИСПОЛНЕНИЯ**

*Предлагается система, позволяющая решать задачи управления при минимальных затратах на её доработку и использование, а так же простую модификацию. Система рассматривается как универсальное решение для среднего и малого бизнеса, как совершенно новый подход к созданию и сопровождению информационных систем.*

**1. Введение.** За последние годы значительно увеличились темпы роста российского рынка. Большое количество компаний ранее подпадавших под определение «малого бизнеса» сегодня находятся на стадии перехода в категорию «среднего бизнеса» или уже завершили его.

В связи с ростом клиентской базы многократно увеличились обороты предприятий, что привело к резкому увеличению численности персонала. У руководителей компаний пропала возможность видеть актуальную картину работы предприятия. В условиях возросшей конкуренции эта потребность становится первостепенной. Вследствие этого полностью изменилась постановка управленческой задачи и возникла необходимость в оперативной, достоверной, а самое главное - полной информации о работе предприятия. Для решения этой задачи наилучшим образом подходит использование корпоративных информационных систем.

На практике применяют следующие подходы к внедрению корпоративных информационных систем предприятия:

1. Внедрение КИС на основе готовой платформы с привлечением специализированных консультантов.
2. Внедрение КИС на основе готовой платформы собственными средствами предприятия.
3. Заказная разработка КИС «под ключ».
4. Набор разнородных приложений автоматизирующих различные процессы или части процессов предприятия.

Существует большое количество решений на основе готовой платформы по автоматизации бизнес-процессов предприятий. Самые известные и распространенные: SAP, Microsoft Dynamics, Oracle E-Business Suite, и их отечественные аналоги: 1С: Предприятие, Галак-

тика. Стоимость внедрения и доработки систем такого класса для решения определенных задач организации достаточно высока, а результаты внедрения редко полностью удовлетворяют требованиям заказчика. Для минимизации издержек многие компании идут на самостоятельную доработку КИС, без привлечения внешних консультантов. Это ведет к удешевлению общей стоимости внедрения системы, но чаще к практически нулевому результату. И как следствие этого, реализуется очень ограниченный функционал системы, в результате возможен полный отказ от использования данного программного продукта на предприятии.

Альтернативой этому может служить заказная разработка корпоративной информационной системы у одной или нескольких компаний-разработчиков. Этот подход требует больших денежных инвестиций, не только на этапе разработки и внедрения, но и при условии возникновения необходимости модернизации при изменении процессов компании. Затраты на этапе поддержки не велики, но при необходимости доработки после этапа внедрения, они могут быть сопоставимы с инвестициями в проектирование и разработку.

Вариант использования разнородных приложений, автоматизирующих различные процессы предприятия, не соответствует определению корпоративной информационной системы. Этот подход может быть экономически выгодным для автоматизации локальных процессов компании, но не позволяющий решать оперативные, а главное стратегические задачи управления.

Из сказанного следует, что существует проблема отсутствия подходящего продукта для «средних» предприятий, нуждающихся в системе, позволяющей решать задачи управления при минимальных затратах на доработку и использование, а так же простую модификацию и масштабируемость.

Рассмотрим предлагаемую техническую реализацию описываемой системы. В основе разрабатываемого решения применяется стандартизованная трехуровневая архитектура, которая используется при построении корпоративных информационных систем. Основные элементы архитектуры: сервер баз данных, операционный сервер и клиентское приложение. Так же можно разделить систему на две части по функциональному назначению: платформа и бизнес логика. Платформа является основой системы, представляя доступ к универсальным механизмам обработки и отображения данных. Слой бизнес-логики описывает и организует работу бизнес-процессов.

**2. Структура системы.** Основным элемент в структуре системы - Операционный сервер (ОС), являющийся связующим звеном

между потребителем и поставщиком информации, то есть пользователем и данными, хранящимися в базе данных. Из архитектуры ОС можно выделить четыре центральных понятия (объектов), с которыми работает сервер:

- Объект «Пользователь» (User) – данный объект олицетворяет пользователя, все действия в системе производятся от его имени.
- Объект «Документ» (Document) – этот объект формализует работу с информацией и данными, сводя ее к работе с документами.
- Объект «Права доступа» (Rights) – объект описывает права доступа к интерфейсам и функциям системы.
- Объект «Правила доступа» (Rules) – объект характеризует условия и переходы между состояниями в бизнес-процессах компании.

Структурная схема взаимодействия центральных понятий (объектов) системы, приведена на рис. 1.

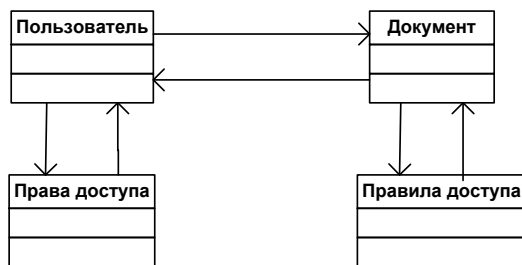


Рис. 1. Структура взаимодействия центральных объектов системы

**3. Комплексные информационные системы.** Благодаря такой структуре, позволяющей четко разграничить логику работы приложения и фундаментальную основу, в виде платформы, появляется возможность строить комплексные информационные системы, отвечающие постоянно изменяющимся требованиям «средних» предприятий.

В своей работе организации все чаще прибегают к использованию комплексных информационных систем. Каждая компания предъявляет свои требования к применяемым решениям. Существует возможность использовать стандартизованные программные продукты, которые редко полностью соответствуют специфике предприятия. Организации «среднего размера» нуждаются в «легком» и просто модифицируемом решении.

В теории создать продукт, полностью охватывающий потребности той или иной организации, является достаточно несложной

задачей. Основная проблема заключается в том, чтобы этот продукт с легкостью модифицировался в условиях постоянного развития компании и адаптировался к меняющимся требованиям заказчика. Если говорить проще, то заказчик, купив какое-либо решение, хочет, чтобы оно могло развиваться вместе с его компанией.

Возможно несколько вариантов решений этой задачи:

- использование существующих средств, со встроенным языком программирования (явным примером может служить система 1С);
- постоянное сотрудничество с каким-либо интегратором корпоративных информационных систем;
- создание мощного продукта, позволяющего менять свои алгоритмы работы, адаптировать процессы и постоянно наращивать свой функционал.

Все эти пункты похожи, но описывают различные подходы. Рассмотрим их. Первый подход означает, что программный продукт нуждается в постоянной поддержке программистов со знанием бизнес-процессов компании заказчика. Если компания развивается быстро, то стоимость модернизации такой системы может очень сильно превысить стоимость самого продукта.

Второй подход похож на первый, но говорит о том, что компания заказывает внедрение, а возможно и разработку, системы у какого либо интегратора, который обеспечивает полный спектр услуг (в том числе и сопровождение) программного продукта. Но такой подход также может быть очень дорогостоящим, т. к. зачастую компании интеграторы предоставляют внедрение сторонних продуктов, что означает, в случае необходимости модернизации, связь с разработчиком продукта.

**4. Основной вариант.** Третий подход говорит о создании системы, дающей возможность менять свои процессы без привлечения программистов, т. е. силами самого заказчика. Рассмотрим этот подход более детально.

Основой такого продукта должно быть ядро, которое предоставляет возможность менять внутренние алгоритмы. Для этого можно выбрать один из следующих вариантов:

- Заложить в систему возможность настраивать различные параметры, влияющие на бизнес-процесс, причем эти параметры должны быть понятны заказчику, абсолютно не разбирающемуся в технической реализации данной системы.
- Использовать интерпретатор и компилятор для генерации конечного кода, работы системы. Самое важное, что язык написания этого кода должен использовать терминологию предметной области.

В первом варианте вероятность того, что разработчик программного продукта что-то не учтет, очень велика. Поэтому его рассматривать не будем. Во втором варианте при использовании интерпретатора ситуация становится аналогична первому варианту т. к. интерпретатор также реализует заложенный разработчиком функционал, правда, более расширенно. Использование компилятора дает безграничные возможности по модернизации, но предполагает знание технической стороны вопроса. На первый взгляд может показаться, что нет лучшего варианта, но это не так. Если реализовать уровень управления над компилятором и описать его терминами предметной области, то такой вариант становится максимально удобным и ничем не ограниченным, что само по себе делает программный продукт более универсальным по сравнению с аналогами.

В рассматриваемой системе используется именно последний вариант. Все элементы системы распределены по четырем уровням и по двум фазам. Уровень управления – это та часть системы, с которой работают пользователи, разработчики, администраторы. Уровень настройки служит для конфигурирования системы. Уровень обработки необходим в процессе непосредственной работы системы, он реализует весь функционал. И наконец, уровень хранения – это различные базы данных, и сторонние программные продукты с которыми осуществляется взаимодействие. Фаза создания нужна в процессе разработки информационной системы. Фаза работы – это работа непосредственно с системой.

**5. Служба конфигуратора и компилятора.** Выше, были рассмотрены только два элемента: это операционный сервер и клиентское приложение. С точки зрения работы в системе, только эти элементы и нужны. Рассмотрим службу конфигуратора и компилятора.

Служба компилятора необходима лишь для одного - превращать исходный код в исполняемый. Других функций она не имеет. Служба конфигуратора – это как раз та прослойка, которая абстрагирует непосредственный код от его написания. Она реализует базовые понятия о бизнес-процессах в коде, используя термины этих процессов. Она содержит также заготовки основных объектов, которые представлены в виде объектов предметной области, т. е. документ, отчет, справочник, проводка и т.д. Важной особенностью данной системы является то, что после фазы создания для работы в простом представлении нужны только два элемента, – операционный сервер и клиентское приложение. Это дает огромное поле деятельности для компаний интеграторов по внедрению и сопровождению информационных систем. Также служба конфигуратора

предоставляет доступ к коду основных объектов, что дает практически безграничные возможности по модификации, если это становится необходимо.

**6. Выводы.** Рассматриваемый программный продукт претендует на универсальное решение для среднего и малого бизнеса и на совершенно новый подход к созданию и сопровождению информационных систем.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Беккер Й., Вилков Л., Таратухина В., Кугелер М., Роземанн М. Менеджмент процессов. – Пер. с нем. - М.: Эксмо, 2007. – 384 с.
2. Кокинз Г. Управление результативностью. – Пер. с англ. - М.: Альпина Бизнес Букс, 2007. - 315 с.
3. Индустрия ERP-систем для среднего бизнеса стремительно развивается – <http://erpnews.ru/doc1981.html>
4. Fowler M., Rice D., Foemmel M, Heatt E., Mee R., Stafford R., Patterns of Enterprise Application Architecture, Addison Wesley, 2002. – 560 с.



Л.С. Точилов

## **ПОЛИТИКА ЕС ПО СТИМУЛИРОВАНИЮ ИССЛЕДОВАНИЙ И ОПЫТ РФ**

*Обсуждается проблема кадрового обеспечения исследований с учётом опыта отечественного и Европейского Союза. Анализируются положения Хартии исследователей и Кодекса правил приема исследователей на работу.*

**Введение.** В ОАО «ВПК «НПО машиностроения» большое внимание придаётся проблеме кадрового обеспечения исследований. При этом важно учитывать отечественный и международный опыт кадрового обеспечения исследований в Европейском Союзе (ЕС), который обобщён в Европейской Хартии исследователей и Кодексе правил приема исследователей на работу [1] (далее Хартия). Хартия утверждена Европейской комиссией 11 марта 2005 г.

**1. Хартия исследователей** констатирует, что «достаточное количество квалифицированных исследователей – основа прогресса в науке, технологии и улучшении качества жизни, и служит гарантией благосостояния граждан и конкурентоспособности страны». Определяет проблему: «нехватка исследователей, особенно в ключевых направлениях, содержит серьезную угрозу инновациям, преумножению знания и росту производства в ближайшем будущем».

Помимо собственно исследований, Хартия относит к исследовательским работам работы по: "передаче знания", включая инновации и консультации, научное руководство и преподавание, управление знанием и права интеллектуальной собственности, использование результатов исследований и научную журналистику.

Хартия расширяет и традиционное понятие исследователей, относя к ним управляющих исследовательскими проектами: «Исследователи – профессионалы, занятые постижением или созданием нового знания, продуктов, процессов, методов и систем, а также в управлении такого рода проектами». Как правило, это тоже исследователи, перешедшие на следующую ступень карьерной лестницы.

**2. «Начинающий исследователь»** определяется Хартией, как исследователь в течение первых четырех лет исследовательской карьеры. И никаких оговорок об особо одарённых или необыкновенно талантливых. Подход ко всем един – четыре года. «Опытный исследователь» – исследователь, имеющий не менее четырех лет исследовательского опыта, от момента получения диплома.

Важным представляется детализация задачи, которая обычно обобщённо трактуется, как «подготовка молодой смены», а именно: - повышение уровня привлекательности карьеры в сфере научных исследований; - обеспечение равных прав и обязанностей исследователям; - определение роли, ответственности и прав исследователей и работодателей; - усовершенствование процесса набора кадров; - справедливость оценки заслуг и достижений.

Следует отметить, что только комплексное решение этих задач создаёт предпосылки для системного решения проблемы «подготовки молодой смены». В Хартии излагаются принципы решения проблемы: - особый приоритет следует отдавать организации работы и условиям обучения на ранней стадии карьеры исследователей; - предлагать системы карьерного роста; - ценить все формы мобильности; - ответственность и профессионализм; - наличие наставников.

**3. Концепции мотивации.** В подходах к решению проблемы непривычен принцип: «ценить все формы мобильности», а также отсутствие принципа материального стимулирования, что заставляет лишний раз задуматься о мотивации.

В связи с распространённым заблуждением о свободе «у них» и отсутствии её «у нас», не меньший интерес представляет раскрытие такого понятия, как «ответственность исследователей»: - признавать ограничения свободы; - прилагать все усилия, чтобы их исследования были существенны; - гарантировать что, коллеги обладают достаточной компетентностью; - результаты будут коммерциализированы; - исследователи должны придерживаться признанных этических норм и принципов.

Как видим «у них» есть не только ограничения свободы в общепринятом смысле, но и порука, и обязывающие принципы. Иной подход попросту вреден, потому усиленно и внедряется в сознание нашей молодёжи «независимыми» агентами влияния. Обстоятельства, при которых возникают ограничения свободы, четко оговариваются: «ограничения свободы, могут возникнуть в результате особых обстоятельств (включая участие в контроле /руководстве / менеджменте) или условий работы, а также для защиты интеллектуальной собственности».

О прямой материальной поддержке молодых исследователей в Хартии речи нет. Некой её заменой можно считать мобильность, которой в ЕС придаётся большое значение. Мобильность косвенно предлагает путь к получению материальных выгод: успешный исследователь получает репутацию, которая и даст материальные выгоды в этой или любой другой научной организации Европейского

Союза. Очевидно, что к опыту ЕС следует подходить критически. Акцент на ценность мобильности исследователей важен для ЕС в немалой степени по политическим соображениям – устранение барьеров между государствами – укрепляет ЕС.

**4. Опыт России** за небольшими исключениями схож с опытом ЕС. Пути кадрового обеспечения исследований определены в направлениях Федеральной целевой программы "Научные и научно-педагогические кадры инновационной России на 2009 – 2013 год":

1. Стимулирование закрепления молодежи в сфере науки, образования и высоких технологий. 2. Обеспечение привлечения молодежи в сферу науки, образования и высоких технологий, а также закрепления ее в этой сфере за счет развитой инфраструктуры. 3. Инвестиции, обеспечивающие государственную систему подготовки научных и научно-педагогических кадров. 4. Обеспечение управления реализацией Программы.

Как видим, для Российской Федерации актуальной является задача закрепления молодёжи в сфере науки, образования и высоких технологий. Этому призваны помочь следующие мероприятия ФЦП: - Проведение научных исследований коллективами научно-образовательных центров; - Проведение научных исследований научными группами под руководством докторов наук; - Проведение научных исследований молодыми учеными кандидатами наук.

**5. Закрепление молодых исследователей.** При ближайшем рассмотрении видим, что под закреплением предполагается не материальное стимулирование, а участие в работе коллективов над проектами и развитие инфраструктуры. Слово «закрепление» относится к «сфере деятельности», а не конкретному предприятию, что также не даёт повода противопоставлять его слову «мобильность». В тоже время для предприятий оборонно-промышленного комплекса (ОПК) важно, чтобы мобильность исследователей была четко сбалансирована с принятием исследователями «ограничений свободы, которые могут возникнуть в результате особых обстоятельств (включая участие в контроле /руководстве / менеджменте) или условий работы, а также для защиты интеллектуальной собственности» [1].

В настоящее время обеспечение этого баланса затруднено, ввиду неразвитости регулирующих законодательных и юридических механизмов. Особенно остро этот вопрос стоит в отношении молодых исследователей. Так что пока предприятия РФ вынуждены искать собственные пути закрепления молодых специалистов [2].

Одним из важнейших нематериальных факторов организации продуктивной деятельности молодых исследователей является ко-

мандная работа. Слаженно и продуктивно работающий коллектив – это команда. Качество командной работы определяется её уровнем. Организация, её подразделения и проектные команды должны постоянно отслеживать и работать над повышением уровня командной работы: 1. Стимулы к командной работе. 2. Поддержка предложений членов группы. 3. Работа в команде, выполнение нескольких проектов в год. 4. Руководители группы и подчиненные совместно вырабатывают цели и задачи. 5. Высокая активность групп (команд).

Особый интерес представляет вопрос о молодёжных коллективах. В Хартии – это «начинающие исследователи» и никаких намёков на что-либо, напоминающее Советы молодых специалистов – опыт РФ. Принципиально важным представляется то, что в Хартии не смешиваются понятия связанные с исследованиями и общественно-политической активностью молодёжи. Категории, безусловно, разные. Заманчивым представляется привлечение молодёжного ресурса для решения исследовательских задач, апеллируя к энергии и таланту молодёжи. Однако опыт работы показывает, что реальные результаты дают, как правило, команды, включающие «начинающих» исследователей под руководством «опытных».

Это касается и общественно-политической деятельности молодёжи, где наиболее значимые инициативы обсуждаются и проводятся в жизнь представителями молодых специалистов и рабочих предприятий ОПК совместно с опытными экспертами, в том числе Государственной Думы. Примером такой командной работы является общественно-политический проект «Поддержки работников оборонного комплекса» (ПРОК), благодаря которому представители ОПК приняли активное участие в парламентских слушаниях проекта закона о молодёжи и других общественно-политических мероприятиях государственного масштаба.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. COMMISSION OF THE EUROPEAN COMMUNITIES (Brussels, 11.3.2005 C(2005) 576 final) COMMISSION RECOMMENDATION on the European Charter for Researchers and on a Code of Conduct for the Recruitment of Researchers.
2. Точиллов Л. Закрепление молодых специалистов на предприятиях ОПК / *Аэрокосмические технологии*, 2004 – 2007: Труды Всероссийских и Международной научно-технических конференций (Реутов – Москва, 2004 – 2007) / Под ред. Симоньянца Р.П. – М.: НПО машиностроения, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. С.62-66, 2008.

А.Н. Страхов

## **ИНВЕСТИЦИОННОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ СРЕДСТВ ВООРУЖЕНИЯ И ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ ПРИ ВОЕННО-ТЕХНИЧЕСКОМ СОТРУДНИЧЕСТВЕ С ИНОСТРАННЫМИ ГОСУДАРСТВАМИ**

*Рассматриваются отличительные особенности формирования и разработки инвестиционных проектов средств вооружения и военной техники (В и ВТ) в системе военно-технического сотрудничества. Разработаны методические подходы по проектированию образцов В и ВТ в соответствии с требованиями иностранных заказчиков.*

**1. Введение.** Военно-техническое сотрудничество (ВТС) России с зарубежными странами представляется в виде установления межгосударственных отношений в сфере разработки, производства и поставки (закупки) продукции военного назначения и оказания услуг в этой сфере деятельности [1,2]. Одним из возможных экспортно-ориентированных направлений развития техники в ОАО «ВПК «НПО машиностроения» выступают разработки систем ракетного вооружения для Военно-Морского флота Российской Федерации с противокорабельными крылатыми ракетами.

Сегодня экспорт В и ВТ является одним из основных внебюджетных источников финансирования предприятий ОПК. Россия испытывает известные затруднения в разработке и производстве перспективных дорогостоящих систем вооружения следующего поколения. По оценкам специалистов участие в совместном производстве 3...4 иностранных государств снижает затраты каждого из государств не менее чем в 2 раза.

**2. Экономическое содержание.** Проекты средств ракетной техники относятся к инвестиционным проектам, направленным на достижение определенных целей и предусматривает выполнение следующих работ:

- изучение прогнозов развития средств техники и рынка, разработка концепции проекта, формирование его инвестиционного замысла, предварительное обоснование и изучение жизнеспособности;

- материально-техническая подготовка, включая договор поставки и подряда, обеспечение контракта на выполнение проектных работ;
- проектный анализ – построения технической, коммерческой, финансовой, организационно-социальной и экономической структур;
- технико-экономическое обоснование инвестиций в виде представления бизнес-плана доходов и расходов;
- определение поступлений в бюджет, состава, объема и экономической эффективности проектных инвестиций и др.

Основной акцент делается на расширение экспорта новейших систем ВиВТ, обладающих высокой конкурентоспособностью на мировом рынке, расширение российского экспорта вооружений на основе долгосрочных программ.

**3. Направления развития.** Основное содержание проводимых работ при разработке проекта заключается в рассмотрении замысла, технического обоснования, средств реализации и получении в процессе реализации результатов при учете отличительных особенностей разработки:

- уникальность разработки систем крылатых ракет (КР);
- высокая стоимость НИОКР по составу комплекса ракетного оружия (КРО);
- сложность выполнения управления разработками по составу комплектующих систем, видам и соисполнителям работ.

Выбор оптимального варианта проектных задач среди известных вариантов и поиск новых возможных решений усложнен необходимостью учета разнообразных взаимовлияющих факторов, в том числе социальных, политических и иных последствий решения. При этом необходимо совершенствовать существующие и формировать новые объектно-ориентированные формы и методы управления разработками средств боевой техники в условиях рыночной экономики и перехода на проектные методы управления.

Управление проектами в настоящее время становится признанной методологией научно-технической и производственно-экономической деятельности предприятий-разработчиков средств ракетной техники. Предпосылками эффективного управления проектами являются: правильный подбор методов, средств и инструментов управления, а также определение оптимальной степени их использования, ясная формулировка цели, четкое распределение задач по соисполнителям работ, оперативная обработка данных, управле-

ние потоком информации, планирование хода выполнения работ с позиций системности и целостности.

Характерной особенностью разработки проектов средств ракетного оружия является также учет действующих факторов:

- распределение составных частей проекта по кооперации соисполнителей с необходимой координацией деятельности;
- необходимость выполнения планирования на всех уровнях исполнения от стратегического до оперативного с учетом вероятностного характера и риска реализации проекта;
- осуществление контроля разработки проекта по срокам выполнения работ, стоимости и качеству исполнения.

**4. Критерии и условия разработки.** Можно представить основные критерии приемлемости разработки проекта средств ракетной техники:

- техническая и технологическая осуществимость;
- долгосрочная жизнеспособность;
- целевая и экономическая эффективность;
- политическая и социальная приемлемость;
- производственная и организационно - административная обеспеченность.

В качестве условий формирования проекта и его разработки могут также рассматриваться:

- инициатива головного разработчика в кооперации с соисполнителями работ по проекту;
- реакция на проявляющиеся военно-политические обстоятельства;
- неудовлетворенный спрос на военно-техническую продукцию;
- ускорение темпов сменяемости используемой техники и технологий.

Причинами возможного отклонения проектных разработок могут являться:

- недостаточный спрос на рассматриваемые виды техники;
- высокая стоимость проекта;
- неприемлемые сроки реализации проекта;
- чрезмерный риск в осуществлении проекта.
- В числе еще мало изученных проблемных вопросов, но требующих разрешения для практического внедрения, следует рассматривать:

- управление разработкой КРО в условиях развернутой кооперации и военно-технического сотрудничества;
- преемственность методов системного анализа и оценки условий маркетинга;
- эффективность показателей и способов адаптации КРО к требованиям заказчиков и условиям использования [3-5];
- комплексного учета и реализуемости показателей эффективности, стоимости и сроков создания КРО, прогнозируемых на длительный период эксплуатации.

**5. Реализация процесса ВТС.** Работы по созданию экспортного варианта крылатой ракеты в НПО машиностроения были начаты в начале 1990-х годов. При определении экспортного облика КР «Яхонт» в отечественную ракету были внесены изменения, которые обеспечивают необходимое отличие отечественного варианта от экспортного. Проведенные мероприятия по поиску потенциальных заказчиков определили круг стран, проявивших интерес к этому виду вооружения с ПКР «Яхонт».

Каждый потенциальный заказчик выдвигал свои особые требования к параметрам вооружения, которые не были заложены в отечественный образец. Это, в первую очередь, требования по:

- видам базирования – кроме морского надводного и подводного возникла необходимость в разработке наземного подвижного и стационарного, а также авиационного видов базирования;
- способам старта - из транспортно- пусковых контейнеров, размещающихся на подвижных самоходных и стационарных (шахтных) пусковых установках, а также воздушный способ старта;
- типами целей – морские подвижные и стационарные, а также наземные радиоконтрастные цели.
- Заданные требования по адаптации параметров отечественного образца потребовали выполнения дополнительного объема опытно-конструкторских работ:
- определения и разработки новых видов ракетных комплексов (наземного подвижного и стационарного, авиационного видов базирования);
- формирования пунктов боевого управления комплексами и аппаратуры сопряжения со средствами боевого управления инозаказчика и т.п.;
- разработки нового вида программно-математического обеспечения для системы самонаведения ракеты с целью обес-



печения ее работы по наземным радиоcontrastным целям и введения в систему управления ракеты аппаратуры спутниковой навигации для повышения точности попадания в наземную цель.

Проведенная разработка включила в себя также изготовление опытных образцов ракет, выполнение необходимых объемов стендовой отработки, моделирования процессов управления, а также проведения натурных испытаний с пуском ракет для подтверждения заложенных технических решений. После завершения цикла разработки в целях адаптации параметров отечественного образца под требования инозаказчика, система оружия с уже новыми параметрами представляется инозаказчику и ее характеристики подтверждаются сдаточными испытаниями.

**6. Методические подходы.** В результате проведенного системного анализа, обобщения и обработки формы и содержания проведенных работ были разработаны методические подходы к адаптации параметров созданной системы вооружения, в соответствии с требованиями инозаказчика, и эти подходы были апробированы при выполнении конкретных проектов в интересах иностранных государств. Выполненный объем работ по проектам, согласно требованиям иностранных заказчиков с учетом того, что противокорабельные ракеты отечественного и экспортного вариантов обладают высокой степенью унификации, позволил НПО машиностроения создать семейство унифицированных крылатых ракет.

Были также разработаны и прошли полный цикл отработки новые способы старта и возможности поражения нового типа целей, которые не были заложены в отечественный аналог. Проведенные работы, которые, как правило, выполнялись параллельно в интересах сразу нескольких иностранных заказчиков, позволили использовать отработанные технические решения в рамках одного проекта при выполнении работ по другому смежному проекту, что дало возможность сократить сроки выполнения работ и их стоимость.

Полученные результаты работ по адаптации параметров отечественной системы ракетного оружия, созданной под требования иностранных заказчиков, нашли интерес и были востребованы Министерством Обороны РФ, что было формализовано в подписании договоров с НПО машиностроения на поставки адаптированных образцов вооружения в рамках Гособоронзаказа.

**7. Заключение.** Разработанные методические подходы по проектированию и адаптации параметров созданных образцов В и ВТ, в соответствии с требованиями иностранных заказчиков, могут

способствовать успешному обеспечению выполнения российскими разработчиками и поставщиками вооружения и военной техники на экспорт при осуществлении военно-технического сотрудничества с иностранными государствами.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бузова И.А., Маховикова Г.А., Терехова В.В., «Коммерческая оценка инвестиций» СПб.: Питер, 2004.
2. Страхов А.Н. «Военно-техническое сотрудничество при реализации проектов систем военной техники». Труды XXX Академических чтений по космонавтике. Москва, 2006г.
3. Ильичев А.В., Северцев Н.А., «О формализации показателей системной безопасности при реализации программ развития сложных систем» М.: ВЦ РАН, 2008.
4. Леонов А.Г., «Об оценке эффективности сотрудничества» Труды ИСА РАН, 2008.
5. Григорьев А.Е., Тищенко А.А., "Методы оценки эффективности проектов и анализа рисков при инвестировании» Аэрокосмические технологии: Научные материалы Второй международной научно-технической конференции МНТК-2009, Реутов-Москва, 2009.

УДК 372.8

А.А. Дорофеев

**ПРОПЕДЕВТИКА В УЧЕБНОМ ПРОЦЕССЕ  
ТЕХНИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА**

*Обсуждается роль дисциплин с пропедевтическими функциями в интегрированном учебном плане технического университета при его блочной структуре и бифуркационном характере образовательной траектории.*

**1. Введение.** Одним из атрибутивных признаков университетского технического образования является единство научной базы всех дисциплин системно структурированного учебного плана. Каждая учебная дисциплина призвана выполнять конкретную дидактическую функцию, важнейшей из которых представляется пропедевтика. В типовом учебном плане подготовки специалиста с высшим образованием в техническом университете можно выделить по меньшей мере 6 блоков дисциплин. Каждый из них выполняет собственную специфическую дидактическую функцию в рамках учебного плана как системы.

Одна из возможных концепций интегрированного учебного плана [1] предусматривает бифуркации образовательной траектории. На рубеже бакалавра – получение степени или квалификации бакалавра и уход из вуза или продолжение образования. Альтернативная бифуркация на последующем участке – продолжение обучения или с целью получения квалификации дипломированного специалиста, или для подготовки и защиты магистерской диссертации. Блоки дисциплин интегрированного учебного плана, как правило, относятся к различным участкам образовательной траектории. Системная сложность педагогического процесса усугубляется принципиальной недетерминированностью и неопределенностью характеристик его

компонентов вследствие реализации академических свобод субъектов процесса при их активной роли, включая целеопределение.

**2. Эффективность когнитивных процессов** повышается в том случае, когда студент осознает ценность изучаемой дисциплины. Формированию мотивации способствует схема обучения, когда когнитивный контекст учебного плана задает иерархическую систему ценностей, признаваемую студентом. Требуемая контекстная связанность образовательных процессов отражается в учебном плане введением пропедевтических по дидактическим функциям дисциплин [2]. Такая дисциплина выполняет пропедевтические системные функции: введение обучаемого в предметную профессиональную область с освоением понятийного аппарата и тезауруса.

Блочной структуре интегрированного учебного плана отвечает включение в него нескольких дисциплин с пропедевтическими функциями и для блоков дисциплин, и для участков образовательной траектории. Например, роль физических законов как основы инженерного знания и философские, и психологические аспекты познания, их мировоззренческий характер [3] во многом обуславливают пропедевтические функции дисциплины “Физика” для блока естественнонаучных дисциплин, для профессиональных дисциплин и дисциплин специальности.

Когнитивный контекст воспринимается субъектом обучения через отношение к лично признанным целям, различным на разных участках образовательной траектории. Для учебного плана в целом контекст может быть намечен преподаваемой на 1-м курсе дисциплиной “Введение в специальность”. Для блока общепрофессиональных дисциплин направления подготовки в качестве задающей контекст и междисциплинарной связующей должны выступать базовые профессионально ориентированные научные дисциплины, например, “Техническая термодинамика” для теплоэнергетических направлений, “Теоретические основы электротехники” для специальностей приборостроительной группы и т.п.

Такую дисциплину как “Теория тепловых ракетных двигателей (Общая теория ракетных двигателей)” целесообразно ввести для студентов, обучающихся по направлению “Ракетостроение и космонавтика”. Причем задающая контекст составляющая пропедевтической функции дисциплины “Введение в специальность” для группы специальностей этого направления может быть реализована при следовании программе, соответствующей широко апробированному учебнику [5]. При этом структура части учебного плана предопреде-

ляется когнитивной структурой дисциплины “Теория тепловых ракетных двигателей” и учебника [4].

**3. Уровень усвоения.** Для оперативного учебного процесса очевидна необходимость соответствия требуемому уровню усвоения материала предшествующих дисциплин. Требуемый уровень может быть снижен за счет применения при преподавании связанных дисциплин сходных когнитивных шаблонов, понятийного аппарата, тезауруса, обозначений, единых или соотносимых систем единиц, лексики и других средств. При этом дисциплины, преподаваемые на разных участках учебного плана разными дидактическими средствами, не должны иметь дидактически не согласованных фрагментов. Трудности восприятия студентами нового материала должны быть связаны только с постижением его сущности, а не с преодолением рассогласования исходных знаний.

Например, некоторые дидактические противоречия проявились при подготовке учебника [4] с учетом материалов апробированных учебников [5–6] по предшествующим дисциплинам, также выполняющим пропедевтические функции, но для других участков образовательной траектории: различная трактовка удельного импульса, удельной тяги и разные единицы их измерения [5], разное представление (размерное и безразмерное) констант равновесия [6].

Эти противоречия были разрешены применением апробированных дидактических представлений материала последующих учебных дисциплин с учетом нормативно-технических документов (государственных и отраслевых стандартов, сборников РАН рекомендуемых терминов). Причем новый материал по возможности вводился на основе ранее освоенных студентами дидактических представлений. Формула тяги ракетного двигателя получена прямым применением основной теоремы динамики, изучаемой в курсе физики и теоретической механики. При этом использованы совпадающие фрагменты понятийных аппаратов, терминологии и систем обозначений, обеспечивающие достаточное согласование коммуникативных характеристик ряда учебных дисциплин, сведения из которых интегрируются пропедевтической дисциплиной.

В этом смысле когнитивная компонента пропедевтических системных функций в учебном процессе и в учебной литературе реализуется через организацию усвоения субъективно новых знаний путем встраивания их в систему уже имеющихся знаний. Это достигается в результате сопоставления старого и нового знания, выявления и осознания их дополняемости или противоречивости. Противоречия плодотворно разрешаются при интегрированном формирова-

нии интуитивно-логического образа изучаемого технического объекта как системы.

**4. Заключение.** При такой трактовке пропедевтики косвенным критерием эффективности описанного когнитивного подхода к системному анализу и проектированию учебного процесса может служить его успешная практическая реализация по апробированной десятилетней практикой программе пропедевтической учебной дисциплины и выпуске соответствующего учебника [4]. В нём отразились как многолетние наработки кафедры, так и преподавательский, административный опыт, научная позиция и взгляды автора.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Федоров И.Б., Коршунов С.В. О ходе разработки проектов государственных образовательных стандартов бакалавров и магистров по специальности в области инженерного образования: Доклад на координационном совете УМО и НМС. Москва, 25 марта 2004 г.–М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004.–36 с.
2. Багдасарьян Н.Г., Дорофеев А.А. Модель учебника по социологии для технического университета // Право. Мировоззрение. Философия. Выпуск: Предпринимательство. Этика. Техника. 2001, №1: январь-июнь. С. 130-136
3. Малинин А.Н. Методы физического познания (философский и дидактический аспекты).–Тамбов: Изд-во ТГУ им. Г.Р. Державина, 1999. –170 с.
4. Дорофеев А.А. Основы теории тепловых ракетных двигателей: (Общая теория ракетных двигателей): Учебник для авиа- и ракетостроительных специальностей вузов.– М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999. – 415 с.
5. Феодосьев В.И. Основы техники ракетного полета. Изд. 2-е – М.: Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1981.–496 с.
6. Техническая термодинамика: Учеб. для машиностроит. спец.вузов/ В.И. Крутов, С.И. Исаев, И.А. Кожин и др.; Под ред. В.И. Крутова.–3-е изд., перераб. и доп.–М.: Высш. школа, 1991.–384 с.: ил.

О.М. Щербакова

**ГЕНЕРАЛЬНЫЙ КОНСТРУКТОР  
В. Н. ЧЕЛОМЕЙ – ПОРТРЕТ  
НА ФОНЕ ЭПОХИ**

*Дан исторический анализ жизненного пути выдающегося ученого и конструктора В.Н. Челомея, воплотившего сущностные черты своего века – времени революций, реформ, войн, преобразований. Его творчество и победы – значимые, яркие страницы советской истории.*

**1. Судьба, воплощающая эпоху.** Жизненный путь таких людей, их профессиональные достижения, впрочем, как и повседневная работа, их темперамент и их характер вбирают в себя наиболее значимые, сущностные черты своего века. К числу таких людей принадлежит Владимир Николаевич Челомей – выдающийся Ученый и Конструктор, чей вклад в развитие военно-космической отрасли огромен. В его биографии слышен «шум времени».

XX век всюду был необычайно бурным и противоречивым, динамичным и радикальным. Россия в XX веке находилась в центре исторических событий. Для нее он стал временем революций, реформ, войн, преобразований. Россия предлагала миру свою модель развития. Страна познала немало горьких разочарований и трагедий. Но были и перспективные замыслы, удачные начинания, увлеченные, энергичные люди. Именно они, их творчество, их победы позволяют говорить о значимых, ярких страницах советской истории.

В.Н. Челомей родился в 1914 г. Еще в юности определил сферу своих интересов и навсегда связал себя с техникой. В СССР шла индустриализация. Инженер становился важной фигурой в деле преобразования страны. В Красной армии создаётся первый механизированный корпус. Киевский институт, студентом которого был Челомей, военизирован. Преподаватели и учащиеся носили военную форму и составляли батальон, который делился на роты и взводы. Перед началом занятий – построение, строевая подготовка. 1 мая и 7 ноября студенты участвовали в военных парадах. Во время учебы выезжали в военные лагеря авиационных частей. Первый раз служили механиками, второй – техниками. После сдачи военного экзамена становились лейтенантами. Армия и инженерная специальность тогда были неразрывны. В институте вместе со вчерашними школьни-

ками обучались взрослые, многое повидавшие, участники гражданской войны. Думается, что многие студенты были заряжены на решение именно военных задач. Выпускник В. Челомей был гордостью своего курса.

**2. Время перемен.** К концу первой пятилетки в СССР число вузов увеличилось до 700. В период второй пятилетки они ежегодно выпускали до 70 тыс. специалистов. К 1938 г. в советских высших учебных заведениях обучалось больше студентов, чем в Англии, Германии, Франции и Японии вместе взятых, а численность инженеров в СССР вдвое превысила их количество в США [1].

К концу 1930-х годов соотношение новой советской интеллигенции к старой дореволюционной составило 9 к 1. Если в 1926 г. в Советском Союзе умственным трудом занималось 3 млн. человек, то в 1939 г. – 14 млн. человек. К этой новой советской интеллигенции принадлежал и Владимир Челомей. Он был талантлив, умел и хотел учиться. 28 октября газета “Правда” писала о В.Н. Челомее: ”Его блестящий талант счастливо сочетает глубокое теоретическое проникновение с прекрасной изобретательностью инженера”. Ставились грандиозные задачи. Молодой В.Н. Челомей жил в стране, облик которой менялся на глазах.

В результате сталинских пятилеток СССР превратился в аграрно-индустриальную страну. Да, Россия оставалась крестьянской. Но темпы урбанизации и увеличения числа городских жителей возросли значительно: с 29 млн. человек в 1928 г. до 63 млн. – в 1940 г. Численность промышленных рабочих выросла с 4 млн. человек в первой пятилетке до 10 млн. в конце 1930-х годов. Были созданы отрасли, слабо представленные в царской России: тракторостроение, автомобилестроение, химическая промышленность.

К 1940 г. Советский Союз вышел на вторую позицию в мире (после США) по абсолютным объемам промышленного производства. Развитие тяжелой промышленности осуществлялось невиданными в мировой истории темпами. С 1929 по 1935 гг. СССР увеличил выпуск чугуна с 4,3 до 12,5 млн. тонн. Заметим, что США понадобилось для этого 18 лет. (Правда, американцами такой уровень был достигнут в конце XIX века) [1].

Социалистическая страна стремительно догоняла капиталистические страны. И многие советские люди были уверены, что «рождены, чтоб сказку сделать былью». Полагаю, об обратной стороне преобразований 26-летний инженер особенно не задумывался. Трудности быта, дороговизна продуктов, преобладание ручного труда, неграмотность большинства населения казались тогда явлением



временным. Больше захватывал стремительный процесс насильственного преобразования экономики. То, что он сопровождался созданием новой модели развития общества под флагом социализма и фактически установлением самодержавия, абсолютно не замечалось теми, кто был встроен в дело промышленного преобразования страны, укрепления ее обороноспособности. Это теперь очевидно, что на длительный срок приоритет идеологии над экономикой стал реальностью [3]. Тогда ситуация казалась многим обыденной.

Чтобы лучше понять людей той поры обратимся к размышлениям академика Н. Н. Моисеева. С Челомеем они почти ровесники и неоднократно вместе решали ряд профессиональных задач. Вот что писал Моисеев: «У каждого человека, конечно, своя собственная судьба, но у всех представителей моего поколения есть много общего. Я не знаю ни одного из моих сверстников, у кого благополучно складывались бы юношеские и молодые годы. Все мы прошли через «круги ада», преодоление которых требовало мужества и веры, веры в свою страну, в Россию... Но мы в своей массе были «конструктивистами». И во многом примирились с большевиками» [4].

В начале 1941 г. В.Н. Челомей вступил в ряды ВКП (б). Думается, это был искренний поступок молодого человека, готового посвятить себя, свои умения и способности родной советской стране. Отныне вся его жизнь, его работа будут принадлежать партии и государству. Родине нужны были таланты для создания первоклассного оружия. Оружие должно было быть использовано в борьбе с противниками мировой революции и пролетариата.

**3. Психология войны.** Началась Великая Отечественная война. Как и многие его товарищи, Владимир Николаевич готов был пойти на фронт. Но неожиданно ему дали бронь. Челомея заметили и оценили: в военное лихолетье начинается его карьерный рост. Руководитель в те годы, как правило, был молод. Отсутствие опыта искупал энтузиазм и преданность общему делу. Осенью 1944 г. В.Н. Челомей в 30 лет становится директором завода № 51. Завод немедленно приступил к созданию нового оружия – беспилотной боевой техники [2], сначала Р-1, затем Р-2. И.В. Сталин поддерживал эти работы, считая, что у ракетной техники большое будущее.

После войны возможности освоения ракетной отрасли расширились. (И не только ракетной). Германия должна была возместить победителям ущерб. СССР – в размере 10 млрд. долларов. На Крымской конференции союзники договорились, что репарации будут поступать в трех формах: оборудование, товары, использование немецких рабочих рук. Из своей зоны оккупации СССР вывез около

700 предприятий. К тому же (по западным источникам) в советском плену находилось 3 млн. человек. Их труд использовался в народном хозяйстве. Страны-победительницы отправили из Германии тысячи тонн документации, получив, таким образом, в свое распоряжение немецкие патенты и технологию. В 1945 г. Челомей обращался к Наркому А.И. Шахурину с просьбой срочно командировать в Германию специалистов завода № 51 с заданием найти и привезти в Союз агрегаты топливной автоматики двигателя и приборы системы управления самолетом-снарядом. Первым в Германию в ноябре 1945 поехал начальник бригады двигателей В.И. Тарасов. Затем командировали начальника сектора ОКБ В.В. Сачкова. Оформление командировок шло через ЦК партии и НКВД. Чуть позже, в 1946 ездил в Германию и В.Н. Челомей. Научные центры противника, их возможности поразили всех, кому удалось с ними тогда познакомиться.

Г.Х. Попов в своей полемичной книге "Три войны Сталина" довольно много места уделил возможностям советской науки позаимствовать данные у немцев после 1945 г. «Я не хочу уменьшать заслуг наших ученых, – пишет Г.Х. Попов, – Чтобы понять, что именно украдено, и тем более, это внедрить, нужен талант. К тому же не надо забывать, что США делали то же, что и мы» [5]. Американские историки Ф. Ордуэй и М. Шарп более лояльны в своих оценках: «Советским специалистам нечему было учиться у немцев в сфере теории. В сфере же практики они быстро освоили немецкие методы инженерных расчетов и принципы управления научно-техническим процессом, а затем стали создавать по этим принципам свои собственные коллективы специалистов» [6]. Следует добавить, что любая научная деятельность нуждается в широких связях, международных контактах, общении с коллегами. В случае с советскими учеными такие возможности отсутствовали, поэтому и приобрели суррогатный вариант. Идеологический пресс в те годы был крайне тяжелым, научное общение практически невозможно. Можно ли упрекать тех, кто в силу профессиональных навыков стремился к интернациональному поиску истины?

Закончилась война. Но не прекратилась гонка вооружений. Что заставило сотни, тысячи умнейших и совестливых людей посвящать свою жизнь, отдать все свои способности разработке различных видов смертоносного оружия. Достаточно ёмко на этот вопрос ответил А.Д. Сахаров. Обратимся к воспоминаниям создателя водородной бомбы: « Я не мог не осознавать, какими страшными, нечеловеческими делами мы занимались. Но только что окончилась война – тоже нечеловеческое дело. Я не был солдатом в той войне – но чув-

ствовал себя солдатом этой, научно-технической... Со временем мы узнали, или сами додумались до таких понятий, как стратегическое равновесие, взаимное термоядерное устрашение и т.п. Я и сейчас думаю, что в этих глобальных идеях действительно содержится некоторое (быть может, и не вполне удовлетворительное) интеллектуальное оправдание создания термоядерного оружия и нашего персонального участия в этом. [2]».

За успехи в деле создания боевой техники в 1945 г. В.Н. Челомей был награжден орденом В.И. Ленина. В 1951 г. он защитил докторскую диссертацию, в 1952 стал профессором МВТУ им. Н.Э. Баумана. Казалось, дальнейший подъем обеспечен. Но послевоенным надеждам не суждено было осуществиться. Верили в светлые дни, но настали жесткие будни. Руководство СССР перешло с конца 1940-х в идеологическое наступление на собственный народ. Накатила новая волна репрессий. «Ленинградское дело», «дело врачей» и ряд подобных акций напомнили о 1937-м.

**4. В системе сталинизма.** Сегодня мы понимаем, что система сталинизма – это непрерывное, систематическое понижение цены человеческой жизни – до нуля, понижение цены личности – до отрицательной величины. Личность – вот главный враг, вот что всего подозрительнее, всего опаснее [2]. В.Н. Челомей был замечен, его яркие способности выплескивались через край. Разве мог он не попасть в гулаговскую мясорубку? В феврале 1953 г. завод № 51 был закрыт для челомеевской тематики. Постановлением правительства Владимир Николаевич был освобожден от должности руководителя. Ждала ли Владимира Николаевича судьба зэка? Максимально обоснованная цифра населения ГУЛАГ в начале 1950-х годов около 8 млн. человек. Одним из них мог стать, но, по счастью, не стал В.Н. Челомей. В феврале его сняли с работы, а 5 марта сообщили о смерти “Отца народов”. После этого у Челомея появилась надежда на пересмотр решения ГКО. Конструктор очень хотел работать.

В 1954 г. Челомей сумел прорваться на прием к Н.С.Хрущеву. Позже Никита Сергеевич так вспоминал об этом: “Ко мне попросился на прием неизвестный мне конструктор Челомей, молодой еще человек. Он показал мне модель ракеты, которую принес в кармане, и сообщил, что может сделать крылатую ракету..., похожую на ФАУ-2. Только устроена она была иначе, складывающая крылышки и заряжаясь через трубу. Потом запускался двигатель, и когда она вылетала, крылья расправлялись. Мы нуждались в такой ракете...” [5]. Демарш Челомея удался. Он был приглашен на очередное заседание Президиума ЦК КПСС, опять показал свою модель. Возражений не

прозвучало. 9 июня 1954 г. вышел приказ МАП о создании “Специальной конструкторской группы”, размещенной временно в Тушино. В ней было около 20 человек. К концу 1954 – около 200. Затем в 1955 Челомею передали завод в Реутово. Так появилось ОКБ-52 [2].

**5. Холодная война** все громче заявляла о себе. Противоборство СССР и США свелось к перманентному наращиванию военных потенциалов. Складывающийся альянс атомного и ракетного оружия требовал невиданных ранее затрат средств, концентрации усилий по налаживанию общегосударственной системы специализации и кооперирования, не говоря уже о массовом создании предприятий приборостроения, радиотехники, перевооружении химических заводов.

Конечно, В.Н. Челомей был в числе тех, кто готов был все свои силы отдать укреплению мощи своего Отечества. Вклад своего поколения в эту невиданную по своим масштабам работу так охарактеризовал уже упоминаемый мной академик Н.Н. Моисеев: «...Мы выполнили свою миссию: мы сумели передать эстафету той многомиллионной массе новой интеллигенции, благодаря которой наша страна к началу 1960-х годов сделалась второй научно-технической державой мира... Но в этом не только наша заслуга: советская власть создала обширный многомиллионный слой нации способный принять эту эстафету...» [5].

К 1958 г. конструкторское бюро Челомея заявило о себе как о конкуренте в яростной борьбе за преимущественные права на вооружение Военно-морского флота крылатыми ракетами. Его главными противниками стали А.И. Микоян и Г.М. Бериев. Челомеевцы победили. В.Н. Челомей возглавлял разработку 45 типов крылатых ракет. Из них при жизни конструктора 18 типов прошли летные испытания и 10 – приняты на вооружение. Рядом с Владимиром Николаевичем были единомышленники: В.В. Сачков, С.Л. Попок, С.Б. Пузрин, М.И. Лифшиц, И.К. Денисов, П.Я. Федоров. Успехи ОКБ-52 признаны “на верху”: в 1959 и 1963 г. предприятие получает правительственные награды и расширяется за счет передачи ему ММЗ “Вымпел”, затем новых филиалов – Фили, Дубна, Саратов. Работы ОКБ ведутся сразу по нескольким направлениям, от новых разработок до внедрения в производство [10].

В книге Сергея Хрущева “Рождение сверхдержавы” есть любопытные воспоминания о демонстрации последних достижений советского флота летом 1959 г. в Севастополе в присутствии Первого секретаря ЦК КПСС Н.С.Хрущева. Все выглядело чрезвычайно эффективно. ОКБ-52 показало себя с наилучшей стороны. Удача не была

случайной. ОКБ-52 тщательно к ней готовилось, т.к. не только показ шел на глазах начальства, но и впервые челомеевская крылатая ракета стартовала с боевой подводной лодки.

Тогда же Челомей пообещал создать обширное семейство ракет, способных нейтрализовать действия авианосных соединений любого противника. В своих собственных мемуарах Н.С. Хрущев так оценивал работу Владимира Николаевича: "Челомей же буквально засыпал нас новыми предложениями: глобальные ракеты, межконтинентальные ракеты, ракеты класса "корабль-земля" и "земля-корабль". Он сумел сделать мобильную межконтинентальную ракету. Ее мы приняли на вооружение" [8].

**6. Во враждебном окружении.** Плодотворная пора для Челомея – Конец 50-х – начало 60-х. В 1958 г. его избрали членом-корреспондентом, а в 1962 – действительным членом АН СССР по специальности «механика».

После смерти Сталина СССР оставался изолированной страной во враждебном окружении, с военной машиной, которую не в состоянии был содержать. Пришедший к руководству в 1953 г. Н.С. Хрущев, стремился ослабить международную напряженность. Развернувшаяся Холодная война, показала, что страна не может соперничать с США в расходах на оборону. Советское руководство идет на серьезное сокращение части вооружений (бомбардировщиков, надводных кораблей, артиллерии, а также личного состава армии). Вместе с тем, было принято решение создавать стратегическое ядерное оружие и средства его доставки. В 1960 г. конструкторское бюро, возглавляемое В.Н. Челомеем, приступило к разработке стратегических ракет межконтинентальной дальности. Опыт разработки ракет послужил базой для создания спутников "Полет-1", "Полет-2", УР-100Н. В 1960 Челомей стал первым, кто выступил за создание ракеты-носителя промежуточного класса с использованием двигателей РД-253 В.П. Глушко.

СССР, как и весь развитый мир, переживал Научно-техническую революцию. Одной из ее вершин было освоение Космоса. Летом 1955 г. советские конструкторы получили ответственное задание – осуществить запуск нашего Спутника раньше американского. Лучшие ученые, огромные научные коллективы, производственные мощности и средства были брошены на освоение этой задачи. 4 октября 1957 г. Советский спутник был выведен на околоземную космическую орбиту. Известный американский политолог У. Ростоу отмечал: «В истории США аналогии, подобной кризису, вызванному запуском советского спутника в октябре 1957 года, нет».

По воспоминаниям коллег, еще в 1959 г. Челомей “заболел” космосом. На Земле ему стало тесно. Морские проблемы (вооруженные надводного и подводного флотов) отошли на второй план.

**7. Проблемы освоения космоса.** В 50-60-х годах прошлого века задача освоения космического пространства человеком рассматривалась как задача чисто техническая, инженерная. Ведь сам принцип полета ракеты в космос был научно обоснован за многие десятилетия до этого. О том, что надо сделать, чтобы улететь в космос знали. Другое дело – мало кто представлял себе, как это сделать. Прогресс науки в целом, новаторские работы в области ракетного двигателестроения, средств автоматизации и управления, аэродинамики больших скоростей, ракетостроения, наконец, общий высокий уровень технической культуры и позволили открыть 4 октября 1957 года эру освоения космического пространства [13].

Полет человека в космос во много раз увеличил количество инженерных задач. Обратим внимание на две из них. Первая заключалась в создании надежной системы жизнеобеспечения, которая могла гарантировать активную деятельность космонавта в полете. Вторая сводилась к отработке спуска в плотных слоях атмосферы со скоростями, во много раз превышающими скорость звука.

Тогда, в 1959 году, Челомей увлекся плазменными двигателями, раскручивающими космический корабль по спирали вокруг Земли до тех пор, пока он не ляжет, например, на траекторию к Марсу или Венере. Еще одна задумка Владимира Николаевича воспроизводила вариант корабельной крылатой ракеты. Тоже крылатая, она выпархивала в космос из контейнера, доставленного сквозь атмосферу носителем. После чего, опираясь крылышками на остатки воздуха, меняла траекторию, поддав двигателем, устремлялась снова на орбиту. Она могла выполнять задания по разведке, фотографированию, осуществлению прицельного бомбометания из космоса [12].

Для сотрудников ОКБ в Реутово космическая тематика была “terra incognita”. Но Владимир Николаевич учился всю жизнь. Челомей проявил характер и недюжинные способности, направленные на продвижение своей идеи. Он полагал, что шар, несмотря на его простоту, не является той машиной будущего, которая сможет выбирать место для посадки. Он доказывал необходимость крылатого спуска с орбиты. Коллеги-оппоненты из ЦАГИ, НИИ-1, ЦИАМа, авторитетные в своей области Макаревский, Дородницын, Струминский, Симонов, Серебрянский, Петров, Таганов, Шкадов, Свищев, Люлька выражали сомнение. Необходимость крыла для полета в космос не представлялась им ясной [2].

18 февраля 1960 г. состоялось принципиальное совещание представителей науки и промышленности Госкомитета по авиационной технике. Здесь и была признана перспективность крылатого спуска ракеты с орбиты. Спустя десятилетия уверенность В.Н. Челомея получит реальное подтверждение: американский “Спейс-Шатл” и русский “Буран” спускались на землю именно на крыле. Однако до торжества идеи было еще далеко [10].

**8. Зарождение космической эры.** 12 апреля 1961 года в космос полетел Юрий Алексеевич Гагарин. В тот день на месте Королева хотели оказаться многие. Наверное, раньше других Челомей понял, что участвует в зарождении новой, космической эры. Ведь он принадлежал к числу немногих избранных, для которых в силу их интеллектуальной подготовки, полет в космос был не отвлеченной фантазией, а объективной реальностью, которую они могли создать сами. Известно, что Сергей Павлович Королев очень торопился с полетом человека в космос. Как потом оказалось не зря. Большинство и не помнит имя первого заокеанского астронавта – Аллана Шепарда. А ведь он полетел 5 мая 1961 г., всего через три недели после грандиозного советского успеха. Эти три недели и отделили Гагарина и Шепарда. Первый из них шагнул в Вечность, второй так навсегда и остался вторым. Тогда, в 1961 году ни страна, ни мир не узнали Главного конструктора советского “Востока”. Сергей Павлович Королев долго, очень долго, мало кому был известен. Только коллеги могли поздравить его. Но позже, когда гриф секретности был снят, два этих имени стали восприниматься как нечто целое, как свидетельство небывалого прорыва в начале 1960-х. А что же В.Н. Челомей? На этот вопрос так ответил академик Е.А. Федосов: “Я убежден, что вклад Челомея в отечественное ракетостроение не меньше, чем вклад Королева. Но Королев был первым. А это все-таки много значит. С этим надо считаться...” [2].

В.Н. Челомей и его коллектив внесли серьезный вклад в космическое развитие нашей страны. Более всего Челомею хотелось построить космический крылатый пилотируемый корабль. Корабль получил название ракетоплан. Эта мечта не оставляла Владимира Николаевича до конца жизни. Но ей не суждено было осуществиться. По этому поводу С.Н. Хрущев горько заметил, что среди военных это предложение Челомея приравнивали к пустым, заоблачным фантазиям. Генеральный штаб все оглядывался на то, что делают за океаном. “Иногда создавалось впечатление, – делится своими наблюдениями С. Н.Хрущев, – что нашими работами руководят не с улицы Фрунзе, а из Пентагона” [10].

Напомним, в разгаре была Холодная война. И за вероятным противником следили особенно пристально. Выступая в Конгрессе с посланием о положении в стране 25 мая 1961 г., Кеннеди выразил уверенность, что население США поддержит его в желании отправить экспедицию на Луну. Данное выступление стало отправной точкой для развертывания работ не только теми, кому оно предназначалось. В конце мая 1961 г. в ЦК КПСС и Совет Министров СССР пригласили С.П. Королева, В.Н. Челомея, М.К. Янгеля. Перед ними поставили задачу осуществления Лунной программы. Решение об этом принимается в конце сентября 1962 года. Еще через полгода фирме Челомея поручаются работы по созданию ракетно-космического комплекса предназначенного для облета Луны. Однако советская Лунная программа не была осуществлена. В этом соревновании лидерами стали американцы.

Но были и другие проекты. В 1964 году на фирме В.Н. Челомея началось проектирование совершенно новой космической станции, через два года появились первые эскизные проекты пилотируемого космического комплекса “Алмаз”. Он был космической системой двойного назначения – являлся и научно-орбитальной станцией и объектом, решающим разведывательные задачи. Станция и создавалась по заказу военных. Ее оборудовали специальным радиолокатором. “Алмаз” обогнал конкурентов не меньше, чем на десять лет.

Летные испытания комплекса проходили с 1972 по 1977 годы. В официальных сообщениях его именовали то “Салют-3”, то “Салют-5”, маскировали под гражданские орбитальные станции. К сожалению, ни один космонавт-испытатель из трех наборов, проведенных в ОКБ Челомея, так и не полетел. Однако на “Салют-3” летал экипаж, в составе П.Р. Поповича и Ю.П. Артюхина. Они выполнили заданную программу полета, получили ценный материал [2]. Но судьба комплекса решалась не на полигоне, не на орбите, не на научных совещаниях, а в ЦК КПСС и Минобороны [12].

**9. Период гонений.** Любое дело в СССР зависело от политической конъюнктуры. А она частенько менялась. Так было, когда в 1964 г. сняли Первого секретаря ЦК КПСС Н.С.Хрущева. Тогда на В.Н. Челомея обрушился шквал проверок, инициированных в ЦК КПСС. Ведь в ОКБ-52 работал сын Хрущева – Сергей Никитович. Но инициатор гонений Д.Ф. Устинов был давним недругом Челомея. Во время правления Хрущева Д.Ф. Устинов был зампред Совета Министров. И уже тогда проявлялась его нелояльность к ОКБ-52. Среди массы объяснений этого, выберу только одно, наиболее веро-



ятное, с бюрократическим подтекстом. Устинов был артиллеристом и выпестовал ракетостроение как продолжение артиллерии. Он покровительствовал своим и ненавидел чужаков. При его руководящем участии была запущена первая межконтинентальная ракета, затем спутник, затем космический корабль с человеком на борту. Слава и почет ему обеспечены. И вдруг появляется авиатор, который заявляет, что может делать ракеты лучше, качественнее. Конкурент Королева и Янгеля был очень талантлив. Устинов, понимая, что Владимир Николаевич очень опасен, решил его не допускать к космической тематике, оставив ОКБ-52 только морские проекты. Во времена Хрущева этот бюрократический прием не сработал. Но вот Никита Сергеевич отправлен в отставку. Началось наступление, вплоть до прокурорской проверки. Пограбив коллектив Челомея в пользу Подлипок, где после смерти С.П. Королева руководил предприятием В.П. Мишин, тему “Алмаз” закрыли. Но алмазовские наработки продолжали жить во всех станциях, кто бы их ни строил.

Все проекты Челомея с честью прошли через “чистилище”. Принципиальную позицию в этих разборках заняли М.В. Келдыш, Н.Д. Сербин, ряд главных конструкторов, прежде всего А.М. Исаев. За Челомея воевали оба министра обороны – сначала Малиновский, затем Гречко. И тот и другой в разное время выходили на Л.И. Брежнева и объясняли ему полезность ОКБ-52 для общего дела. И это был один из эпизодов той «гражданской войны», которая разгоралась между конструкторами и стоящими за каждым из них генералами и чиновниками партийного аппарата. Эта особая страница истории нашего ВПК еще ждет своего исследователя. Патологически бюрократическая ненависть Д.Ф. Устинова всерьез отразилась на Челомее только после смерти маршала Гречко, когда министром обороны в 1976 г. стал сам Устинов. Тогда В.Н. Челомею позволили заниматься только флотской тематикой. Но эти преследования, ни тогда, ни сегодня, не умаляют таланта Конструктора.

**10. Великая троица.** Пробиваясь через заслоны советского бюрократизма, В.Н. Челомей все же смог осуществить свои замыслы, правда, далеко не все. Он сыграл одну из ведущих ролей в развитии ракетной техники и космонавтики. Разумеется, следует называть имена троих. Пожалуй, они равноценны по своему значению: Королев, Челомей, Янгель. Они были выдающимися творцами техники, благодаря которым в СССР появились космические корабли. Были они реальными людьми, которые делали важное государственное дело. А по своему мировосприятию – людьми государственными. Они создавали высококлассную технику, получая заказы у пра-

вительства. Они постоянно взаимодействовали с властями. Они всегда были частью системы, советской системы ВПК. Порой то один, то другой, то третий входили в противоречие и с самой системой, и с отдельными ее частями. Но советское государство они считали своим и полагали, что в ответе за его обороноспособность.

И, конечно, совершенно прав Сергей Хрущев, который очень хорошо знал ситуацию в ракетостроении: "Я не берусь судить, кто из нашей великой тройцы заслуживает первого места. Все трое и никто в отдельности. Все трое создали нашу космическую славу, каждый по-своему, борясь друг с другом и, одновременно дополняя друг друга" [10]. Деятельность их пришлась на советское время, на пору, когда партийная научно-техническая политика состояла в преодолении военно-технического, научного и технологического отставания от стран Запада в рамках социально-экономической стратегии.

Реальными символами технологических прорывов СССР стало выполнение ядерной, ракетной и космических программ. Но среди этих, бесспорно незаурядных людей, Челомей – яркая индивидуальность. Владимир Николаевич прошел жесткие «жернова» своего времени. Его назначали, снимали, награждали, мешали его проектам, отбирали коллективы. Но не могли сломить. Он был под стать времени, в котором жил. Сильным и жестким. Грубым и бескомпромиссным. Волевым и талантливым. Великолепным организатором. Еще его называли генератором идей. Мечтателем.

**11. Он сказку делал былью.** ... Среди россыпи немигающих звезд скользит удивительное создание рук человеческих: расправив огромные узкие крылья радиаторов, раскручивает спирали орбиты космический аппарат, постепенно набирая скорость и высоту. Пункт назначения странника – орбита вокруг Марса. Туда он прибудет еще не скоро: едва заметной тяге его электронных двигателей трудно состязаться с земным притяжением.... Наконец он у цели. Наступает перерыв в работе «движков», но внутренняя жизнь посланника Земли не замирает. Объективы фотокамер и датчики приборов внимательно изучают поверхность загадочной Красной планеты... [16].

Это не отрывок из фантастического романа. Это один из проектов ОКБ Челомея. Он все-таки пытался «сказку сделать былью». И во многом ему это удалось. Вот почему его незаурядная судьба помогает понять такой сложный XX век. Век, который изменил мир и людей, живущих в этом мире.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ванюков Д. А., Суслов И. В. Годы репрессий. – М.: Мир книги, 2007. 240 с.

2. Евтеев И.М. Золотой фонд академика Челомея (документальные очерки) – М.: 2004, ООО «Биоинформсервис». 591 с.
3. Лельчук В.С. Апогей и крах сталинизма. Страницы российской истории. Часть первая. – М.: ИРИ РАН, 1998. 248 с.
4. Моисеев Н.Н. Заслон средневековью. Сборник. – М.: «Тайдекс Ко», 2003. 312 с.
5. Попов Г.Х. Три войны Сталина. – М.: ООО «Агентство «КРПА Олимп». 2007. 192 с.
6. Россия: Удачи минувшего века. – М.: изд-во Аиро-XX. 2004. 304 с.
7. Сахаров А.Д. Воспоминания. Нью-Йорк, 1990.
8. Хрущев Н.С. Воспоминания. – М.: 1997.
9. Евтеев И.М. Опережая время. – М.: 1999, ООО «Биоинформсервис». 526 с.
10. Хрущев С.Н. Рождение сверхдержавы: Книга об отце. – М.: Время, 2000. – 640 с.
11. Механика в авиации и космонавтике: к 80-летию В.Н. Челомея. – М.: 1995.
12. Поляченко В.А. На море и в космосе. – Санкт-Петербург: МОРСАР АВ. 2008. 192 с
13. Советское общество: возникновение, развитие, исторический финал. В 2 т. – М.: 1997.
14. Черток Б.Е. Ракеты и люди. Т.2 – М.: Машиностроение, 2006. 448 с.
15. Безбородов А.Б. Власть и научно-техническая политика в СССР середины 50-х – середины 70-х годов. – М.: Мосгорархив, 1997. 214 с.
16. Космос: иллюстрированная энциклопедия /Гордиенко Н.И. – М.: 2009.

Е. В. Кулешов

## НЕКОТОРЫЕ ФАКТЫ ИЗ ЖИЗНИ В.Н. ЧЕЛОМЕЯ

*В короткой заметке приведены три ярких примера из жизни В.Н. Челомея в период его молодости, которые убедительно подтверждают удивительную одарённость этой личности, его природный талант.*

В.Н. Челомей часто говорил: «Пример поучительнее, нежели правило. Чем он ярче и необычнее, тем более поражает воображение исследователя, дает пищу его уму, помогает лучше понять сущность того или иного явления». Вся жизнь В.Н. Челомея, с молодости, убедительно подтверждает удивительную одарённость этой личности, его природный талант. Вот несколько штрихов.

**1. На практике.** Распоряжением Сталина в 1933 году по лицензии был закуплен 14-ти цилиндровый французский авиадвигатель «Мистраль - Мажор», получивший серийное обозначение М-85. Главный конструктор Запорожского моторостроительного завода № 29 (сейчас ОАО «Мотор-Сич») Назаров Аркадий Сергеевич в 1935 году осваивал этот двигатель. Важнейшая деталь двигателя - коленчатый вал выходил из строя. Поломки случались в одном из колен. Создалась угроза срыва плановых сроков. На заводе создалось напряженное положение.

Вызвался помочь заводу студент-практикант Владимир Челомей. У него родилась догадка... Загорелся идеей. Составил уравнения, углубился в расчеты. Результаты догадку подтвердили. Владимир оказался прав: вал не надо утолщать, наоборот, следует облегчить, тогда система выйдет из опасной резонансной области. Такую парадоксальную рекомендацию дал студент Челомей.

В качестве поощрения за эту столь успешно проведенную работу он попросил выделить в его распоряжение бокс, который стал его «первой лабораторией» по созданию пульсирующих воздушно-реактивных двигателей. Сама идея двигателя была известна и изложена в знаменитой работе Б.С. Стечкина «Теория воздушно-реактивного двигателя».

**2. Работа в газете** «Сталинский сокол». Осенью 1941 года в связи с прямой военной угрозой столице большинство подразделений ЦИАМа было эвакуировано. В один из октябрьских дней 1941

года В.Н. Челомей, идя по Большому Комсомольскому переулку на призывной пункт, встретился с Михаилом Александровичем Петровым, учившимся с В.Н. Челомеем в КАИ. В то время Петров работал в редакции газеты «Сталинский сокол», находившейся в Потаповском переулке, и пригласил Челомея на работу – редакции позарез нужен был специалист, хорошо разбирающийся в авиационной технике. Вопрос о направлении В.Н. Челомея в газету удалось решить сразу через письмо военкому.

В январе 1942 года в журнале «Техника воздушного флота» была напечатана статья доктора технических наук В.Н. Челомея «Самолеты МИГ и ИЛ в условиях зимы». Материалы статьи были также переданы создателю штурмовика Ил-2 С.В. Ильюшину и оказались очень полезны.

**3. Проект ракетно-пушечной установки** на боевых аэросанях НКЛ-26. В то время Владимира Николаевича пригласили работать в аппарат ЦК партии. Но он сумел убедить кого-то из работников ЦК, что на конструкторской работе принесет больше пользы.

В начале 1942 года под руководством В.Н. Челомея был разработан проект ракетно-пушечной установки на боевых аэросанях НКЛ-26 («Наркомат леса - 26») с двигателем М-11 советского конструктора авиадвигателей, генерал-лейтенанта инженерно-технической службы, Героя Социалистического Труда, доктора технических наук Швецова Аркадия Дмитриевича. Аэросани НКЛ-26 имели четыре управляемые лыжи. Комиссия, которая принимала испытания, рекомендовала установку принять на вооружение Красной Армии. Об этом сообщал 4 апреля 1942 года заместитель начальника Главного автобронетанкового управления заместителю наркома авиационной промышленности.

**4. Памяти В.Н. Челомея.** Приказом Министра Морского флота СССР от 14 февраля 1985 года № 31 на основании постановления правительства от 04 января 1985 года № 21, имя «Академик Челомей» присвоено судну, построенному на судовой верфи им. Ленина в г. Гданьске (ПНР). Судно «Академик Челомей» – пятое в серии судов-рефрижераторов, и как и четыре предыдущие («Курск», «Арвид Пельше», «Камилло Сьенфуэгос», «Академик Бочвар»), вошло в состав Латвийского *k* пароходства.

М. Д. Ахмеджанов

**ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ЕДИНИЦ МАССЫ,  
ДЛИНЫ И ВРЕМЕНИ**

*Пологая, что длина, масса и время квантуются, применив известные инварианты, автор предлагает свой подход к вычислению фундаментальных единиц этих величин. Определено численное значение инварианта кинетической энергии элементарной частицы. Найден релятивистский квант действия – квант наименьшего действия, а также гипотетической частицы, обладающей одним гравитационным зарядом.*

**1. Введение.** Человек создал необходимые ему в практической деятельности единицы измерений: сантиметр, грамм, секунда. Чтобы не было произвола в абсолютных значениях этих величин, их измеряли с большой точностью и называли эталонами. Но в природе есть и свои собственные эталоны, в том числе и единицы массы, длины, времени. В предлагаемой работе рассматривается этот вопрос. Вводится понятие «квант наименьшего действия»  $\mathcal{F}$ , позволяющий систематизировать элементарные частицы по основным параметрам – по размеру  $R$  и массе  $m$ . Введение абсолютной величины и размерности инварианта кинетической энергии для релятивистских частиц даёт возможность объяснить устойчивость электрона на своей орбите. В новом виде основные (условно) элементарные частицы удаётся представить системно.

Физическая сущность массы наиболее ярко проявляется в постоянной тяготения Ньютона  $\mathcal{U}$  [1]. Это – фундаментальная физическая величина, которая сконструирована так, что одновременно выражает и центростремительные и центробежные силы:  $\gamma m = RV^2$ .

В отношении масс элементарных частиц сложилось несколько иное положение. Экспериментальные работы помогли понять функциональный характер массы: чем меньше размер частицы, тем больше её масса. В 1958 г. академик М.А. Марков ввёл понятие максимально тяжелой частицы – «максимон» [6]. В статье «Будущее науки» [4] М.А. Марков так сформулировал проблему фундаментальной массы: «Появилась идея строить частицы меньших масс из

частиц больших масс, сильное взаимодействие между которыми приводит к соответствующему дефекту масс данных систем. ...

Любопытно, что из мировых констант можно построить массы целой группы близких по массе частиц, которые могли претендовать на эту роль. Из констант  $e$  (электрический заряд),  $\mu$  (мезонный заряд),  $\hbar$  (постоянная Планка),  $C$  (скорость света),  $\gamma$  (гравитационная постоянная) можно построить следующие величины, имеющие размерность массы в граммах:

$$M = e/\sqrt{\gamma} \approx 10^{-6}; \quad \sqrt{\hbar C/\gamma} \approx 10^{-5}; \quad g/\sqrt{\gamma} \approx 10^{-5}.$$

Соответствующие длины ( $\hbar/mC$ ) лежат в области  $10^{-23}...10^{-33}$  см. С точки зрения иерархии длин, эти длины должны находиться в самой нижней строке таблицы. По-видимому,  $10^{-33}$  см – это самая последняя длина в списке фундаментальных длин» [4].

Впервые довольно малую длину сконструировал М.Планк после того, как в 1900 году получил величину кванта действия  $\hbar$  [1]. Применяя мировые константы  $C$ ,  $\gamma$  и  $\hbar$ , он создал модель малой длины:  $L^2 = \hbar\gamma/c^3 = 2,594 \cdot 10^{-66}$ ;  $L = 1,6 \cdot 10^{-33}$  см. Эта длина названа характерной длиной. Большое внимание ей уделял Дж. Уилер [5].

Используя систему единиц Гаусса (масса в граммах, длина в сантиметрах, время в секундах), в настоящей работе автором найдены «природные эталоны» – элементарные фундаментальные единицы массы  $m$ , длины  $R$  и времени  $T$ .

**2. Симметрия и законы сохранения.** В работе немецкой женщины-математика, профессора МГУ им. М.В. Ломоносова (в 1925...1927 годы) Эмми Нётер «Инвариантные вариационные задачи» (1918 г.) [2] устанавливается связь между свойствами симметрии физической системы и законами сохранения. Э. Нётер утверждает, что каждому непрерывно зависящему от одного параметра преобразованию, оставляющему инвариантным вариационный функционал, соответствует закон сохранения. Теорема Нётер дает наиболее простой и универсальный метод систематизации законов сохранения классической и квантовой механики, теории поля.

Рассмотрим эти законы и свойства симметрии. Для этой цели составим матрицы с известными нам инвариантами (таблица 1). Формально допуская существование бесконечного множества законов-инвариантов, составим клетки-матрицы без ограничения, предполагая изменения свойств по  $R$  и  $C = R/T$  (таблица 1) [5...7].

Таблица 1

$\Downarrow C$	$\Rightarrow R$
<i>Первая клетка</i>	<i>Вторая клетка</i>
<p>Однородность пространства  <math>P = mC</math></p> <p>Закон сохранения импульса обусловлен однородностью пространства – независимостью уравнений и законов движения от линейного перемещения системы отсчета.</p>	<p>Изотропность пространства  <math>\hbar = mRC</math></p> <p>Закон сохранения момента количества движения обусловлен изотропностью пространства – независимостью законов движения частиц от поворота координатной системы.</p>
<i>Третья клетка</i>	<i>Четвертая клетка</i>
<p>Однородность времени  <math>E = mC^2</math></p> <p>Закон сохранения энергии обусловлен однородностью времени – независимостью вида физических процессов от выбора начала отсчета времени.</p>	<p>Изотропность времени  <math>N = mRC^2</math></p> <p>Закон сохранения кинетической энергии обусловлен изотропностью времени – независимостью физических процессов от начала отсчета времени и от поворота координатной системы</p>

Таблица 2

$\Downarrow C$	$\Rightarrow R$						
$mR^{-n}C^{-n}$	...	$mR^{-2}C^{-n}$	$mR^{-1}C^{-n}$	$mC^{-n}$	$mRC^{-n}$	...	$mR^nC^{-n}$
...	...	...	...	...	...	...	...
$mR^{-n}C^{-3}$	...	$mR^{-2}C^{-3}$	$mR^{-1}C^{-3}$	$mC^{-3}$	$mRC^{-3}$	...	$mR^nC^{-3}$
$mR^{-n}C^{-2}$	...	$mR^{-2}C^{-2}$	$mR^{-1}C^{-2}$	$mC^{-2}$	$mRC^{-2}$	...	$mR^nC^{-2}$
$mR^{-n}C^{-1}$	...	$mR^{-2}C^{-1}$	$mR^{-1}C^{-1}$	$mC^{-1}$	$mRC^{-1}$	...	$mR^nC^{-1}$
$mR^{-n}$	...	$mR^{-2}$	$mR^{-1}$	$m$	$mR$	...	$mR^n$
$mR^{-n}C$	...	$mR^{-2}C$	$mR^{-1}C$	$mC$	$mRC$	...	$mR^nC$
$mR^{-n}C^2$	...	$mR^{-2}C^2$	$mR^{-1}C^2$	$mC^2$	$mRC^2$	...	$mR^nC^2$
$mR^{-n}C^3$	...	$mR^{-2}C^3$	$mR^{-1}C^3$	$mC^3$	$mRC^3$	...	$mR^nC^3$
...	...	...	...	...	...	...	...
$mR^{-n}C^n$	...	$mR^{-2}C^n$	$mR^{-1}C^n$	$mC^n$	$mRC^n$	...	$mR^nC^n$

Выделим из матрицы часть известных инвариант (таблица 3).



Таблица 3

$\Downarrow C$	$\Rightarrow R$
	$mRC^{-2}$ – размерность гравитационного заряда, $\psi^2 = [mR^{-1}T^2]$
	$mRC^{-1}$ – размерность нейтринного заряда, $\nu^2 = [mT]$
$m$ – Фундаментальная единица массы; $m = 1,17 \cdot 10^{-35} \text{ з}$	$mR$ – размерность магнитного заряда, $\omega^2 = [mR]$
$mC$ – импульс	$mRC$ – размерность дионного заряда, $d^2 = [mR^2T^{-1}]$ ; абсолютная величина кванта наименьшего действия $\mathcal{F} = 7,68 \cdot 10^{-30}$
$mC^2$ – энергия	$mRC^2$ – размерность электронного заряда, $e^2 = [mR^3T^{-2}]$ ; абсолютная величина инварианта кинетической энергии $N = 2,304 \cdot 10^{-19}$

**3. Инвариант кинетической энергии.** Предполагаем справедливыми принципы однородности пространства, однородности времени, изотропности пространства и изотропности времени и инвариант кинетической энергии. Инвариант кинетической энергии – постоянная для всех элементарных частиц, численно равная:

$$N = 2,307 \cdot 10^{-19} [mR^3T^{-2}].$$

Он связывает релятивистскую динамическую систему с нерелятивистской динамической системой.

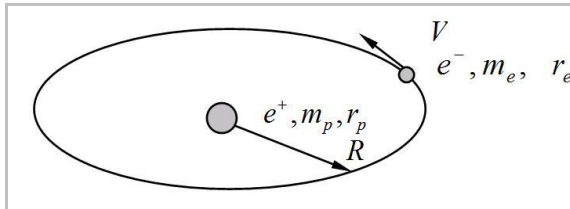


Рис. 1. Система атома водорода

**Пример.** Рассмотрим динамическую взаимосвязь элементов атома водорода (рис.1). Система находится в основном состоянии. Орбитальный момент количества движения электрона равен постоянной Планка:  $M = \hbar = mRV = 1,05 \cdot 10^{-27}$ . Запишем параметры электрона:  $m_e = 9,11 \cdot 10^{-28} \text{ г}$ ,  $R_{op} = 5,27 \cdot 10^{-9} \text{ см}$ ,  $R_s = 2,81 \cdot 10^{-13} \text{ см}$ ,  $V_{op} = 2,19 \cdot 10^8 \text{ см/сек}$ ,  $V_s = C = 3 \cdot 10^{10} \text{ см/сек}$ . Инвариант кинетической энергии электрона, движущегося по орбите при  $V < C$ :  $N = m_e R_{op} V^2 = 2,307 \cdot 10^{-19}$ . Инвариант кинетической энергии вращающегося электрона ( $V_s = C$ ):  $N = m_e R_s C^2 = 2,307 \cdot 10^{-19}$ .

Теперь проверим величину инварианта кинетической энергии по параметрам протона:  $m_p = 1,67 \cdot 10^{-24} \text{ г}$ ,  $R_p = 1,53 \cdot 10^{-16} \text{ см}$ ,  $T_p = 5,11 \cdot 10^{-27} \text{ с}$ ,  $T_p = 5,11 \cdot 10^{-27} \text{ с}$ ,  $N = (mR^3)/T_p^2 \cong 2,307 \cdot 10^{-19}$ . Видим: электрон и протон имеют одну и ту же абсолютную величину инварианта кинетической энергии.

**4. Квант наименьшего действия.** Роль кванта наименьшего действия с начала двадцатого столетия выполняла постоянная Планка  $\hbar$ . Размерность и абсолютная величина  $\hbar$  соответствуют моменту количества движения  $\hbar = mRV$ . Рассмотрим вновь систему атома водорода, находящегося в основном состоянии. Орбитальный момент количества движения электрона равен  $M = \hbar$ . С помощью постоянной Планка определим скорость осевого вращения электрона. Круговая скорость точек, находящихся на экваторе электрона с радиусом  $R_s$ , равна:

$$V = \hbar / (mR_s).$$

Выразим радиус электрона посредством электронного заряда:

$$R_s = e^2 / (mC^2),$$

тогда для круговой скорости получим выражение

$$V = \frac{\hbar}{mR_s} = \frac{\hbar m C^2}{m e^2} = \frac{\hbar C^2}{e^2},$$

которое даёт нереальное значение  $V = 4,1 \cdot 10^{12} \text{ см/сек}$ , на два порядка больше скорости света. Система электрона представляет релятивистскую динамическую систему. Можно сделать вывод, что постоянная Планка к релятивистским динамическим системам неприменима, но вполне применима к нерелятивистским динамическим системам элементарных частиц.

Очевидно, релятивистским динамическим системам соответствует другой квант действия. Обозначив его символом  $\mathcal{F}$ , получим

$$V = C = (\mathcal{F} \cdot C^2) / e^2.$$

Определим абсолютную величину кванта  $\mathcal{F}$ :

$$\mathcal{F} = mR_s C = 7,68 \cdot 10^{-30}$$

и назовём её квантом наименьшего действия. А постоянную Планка  $\hbar$  можем рассматривать как квант наибольшего действия. Соотношение  $\mathcal{F}/\hbar = 1/137 = 7,30 \cdot 10^{-3}$  – есть постоянная Зоммерфельда. В квантовой электродинамике – это параметр, характеризующий силу электромагнитного взаимодействия [1]. Для систем с ядром (с центрально-симметричной массой):  $\alpha^2 = R_1/R_2 = 7,30 \cdot 10^{-3}$ . Для систем без ядра (без центрально-симметричной массы):  $\beta^2 = R_1/R_2 = 5,33 \cdot 10^{-5}$ . Здесь  $R_1$  – спиновой радиус частицы;  $R_2$  – радиус орбиты частицы.

Возьмем динамические системы, у которых орбитальная скорость стремится к скорости света:  $V_{op} \rightarrow C$ . В этом случае постоянная Планка или квант наибольшего действия стремится к релятивистскому кванту наименьшего действия:  $\hbar \rightarrow \mathcal{F}$ . Между квантом наибольшего действия и квантом наименьшего действия располагается ряд квантовых состояний. Можем записать:

$$\mathcal{F} \cdot n = \mathcal{J}_n, \quad (45)$$

где  $n = 1, 2, 3, \dots, 137$  – квантовое число,  $\mathcal{J}_n$  – изоспин.

Все известные частицы: электрон, мюон, каон, пион, протон движутся в вакууме со скоростями меньше скорости света. Это означает, что масса покоя и соответствующий этой массе размер частицы меньше критических значений, при которых она может двигаться в пространстве со скоростью света. Эти критические значения равны:  $m = 1,708 \cdot 10^{-23} \text{ г}$ ,  $R_s = 1,498 \cdot 10^{-17} \text{ см}$ .

Применим положение о квантах действия к известным частицам. В таблице 4 пять частиц ранжированы в соответствии с квантовым числом (количество  $n$  квантов наименьшего действия). Для каждой частицы спин  $\mathcal{F} = 1,05 \cdot 10^{-27}$  (абсолютная величина).

**Таблица 4**

Название частиц	Квантовое число	Изоспин $\mathcal{F} \cdot n = \mathcal{J}_n$
Электрон	137	$1,05 \cdot 10^{-27}$
Мюон	25	$1,92 \cdot 10^{-28}$
Пион	8	$6,14 \cdot 10^{-29}$

Каон	5	$3,84 \cdot 10^{-29}$
Протон	3	$2,304 \cdot 10^{-29}$

**5. Фундаментальные единицы.** За фундаментальную единицу длины принимаем радиус максимона Маркова  $R_M$ . Используя постоянную Зоммерфельда  $\alpha^2$  и планковскую длину  $L$ , получаем:

$$R_M = L \cdot \alpha^2 = 1,6 \cdot 10^{-33} \cdot 7,30 \cdot 10^{-3} = 1,17 \cdot 10^{-35} \text{ см}.$$

Фундаментальную единицу массы  $m_M$  определим на основе инварианта кинетической энергии  $N = mRC^2$ . Используя фундаментальную единицу длины  $R_M$ , вычисляем значение  $m_M$ :

$$m_M = NR_M^{-1}C^{-2} = 2,19 \cdot 10^{-5} \text{ з}.$$

Период одного оборота максимона вокруг своей оси есть элементарная фундаментальная единица времени (квант времени):

$$T = R_M / C = 3,9 \cdot 10^{-46} \text{ с}.$$

На основе полученных выше фундаментальных единиц стало возможным определение абсолютной величины элементарного гравитационного заряда. Размерность и абсолютную величину гравитационного заряда  $\psi$  находим, обращаясь к таблице 3:

$$\psi^2 = [mR^{-1}T^2], \quad \psi^2 = 2,844 \cdot 10^{-61}, \quad \psi = 5,33 \cdot 10^{-31}.$$

Заметим, что абсолютную величину гравитационного заряда можно получить из параметров любых релятивистских частиц. Для подтверждения воспользуемся параметрами протона:

$$m_p = 1,67 \cdot 10^{-24} \text{ з}, \quad R_p = 1,533 \cdot 10^{-16} \text{ см}, \quad T_p = 5,11 \cdot 10^{-27} \text{ с} \rightarrow \psi = 5,33 \cdot 10^{-31}$$

Единство микро- и макроматерии покажем на примере движения материальной точки в гравитационном поле Земли. Известна зависимость напряженности гравитационного поля от центральной массы  $M$  при движении точки единичной массы по орбите радиуса  $R$  со скоростью  $V$ . Из условия равенства центробежных и центростремительных сил:

$$RV^2 = \gamma \cdot M.$$

Центростремительные силы в правой части определяют суммарный гравитационный заряд. Для Земли он равен:

$$Q = \gamma \cdot M = 6,67 \cdot 10^{-8} \cdot 5,976 \cdot 10^{27} = 3,986 \cdot 10^{20}.$$

Тогда  $\gamma$  – суммарный гравитационный заряд единицы массы центрального тела. Отсюда  $\gamma = \psi \cdot n$ , где:  $\psi$  – элементарный гравитационный заряд,  $n$  – количество единичных гравитационных зарядов

в одном грамме вещества. Количество единичных гравитационных зарядов во всей массе Земли  $A$  и в одном грамме  $n$  равно соответственно:  $A = Q/\psi = 7,47 \cdot 10^{50}$ ,  $n = \gamma/\psi = 1,25 \cdot 10^{23}$ . Масса элементарной частицы, обладающей элементарным гравитационным зарядом:  $m = M/A = 1/n \cong 8 \cdot 10^{-24}$  г.

Квант времени может быть выражен через гравитационный заряд:  $T = \sqrt{\psi^3}$ . Это говорит о том, что физическая сущность гравитационного заряда – осевое вращение.

**6. Выводы.** В результате выполненных исследований: определено численное значение инварианта кинетической энергии; найден релятивистский квант наименьшего действия; определены фундаментальные единицы массы, длины и времени; найдено численное значение элементарного гравитационного заряда.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Большой энциклопедический словарь: Физика, Изд. БРЭ, - М., 1999.
2. Нётер Э. "Инвариантные задачи" в сб. "Вариационные принципы в механике". - М., 1959.
3. Эйнштейн А. Сборник научных трудов, т.1-4. - М., 1963-1967.
4. Марков М.А. Будущее науки. Успехи физических наук, том III, вып. I, декабрь, 1973 г., стр. 730-731).
5. Уилер Дж. Предвидение Эйнштейна, 1970 г., стр. 50-51.
6. Марков М.А. Гипероны и К-мезоны. М.1958.
7. Чертов А.Г. Единицы физических величин. Учебное пособие для вузов. М. «Высшая школа», 1977.

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ РАБОТ ТОМА 2

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

<i>Ф.И.О.</i>		<i>Стр.</i>
<i>Аринчев Сергей Васильевич</i>	д.т.н., проф., СМ-2	160
<i>Беляев Александр Владимирович</i>	к.т.н., доц. каф. СМ-2	152
<i>Брешенков Александр Владимир.</i>	д.т.н., проф.	227
<i>Виноградов Юрий Иванович</i>	д.ф.-м.н., проф., СМ-2	167
<i>Галкин Дмитрий Игоревич</i>	Студент 4 курса АКФ	120
<i>Гелазония Илья Петрович</i>	аспирант, ИУ-6	227
<i>Георгиев Александр Федорович</i>	аспирант, СМ-2	160, 174
<i>Дорофеев Анатолий Александрович</i>	к.т.н., д.пед.н., проф., декан РКТ	243
<i>Журавлёв Юрий Васильевич</i>	ст. преп., ФН-11	46
<i>Карпунин Александр Александрович</i>	к.т.н., доцент каф. ИУ-1	120
<i>Котин Юрий Викторович</i>	Студент 6 курса АКФ	167
<i>Панкратов Владимир Александр.</i>	ассистент, ФН-12	55
<i>Попов Борис Глебович</i>	д.т.н., проф. каф. СМ-2	143
<i>Пупков Константин Александрович</i>	д.т.н., проф., зав.каф. ИУ-1	23, 36
<i>Симоньянц Ростислав Петрович</i>	декан АКФ, к.т.н., доц. каф. СМ-2	65, 91
<i>Смердов Андрей Анатольевич</i>	д.т.н., профессор	180
<i>Таирова Людмила Павловна</i>	к.т.н., доцент, с.н.с.;	180
<i>Тушев Олег Николаевич</i>	зам. зав. каф., д.т.н., проф. СМ-2	152
<i>Устюжанин Александр Дмитриевич</i>	Аспирант каф. ИУ-1	36
<i>Щербакова Ольга Михайловна</i>	к.ист.н. доц. каф. СГН-1	247

*Открытое акционерное общество  
«Военно-промышленная корпорация  
«НПО машиностроения» (г. Реутов, Московская область)*

<i>Ф.И.О.</i>		<i>Стр.</i>
<b>Аверьянов Павел Владимирович</b>	инж., аспирант, ИУ-1	91
<b>Ахмеджанов Мустафа Даудович</b>	ветеран	262
<b>Баранов Михаил Леонидович</b>	зам.нач. НИО	174
<b>Бунак Валерий Александрович</b>	к.э.н., зам.Ген.дир., нач. ФБК	206
<b>Караулова Елена Алексеевна</b>	нач. отд.	210
<b>Кулешов Евгений Викторович</b>	инженер	260
<b>Страхов Андрей Николаевич</b>	Зам. Ген. директора, зам. Ген. констр.	237
<b>Точиллов Леонид Сергеевич</b>	к.т.н., уч. секретарь НТС	233
<b>Числов Сергей Валерьевич</b>	Перв. зам нач. ФБК.	222

*Ростовский военный институт ракетных войск  
имени Главного маршала артиллерии М.И. Неделина  
(г. Ростов-на-Дону)*

<b>Кондранин Евгений Анатольевич</b>	директор	134
<b>Попов Алексей Владимирович</b>	к.т.н., доцент	134

*ГКНПЦ им. М.В.Хруничева*

<b>Ермолович Елена Викторовна</b>	аспирант, инженер 1 кат.	106
<b>Цуриков Юрий Александрович</b>	д.т.н., профессор, г.н.с.	106

*Московский государственный университет  
им. М.В. Ломоносова*

<b>Григорян Самвел Самвелович</b>	академик РАН, д.ф.-м.н., профессор	12
<b>Сейранян Александр Паруйрович</b>	д.ф.-м.н., в.н.с.	126
<b>Сейранян Андрей Александрович</b>	аспирант	126

*ВЦ им. А.А. Дородницына РАН*

<i>Ф.И.О.</i>		<i>Стр.</i>
<b>Дивеев</b> <i>Асхат Ибрагимович</i>	д.т.н., зав.сект.	23

*ФГУП Исследовательский центр имени М.В. Келдыша*

<b>Сазонов</b> <i>Виктор Васильевич</i>	д.ф.-м.н., в.н.с.	55
---	-------------------	----

*Институт машиноведения им. А.А. Благонравова РАН*

<b>Думанский</b> <i>Александр Митрофанович</i>	д.ф.-м.н., г.н.с.	180
--	-------------------	-----

*Российский университет дружбы народов*

<b>Софронова</b> <i>Елена Анатольевна</i>	к.т.н., доцент	23
---	----------------	----

*Другие организации*

<b>Некрасов</b> <i>Иван Васильевич</i>	ОАО МНИИР «Альтаир»	110
--	---------------------	-----

*Иностранные участники*

<b>Emri I.</b>	Center for Experimental Mechanics, Faculty of Mechanical Engineering, University of Ljubljana	193
<b>Florjancic U.</b>		
<b>Zupancic B.</b>		
<b>Huskic M.</b>	National Institute of Chemistry, Slovenia	
<b>Umek P.</b>	Institute Jozef Stefan,	
<b>Arcon D.</b>	Faculty of Mathematics and Physics, University of Ljubljana, Slovenia	

\*\*\*





---

## ABSTRACTS OF PAPERS

AEROSPACE TECHNOLOGIES 2009

*Collection of proceedings* [\*]:

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 1<sup>st</sup> Plenary Session are included completely into Volume 1. Materials of the 2<sup>nd</sup> 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 2

*Grigoryan S.S. We have a future.* [\*], p. 12–16.

This is the academician report at the Plenary Session at the International Conference *MHTK AKT-2010*. The speaker marked his great impression obtained at the Conference: lots of young people are present, interesting reports are available. The academician supported the obtained rational combination of numerical and experimental research. He warned against the numerical tendency. He said it is important to develop engineer skills. He is sure that our country has a glorious future. He advised to take China experience into account.

*Diveyev A.I., Pupkov K.A., Sofronova Ye.A. Rising the spacecraft control quality by multi-criteria synthesis of control systems using the net-operator method.* [\*], p. 23–35.

The proposed numerical method of the control-system synthesis is based on building a set of functional control dependencies on the state spatial coordinates and on searching the solution within the specified functional set.

*Pupkov K.A., Ustyuzhanin A.D. Evaluation of limiting parameter values of dynamic characteristics of human-operators of control objects of different type.* [\*], p. 36–45.

The work specifies dynamics of “man-machine” systems. The limiting parameter values of dynamic characteristics of the human-operator are determined to control the objects of different types. These parameters provide the required phase stability margin and the required system transient response to the applied unit load.

*Zhuravlev Yu.V.* **On application of Kalman filters to directing problems.** [\*], p. 46–54.

The proposed strategy of developing technical recommendations for using different assumptions provides both graphical and analytic asymptotical prognosis for solutions of Riccati equations. The obtained results are essential for initial stages of synthesizing the systems of adaptive directing the missiles at their targets.

*Pankratov V.A., Sazonov V.V.* **Determination of the spacecraft “Photon-MZ” rotation using the obtained measurement data.** [\*], p. 55–64.

Rotation of the “Photon-MZ” spacecraft is reconstructed using the two methods. The authors approximate the obtained pseudo-measurement results and compare them with the available data.

*Simonyants R.P.* **On algorithmic support of investigation of relay dynamic systems.** [\*], p. 65–90.

The work specifies actual motion-control applications to mathematical solutions of synthesis problems of coordinate control. It is shown, that classic optimum-speed feedback algorithms are incorrect. The author proposes a new concept of developing the correct simplified algorithms. Incorrect algorithms of relay control with hysteresis taken into account are criticized. The effective step-control procedure is also proposed.

*Simonyants R.P., Averyanov P.V.* **Spacecraft reorientation using a simplified control algorithm.** [\*], p. 91–105.

Proper solving the reorientation problem provides correct position of the body-fixed coordinate axes of the spacecraft. It is shown, that the required time-restricted and power-restricted spacecraft rotations around its mass center may be obtained using the simplified algorithms of coordinate control.

*Tzurikov Yu.A., Yermolovich Ye.V.* **Soft interaction of non-cooperative objects in the orbit.** [\*], p. 106–109.

The problem of soft interaction of non-cooperative objects in the orbit is solved using the termination-control methods. An example of solving the logical termination-control problem is presented. It is proved, that the specified system of termination control can provide the required control accuracy.

*Nekrasov I.V.* **Using mathematical-programming methods for rising the accuracy of control systems of dynamic objects.** [\*], p. 110–119.

Synthesis of algorithms of discrete-system optimal control is carried out using the most widespread mathematical programming methods. The proposed algorithms are compared by the established accuracy criteria, by computation intensity, and by the transient smoothness.

*Karpunin A.A., Galkin D.I.* **Determination of the trajectory of reposition of the controlled dynamic object into the given state.** [∗], p. 120–125.

The work specifies the problem of determination of the spatial trajectory of reposition of the controlled dynamic object into the given state with a constant-in-magnitude velocity. The solution is obtained using a geometrical interpretation. The trajectory contains: 1) two torus segments of rotation provided by initial and final velocity vectors, and 2) the straight segment of their coupling. The obtained angles of central reposition along the rotation circles provide the required coupling quality.

## DYNAMICS AND STRENGTH OF STRUCTURES

*Seyranyan A.A., Seyranyan A.P. On V.N. Chelomey problem of stabilizing a statically unstable rod using vibration.* [∗], p. 126–133.

The authors consider the academician V.N. Chelomey problem of stabilizing an elastic statically unstable rod using vibration. The obtained formulas of the upper and the lower stabilization frequencies are used for stability analysis.

*Popov A.V., Kondranin Ye.A.* **Evaluation of structure strength using invariants of acoustic emission.** [∗], p. 134–142.

The authors have developed a new approach to using fundamental properties of Poisson processes of acoustic emission. This approach is based on evaluation of the emission-signal characteristic change during the structure deformation. Destruction processes are evaluated by analyzing the changes of the emission-signal distribution parameters characterized by their invariants.

*Popov B.G.* **Absence conditions for «rigid» displacements and rotations of a free ring in its plane. FEM application.** [∗], p. 143–151.

The author considers the static problem for a free ring loaded by a system of self-balancing forces and torques. The stated FEM problem is reduced for determination of the node degrees of freedom providing the functional minimum of the total potential energy. The author poses additional conditions eliminating «rigid» displacements and rotations. Solutions for several basic classical problems are presented. They are compared with the reference analytic results [1] to prove the obtained high accuracy of calculation.

*Tushev O.N., Belyaev A.V.* **Parameter optimization of oleo-pneumatic shock-absorbers using the maximum reliability criterion.** [∗], p. 152–159.

The authors consider the problem of selecting the structural parameters of the oleo-pneumatic shock-absorber supporting the protected object. The object protection-level criterion is the reliability value. The reliability value is calculated using the new approximate method constituting a combination of interpolation method and Monte-Carlo technique.

*Georgiev A.F., Arinchev S.V.* **Violations of oscillation theorems for non-conservative systems with pair interaction of degrees of freedom.** [\*], p. 160–166.

The work contains simple model problems. It is shown, that the well-known oscillation theorems of Gantmakher F.R. and Crain S.G. [1] lose their validity for non-conservative systems with pair interaction of degrees of freedom. It is proved, that a non-conservative system may be an oscillatory one, and violations of the specified oscillation theorems (properties) may occur long before the instability state takes place.

*Vinogradov Yu.I., Kotin Yu.V.* **Problems of comparative evaluation of mathematical models of the cylinder-shell deformation mechanics.** [\*], p. 167–173.

The work specifies the main problems of comparative evaluation of mathematical models of the cylinder-shell deformation mechanics: 1) essential difference in behavior of roots of characteristic equations of different mathematical models and 2) numerical instability during calculation of integration constants. It is proved, that real roots of the characteristic equations are available.

*Georgiev A.F., Baranov M.L.* **Comparing the computer program «Aeroelasticity» with the «MSC.Flightloads» software.** [\*], p. 174–179.

The authors investigate effectiveness of the approaches and calculation procedures of the computer program «Aeroelasticity» widely used at the MIE“Scientific and Industrial Machine-Building Corporation”. The obtained results are compared with that of the «MSC.FlightLoads» software.

*Dumansky A.M., Tayirova L.P., Smerdov A.A.* **Analysis of deformation and strength characteristics of carbon-fiber reinforced plastic using flat and triple-laminate specimens.** [\*], p. 180–192.

The authors consider the problem of determination of mechanical properties of the polymer laminate composite materials. It is shown, that development of the experiment technique and advanced analysis of the obtained experimental data provide the most reliable values of the material characteristics.

*Emri I., Florjancic U., Zupancic B., Huskic M., Umek P., Archon D.* **Time-dependent characteristics of nano-composite polymers containing nanoparticles of 1D titanate.** [\*], p. 193–205.

The authors investigate the effect of introducing the titanate nano-particles with different geometry and different concentration into the composite material on its time-dependent mechanical, thermal, and physical characteristics.

## ECONOMICS AND MANAGEMENT

*Bunak V.A.* **Build-up and implementation of the general development strategy of the military-industrial establishment (MIE) under conditions of the 2008-2010 financial and economic crisis.** [\*], p. 206–209.

The author presents analysis of the contemporary state of the considered MIE on the background of the general economic crisis in Russia. The MIE reform concept is discussed under conditions of the State arms-contract cutback. The author specifies importance of the system-defined development of contemporary military and double-purpose technologies, development of integration of the military and civil research and their technological base. It is shown, that the worked-out measures of state support provide reliable stable economic state of the considered MIE.

*Karaulova Ye.A.* **Development of the budgeting system as an instrument of the enterprise crisis-proof control (the example is the Public Corporation «Military-Industrial Establishment (MIE) “Scientific and Industrial Machine-Building Corporation»).** [\*], p. 210–221

The author considers the problem of developing and updating the enterprise budgeting system operating under the crisis-proof financial control. The work presents analysis of theoretical and practical approaches to solving the specified problem at the MIE enterprises.

*Chislov S.V.* **Build-up of the system of planning and monitoring the financial and economical activities of the MIE enterprises using the balanced system of indices.** [\*], p. 222–226.

The specified basic approaches provide effective build-up of the system of planning the financial and economical activities of the enterprises within the holding-type vertical-integrated structure at the initial stage of its creation. It is shown, that the developed system can make the foundation of effective implementation of the strategic and operating control of the MIE enterprises.

*Gelazoniya I.P., Breshenkov A.V.* **Unified expert-analytical system of automating the business-processes of the enterprise, their regulation, and execution control.** [\*], p. 227–232.

The authors propose the system for solving the control problems that require minimum expenses for its implementation, updating, and simple modification. This system may be considered as a unified solution for medium business and small business. It is an absolutely new approach to developing and monitoring the information systems.

*Tochilov L.S.* **EU policy of motivation of scientific research and native experience of the Russian Federation.** [\*], p. 233–236.

The author investigates the peopleware problem of scientific research taking into account the EU experience and native experience of the Russian Federation. The work uses the main provisions of the Charter of Research Workers and the Employment Rule Code for Research Workers.

*Strakhov A.N.* **Investment design of armaments and military hardware using military and technical cooperation with foreign states.** [\*], p. 237–242.

The author considers particular features of build-up and developing the investments designs of armaments and military hardware within the system of military and engineering cooperation. The proposed design procedure developed for specimens of armaments and military hardware complies with the requirements of foreign customers.

## ENGINEERING EDUCATION

*Dorofeyev A.A.* **Propaedeutics in the educational process of the technical university.** [\*], p. 243–246.

The work discusses the role of educational disciplines with propaedeutical functions included in the integrated educational plan of the technical university with both its block-type structure and bifurcation character of the educational trajectory taken into account.

*Shcherbakova O.M.* **Chief designer V. N. Chelomey: portrait with the epoch background.** [\*], p. 247–259.

The work specifies historical analysis of the life-cycle of the outstanding scientist and designer V.N. Chelomey. This man had personified essential features of his century: revolutions, reforms, wars, transformations. His creative activities and victories contribute to essential and bright pages of our Soviet history.

*Kuleshov Ye.V.* **Some facts of the V.N. Chelomey life-cycle.** [\*], p. 260–261

This brief article presents three bright stories from the V.N. Chelomey life-cycle. These examples specify his youth period. They prove remarkable giftedness of his personality and his enormous natural talent.

*Akhmetzhanov M.D.* **Fundamental units of length, mass, and time.** [\*], p. 262–269.

The author assumes that length, mass, and time may be quantized using the well-known invariants. He proposes a new approach to calculating the fundamental units of these values. He has determined the numerical value of the invariant of kinetic energy of the elementary particle. He has determined the relativistic quantum of action (the lowest-action quantum), and absolute values of the gravitational charge and mass of a hypothesized particle possessing a unit gravitational charge.

---

*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 2

Ответственный редактор  
*Р.П. Симоньянц*

Компьютерная верстка  
*М.А. Курков*

Подписано в печать 18.07.2012  
Формат 60x90/16. Усл. п. л. 17  
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- 3615-6**