
**II ВСЕРОССИЙСКАЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ
КОНФЕРЕНЦИЯ «АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ ТЕХНОЛОГИИ»
Реутов, 25 мая 2005**

Предисловие к материалам II ВНТК-2005

25 мая 2005 на Аэрокосмическом факультете (АКФ) МГТУ им. Н.Э. Баумана при НПО машиностроения прошла II Всероссийская научно-техническая конференция «Аэрокосмические технологии». В этом году она была ознаменована 175-летием МГТУ им. Н.Э. Баумана, 50-летием со дня основания в Реутово НПО машиностроения и 20-летием со дня создания в Реутово отдельного структурного подразделения МВТУ им. Н.Э. Баумана, реорганизованного позже, в 1987 году, в Аэрокосмический факультет.

Научные руководители конференции: ректор МГТУ им. Н.Э. Баумана, член-корреспондент РАН, профессор И.Б. Фёдоров и генеральный директор, генеральный конструктор ФГУП «НПО машиностроения», профессор Г.А. Ефремов.

Оргкомитет конференции возглавили: от МГТУ им. Н.Э. Баумана Р.П. Симоньянц, от ФГУП «НПО машиностроения» Е.Г. Куранов. В работе конференции приняло участие 90 человек, из которых 59 – ученые и специалисты с докладами. Представлено 39 докладов. В числе авторов работ 11 докторов наук, 23 кандидата наук. Аспирантов и студентов – 21. Докладчики представляли 11 крупных организаций России. Наибольшее число авторов докладов – представители МГТУ им. Н.Э. Баумана (21) и ФГУП «НПО машиностроения» (20).

Состоялось 5 заседаний:

Пленарное заседание: *«Интеграция науки, производства и образования»*. Работой заседания руководили: Р.П. Симоньянц, В.И. Мартынов, А.А. Дергачёв.

Секция: *«Прикладные задачи проектирования. Материалы и технологии»*. Работой секции руководили: О.Н. Тушев, И.С. Епифановский, Е.Г. Куранов.

Секция: *«Динамика и прочность конструкций»*. Работой секции руководили: С.В. Аринчев, С.Н. Дмитриев, Ю.М. Ватрухин.

Секция: *«Математическое моделирование»*. Работой секции руководили: Б.Г. Попов, И.В. Елизаветин.

Секция: *«Системы и процессы управления»*. Работой секции руководили: Г.Г. Плавник, Р.П. Симоньянц, А.В. Туманов.

Пленарное заседание:

**ИНТЕГРАЦИОННЫЕ ПРОЦЕССЫ В ОБРАЗОВАНИИ, НАУКЕ И
ПРОИЗВОДСТВЕ**

В работе пленарного заседания II Всероссийской научно-технической конференции приняли участие руководящие работники и специалисты ФГУП «НПО машиностроения», ученые и инженеры организаций-участников, профессора, доценты, аспиранты и студенты МГТУ им. Н.Э. Баумана. Участников заседания приветствовали научные руководители конференции генеральный директор, генеральный конструктор, профессор Г.А. Ефремов и ректор МГТУ им. Н.Э. Баумана, член-корреспондент РАН, профессор И.Б. Фёдоров.

В числе участников – первые лица НПО машиностроения: первый зам. генерального директора В.И. Мартынов; первый зам. генерального конструктора, доктор техн. наук, профессор А.А. Дергачев; зам. генерального директора и генерального конструктора В.М. Киселев; зам. генерального директора Ю.И. Минаев; первый зам. начальника ЦКБМ, канд. техн. наук, доцент Е.Г. Куранов; зам. начальника ЦКБМ А.Е. Новиков; главный конструктор по направлению, доктор техн. наук, профессор В.В. Савельев; первый зам. начальника отделения, канд. техн. наук, доцент Г.Ф. Реш; научные руководители отделений И.С. Епифановский, А.Н. Кочкин, Г.Г. Плавник, начальники отделов Ю.М. Ватрухин, В.В. Виленский, Г.А. Ефремова, В.В. Семашко, Л.Н. Тарарин, зам. начальника отдела И.В. Елизаветин, главный специалист НИЛ Э.Д. Суханов, ведущий инженер И.Е. Чифилов и др.

МГТУ им. Н.Э. Баумана на заседании представляли: декан Аэрокосмического факультета (АКФ), канд. техн. наук, доцент Р.П. Симоньянц; зав. кафедрой «Аэрокосмические системы», доктор техн. наук, профессор О.Н. Тушев; профессора этой же кафедры, доктора техн. наук С.В. Аринчев, Б.Г. Попов; профессор кафедры «Теоретическая механика», доктор техн. наук В. Н. Баранов; доценты, кандидаты наук Е.Е. Ашкенази, С.Н. Дмитриев, Е.И. Журавлев, Ю.Н. Жигулевцев, В.В. Зеленцов, А.Г. Зуев, Т.Н. Ничушкина, А.В. Сенькин, А.В. Туманов, Г.А. Щеглов и другие.

УДК 378.(091)

И.Б. Фёдоров

**МГТУ им. Н.Э. БАУМАНА – НПО МАШИНОСТРОЕНИЯ:
ИНТЕГРАЦИЯ НАУКИ И ОБРАЗОВАНИЯ**

Отмечена историческая роль МГТУ им. Н.Э. Баумана и НПО машиностроения в развитии науки и техники, в укреплении обороноспособности России. Показано, что высокий уровень инженерной подготовки возможен только через науку. Эффективная форма интеграции образования и науки – филиалы кафедр и факультеты вуза на предприятиях. Инновации рассматриваются как инструмент использования потенциала учёных.

1. Университет и предприятие. Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана по праву называют жемчужиной российского инженерного образования, первой кузницей инженерных кадров России. История нашего университета, 175-летие которого мы в этом году отмечаем, – это история развития отечественной науки и техники, история научно-технического прогресса. За годы своего существования наш Университет выпустил 160-тысячную армию инженеров, создал немало других крупных университетов и научных центров. Среди воспитанников МГТУ известные государственные деятели, выдающиеся организаторы науки и промышленности, генеральные и главные конструкторы, известные всему миру ученые, космонавты.

Университет гордится успехами каждого своего воспитанника. Гордимся мы и великими достижениями надежного нашего партнёра в науке и в вопросах образования – ФГУП «НПО машиностроения», отмечающего в этом году своё 50-летие на реутовской земле. История этого замечательного предприятия, выдвинувшего нашу страну на передовые позиции в мире в области ракетно-космической техники, внёсшего решающий вклад в дело укрепления обороноспособности государства, неразрывно связана с МГТУ имени Н.Э. Баумана. Костяк кадрового состава «НПО машиностроения» – наши воспитанники.

Даже в самые трудные, критические годы нашей истории мы не только не утратили, а, напротив, усилили наши партнёрские связи, вывели их на новый уровень, создав при предприятии Аэрокосмический факультет с особой, наиболее эффективной формой обучения. Совместными усилиями мы обеспечиваем самый высокий уровень инженерной и научной подготовки, максимально адаптируя студентов к совре-

менным условиям и требованиям фирмы. Так уж совпало, что и наш факультет в этом году юбиляр – 20 лет тому назад в Реутове начал работать филиал вечернего отделения МВТУ им. Н.Э. Баумана, который через два года был реорганизован в дневной факультет.

2. Качество подготовки. Говоря о качестве инженерной подготовки, нельзя не сказать о том, что высокий уровень этой подготовки может быть достигнут только на основе глубокой, органичной связи с наукой, только при условии участия и студентов, и преподавателей в прикладных исследованиях и проектных работах по актуальной тематике промышленности. Регулярно проводимые нашими организациями совместные научно-технические конференции «Аэрокосмические технологии», наглядно показывают, что тот принцип подготовки, который вот уже более века назад создал и неизменно исповедует Бауманский университет, на Аэрокосмическом факультете активно применяется, развивается и даёт отличные результаты. Принцип этот, широко известный в мире как «русский метод подготовки инженеров», основан на оптимальном сочетании теоретического обучения и практики, фундаментальной подготовки и прикладных исследований. На нём, по существу, основана система обучения на Аэрокосмическом факультете.

Современный инженер – это и учёный, и менеджер, и конструктор, и технолог. Он должен обладать и глубокой профильной подготовкой, и фундаментальными знаниями. За счёт этой базы он должен быстро переучиваться для решения новых задач. Мы должны готовить инженеров, способных проектировать технику и технологии с максимальным опережением. Мы исходим из понимания того, что высокие технологии – это сплав фундаментальной науки и инженерного искусства. Достичь такого качества подготовки возможно только при условии рационального сочетания теоретической подготовки с практическими занятиями и научными исследованиями [1].

3. Образование через науку. Только что (19 мая) в МГТУ завершил работу международный научно-технический симпозиум «Образование через науку» с участием преподавателей и учёных нашего университета, других университетов России, ближнего и дальнего зарубежья. На нём были широко представлены и получили высокую оценку достижения «русской школы» инженерной подготовки, обсуждался также опыт наших коллег. Губернатор Московской области Б.В. Громов, обращаясь к участникам симпозиума, справедливо заметил, что в наши дни стратегия поступательного развития России предусматривает переход к экономике знаний, основанной на инновациях. Этот переход невозможен без инженерных кадров высокой квалификации, которые готовятся в МГТУ им. Н.Э. Баумана [2].

Нужно сказать, что сущность и значение «русского метода» не так очевидны, как иногда кажется. В Англии, например, на протяжении всей истории высшего образования, вплоть до 1960-ых годов, университеты препятствовали проникновению прикладных инженерных наук в учебные программы. Известен показательный пример неудачного опыта противоположного плана: университет Дж. Гопкинса в США. Этот университет был образован исключительно как научный центр, где учёные проводили фундаментальные исследования совместно с талантливой молодёжью, специально привлекавшейся для этой цели в университет. При этом предполагалось, что в процессе научных изысканий из них будут формироваться молодые специалисты. Но учёные университета не хотели и не могли поставить регулярный учебный процесс. Не обеспечивая выпуск высококвалифицированных специалистов, университет лишился финансовой поддержки промышленности. Лишь после этого он перестроил учебный процесс, приведя его к более рациональной форме.

4. Интеграция образования и науки. Научно-технический потенциал высшей школы велик. Он составляет более 50% научного потенциала всей страны. Однако эффективность его использования мала. Далеко не все преподаватели принимают участие в научной работе. Мы всегда исходили из принципа: полноценным преподавателем может быть только тот, кто сам ведёт научные исследования. Раньше на профилирующих кафедрах в проведении НИР участвовали практически 100% преподавателей и до 70% студентов старших курсов. В 1990-х годах из-за катастрофического уменьшения финансирования науки эта система во многом была разрушена. Участие преподавателей в контрактных работах снизилось до 20%, а студентов – практически до нуля. В последние годы финансирование хоздоговорных работ возросло, что позволило увеличить до 70% число участвующих в них преподавателей и до 25% – студентов. Этого, конечно, не достаточно. А бюджетное финансирование науки в вузах, к сожалению, остаётся низким и практически не увеличивается.

Если мы говорим о необходимости интеграции образования и науки, то должны признать, что каждое направление подготовки студентов нуждается хотя бы в минимальной поддержке наукой. Эта стабильная составляющая (базовое финансирование) может быть определена, как некоторое нормативное финансирование научных исследований по направлениям подготовки студентов.

К эффективным формам интеграции образования и науки относятся филиалы кафедр (или базовые кафедры) на предприятиях. К ним же относятся специальные факультеты, созданные, например в МГТУ

им. Н.Э. Баумана на предприятиях космической отрасли, имеющих очень мощный научный и инженерный потенциал. Таких факультетов у нас пять, включая Аэрокосмический факультет при НПО машиностроения. Предприятие создаёт у себя всё необходимое для обучения, включая лаборатории по общеуниверситетским курсам. За счёт того, что студенты весь день находятся на фирме, они имеют больше возможностей для научной работы, начинают жить интересами предприятия и большинство из них, как правило, остаются на нём работать.

5. Инновационный путь. Во всём мире развитые страны придают особое значение созданию и поддержке национальных инновационных систем, связывающих науку и бизнес и во многом определяющих конкурентоспособность страны на мировом рынке. И в России сейчас усилено внимание к инновациям как к инструменту более полного использования научно-технического потенциала учёных, коммерциализации научных разработок, реализации тезиса «экономика знаний». Нам есть, что предложить бизнесу, рынку. Каждый год мы получаем множество премий государственного уровня за свою научную продукцию. Но процесс продажи этой продукции идёт очень сложно. Дело тормозит отсутствие опыта, неурегулированность вопросов интеллектуальной собственности, отсутствие фондов предпродажной доводки продукции, неразвитость венчурных этапов коммерциализации, когда бизнес решает вложить существенные средства в производство, другие трудности, в том числе и психологического характера.

Существуют различные формы реализации инноваций – технопарки, инновационные инкубаторы. Технопарки обычно создаются при университетах по инициативе местных властей и бизнеса, имеют налоговые и таможенные льготы. Инновационные инкубаторы – эффективная форма «раскрутки» инноваций, когда некоторый фонд вносит стартовый капитал в научно-техническую разработку с обязательным условием дальнейшего образования малого предприятия. Так работает, например, известный фонд «Старт». В принципе это хорошая инновационная схема. Но её использование приводит к «вымыванию» наиболее способных молодых учёных из Университета. А ведь сегодня одна из самых острых проблем вузов – дефицит молодых кадров.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Фёдоров И.Б. Сохраняя и развивая традиции, двигаться вперёд. Выступления 1991 – 2006 гг. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. – 432 с.
2. Образование через науку. Тезисы докладов Международной конференции. Москва, 2005 г. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. – 674 с.

УДК 658

Г.А. Ефремов

**ПУТЬ НПО МАШИНОСТРОЕНИЯ К СОЗДАНИЮ
ВЕРТИКАЛЬНО-ИНТЕГРИРОВАННОЙ СТРУКТУРЫ**

Дан анализ развития НПО машиностроения и показаны предпосылки построения военно-промышленной корпорации. За 50 лет в Реутове создано крупнейшее ракетно-космическое предприятие, которое в кооперации с другими предприятиями обеспечило решение важнейших задач национального масштаба: перевооружение ВМФ ракетным оружием с крылатыми ракетами; защита интересов страны в космическом пространстве; достижение паритета с США в области стратегического оружия. Решать проблемы сохранения и развития научно-технического и кадрового потенциала предприятию эффективно помогает МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Научно-техническая конференция «Аэрокосмические технологии», которую мы традиционно проводим совместно с МГТУ им. Н.Э. Баумана, в этом году проходит накануне юбилейных дат в жизни двух наших организаций: 175-летия Университета и 50-летия пребывания НПО машиностроения в Реутове.

1. НПО машиностроения в Реутове. 8 августа 1955 года Совет Министров СССР принял постановление о передаче предприятию ОКБ-52 (Главный конструктор В.Н. Челомей) Реутовского механического завода (РМЗ). С этой даты идёт отсчёт времени пребывания НПО машиностроения на реутовской земле [1]. Площадь, занимаемая РМЗ, составляла 3,7 га. На ней размещались 3 небольших помещения: производство, склады, сараи. Водопровод и канализация отсутствовали. Город представлял собой, по-существу, хутор с 15 тыс. жителей.

За 50 прошедших лет проделана огромная и, главное, результативная работа. Здесь были созданы хорошо известные в мире комплексы оружия с крылатыми ракетами П-5, П-35, П-6, «Аметист», «Малахит», «Базальт», «Гранит» и унифицированной ПКР. Жизненная необходимость потребовала в 60 – 70 годы создания космических систем сугубо практической направленности для решения задач обеспечения целеуказания дальним сверхзвуковым крылатым ракетам. Коллектив первопроходцев решил эти задачи благодаря смелым прорывным подходам, таким, как построение многоспутниковых систем, применение однопунктового построения управления с Земли, передача информации непосредственно с космических аппаратов на носители ракет

(надводные корабли и подводные лодки). Сроки освоения новой техники были предельно короткими. Для оперативного вывода космических систем на орбиту потребовался ракетный комплекс с автоматизированным стартом. Таким комплексом стал первенец с универсальной баллистической ракетой УР-200.

Одновременно с выполнением работ по государственному заказу идет реконструкция и создание на базе РМЗ современного ракетного и ракетно-космического предприятия. Растет и коллектив. За период с 1955 по 1966 год он вырос в 20 раз – до 10 тысяч человек. Так в начале 60-х годов появилось мощное объединение ОКБ-52 с его филиалами. Вместе с нами трудились несколько сот коллективов смежников. Такая форма работы позволила решить поставленные перед головной организацией и кооперацией сложные масштабные задачи. В число этих задач входило не только перевооружение ВМФ ракетным оружием с крылатыми ракетами, но и информационное обеспечение, защита интересов страны в космическом пространстве.

Важнейшей задачей национального масштаба стало достижение паритета с США в области стратегического оружия. Созданная в объединении ОКБ-52 массовая ракета УР-100 с начала 70-х годов поддерживала стратегическое равновесие в мире, а сейчас, в группировке РВСН, модернизированные ракеты УР-100Н УТТХ служат главной гарантией неприкосновенности нашей Родины. Необходимо отметить, что работы по всем трем тематическим направлениям велись и реализовывались в единых подразделениях НПО машиностроения, что обеспечивало выработку нетрадиционных, рациональных, экономичных решений трудных задач, проводя синтез элементов систем в единое органичное целое.

2. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Вся история нашего предприятия, неразрывно связана с МГТУ. Здесь В.Н. Челомей основал кафедру «Аэрокосмические системы», на которой готовились и готовятся квалифицированные инженерные и научные кадры для предприятия. Здесь на вечернем факультете были сформированы реутовские группы студентов из числа работающих в НПО машиностроения молодёжи. Ровно двадцать лет тому назад, эти группы переведены в Реутово, где был создан филиал вечернего отделения МВТУ. В 1987 этот филиал был реорганизован в «Аэрокосмический» факультет с дневной формой обучения и переведён на площади предприятия. На факультете мы совместно с Университетом успешно готовим для предприятия элитных инженеров по актуальным для нас специальностям.

Предприятие высоко ценит поддержку МГТУ, его участие в простых наших делах. Мы благодарны ему за многолетнюю плодотворную

творную работу по обеспечению предприятия отличными кадрами инженеров и учёных, за наш Аэрокосмический факультет, за наши традиционные научно-технические конференции «Аэрокосмические технологии». Каждая такая конференция – это событие в творческой жизни предприятия. Значимость его с каждым годом возрастает. Если раньше они проводились в рамках факультета и предприятия, то теперь мы вышли на всероссийский и даже международный уровень. Конференции эти мы рассматриваем как смотр своих научных достижений, полигон для апробации идей, подходов, позиций. Особую роль эти конференции приобретут в новых условиях, связанных с созданием корпорации, с акционированием предприятия.

3. Акционирование. Сейчас нам предстоит большая и ответственная работа по подготовке и проведению преобразования ФГУП «НПО машиностроения» в открытое акционерное общество «Военно-промышленная корпорация «НПО машиностроения». В этой работе будут максимально задействованы все основные структуры и службы предприятия [2]. Преобразование это основывается на реформе государственной собственности, направленной на создание крупных интегрированных структур, способных выполнять важные для государства заказы и успешно конкурировать на внешнем рынке.

Ставится задача изменить организационно-правовую форму нашего предприятия. Государственное унитарное предприятие, хозяйственная деятельность которого в последние годы стала слишком зависимой от действий сонма чиновников, необходимо превратить в открытое акционерное общество, являющееся на начальном этапе фактически государственным, так как все 100% акций создаваемого акционерного общества будут находиться в руках государства.

При необходимости привлечения инвестиций под перспективные научные разработки и развитие производства, с разрешения государства часть акций со временем может быть продана потенциальным инвесторам при безусловном сохранении в собственности государства контрольного пакета акций, обеспечивающего необходимый уровень управления и государственного контроля в акционерном обществе.

4. Корпорация. Преобразование ФГУП «НПО машиностроения» в ОАО «ВПК «НПО машиностроения» – лишь первый этап по объединению основных предприятий научно-производственной кооперации в вертикально-интегрированную структуру – «Военно-промышленную корпорацию «НПО машиностроения». Опираясь на свои многолетние достижения головного разработчика и системного интегратора крупных научно-технических проектов, наше предпри-

ятие взяло на себя роль головной управляющей компании в акционерном объединении.

Для подготовки решения об условиях приватизации ФГУП «НПО машиностроения» потребуются в кратчайшие сроки провести работы, связанные с определением состава подлежащего и не подлежащего приватизации имущества, составлением промежуточного баланса и его аудитом, оформлением правоустанавливающих документов на земельные участки и по результатам этих работ составить передаточный акт. Предстоит также разработать Устав ОАО «ВПК «НПО машиностроения», подготовить и согласовать предложения по составу Совета директоров и ревизионной комиссии, определить размер уставного капитала, количество и номинальную стоимость акций. Одновременно будет проводиться реоформление действующих лицензий предприятия на открытое акционерное общество. Успешно завершить процедуру акционирования и провести государственную регистрацию открытого акционерного общества «Военно-промышленная корпорация «Научно-производственное объединение машиностроения» – приоритетная задача коллектива предприятия.

5. Заключение. Мы уверены в необходимости для России оборонной науки, оборонной промышленности. Для этого сохранили свой кадровый и научно-производственный потенциал. Мы должны сделать ВПК «НПО машиностроения» творчески мощным, организационно крепким и финансово устойчивым предприятием.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ефремов Г.А. 50 лет на реутовской земле. Газета «Трибуна ВПК». Изд-во ВПК «НПО машиностроения», № 1 (785), 23 сентября 2005.
2. Ефремов Г.А. Акционирование предприятия. Газета «Трибуна». Изд-во НПО машиностроения, № 14 (751), 25 марта 2005.

УДК 658.51

В.А. Бунак

**ОБЕСПЕЧЕНИЕ УСТОЙЧИВОГО
ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ПРЕДПРИЯТИЙ
АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ В СОВРЕМЕННЫХ
ЭКОНОМИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ**

В работе рассматриваются вопросы перспективного развития средств вооружения на предприятиях аэрокосмической отрасли в условиях ресурсных ограничений.

1. Введение. Основным предназначением военно-технической политики России на современном этапе является разработка и реализация мер по обеспечению национальной безопасности страны. В их числе следует рассматривать, в первую очередь, развитие оборонно-промышленного комплекса.

На обеспечение военно-технической деятельности предприятий ОПК в РФ влияют внешние и внутренние факторы. Внешние факторы, включая военно-техническое сотрудничество с другими государствами, позволяют укрепить стратегические позиции России и сохранить взаимовыгодную кооперацию с заинтересованными странами в разработке и производстве вооружения. Внутренние факторы, характеризуют производственно-экономическое состояние предприятий ОПК и содержание научно-производственных разработок образцов военной техники.

В настоящее время предприятия ОПК остро нуждаются в проведении масштабной реформы их научно-технической и производственно-экономической деятельности.

2. Направления развития. В силу сложившегося экономического положения и наметившегося научно-технического отставания от мирового уровня по ряду направлений, военно-техническая политика России, в части развития систем вооружения, может основываться: В период до 2008-2010 гг. – на модернизации комплексов вооружений и экспортировании их в развивающиеся страны. В период до 2012-2015 гг. – на перевооружении ВС РФ новыми средствами на базе структурной технологической перестройки промышленности при концентрации военного производства на предприятиях, обладающих передовыми технологиями, формировании государственных межотраслевых научно-производственных центров и интегрированных структур с различными формами деятельности при эффективном государственном контроле.

3. Ограничения. Разработка и производство образцов вооружений ограничены, в основном, разовым проведением отдельных НИОКР, оборонные предприятия АКО не имеют четкого представления о перспективах и условиях своей научно-технической и производственно-экономической деятельности.

В совокупности действующих здесь факторов и условий следует рассматривать: 1). Возрастающую сложность и стоимость разработок средств техники. 2). Отсутствие устойчивого инвестирования в проведение разработок. 3). Необходимость постоянного самоутверждения предприятия на рынке средств вооружений. 4). Высокую степень финансового риска при коммерческой основе разработок. 5). Необходимость обеспечения условий стратегического развития предприятия и военно-технического сотрудничества.

В условиях рыночной специфики работ многие традиционно решаемые проблемы формирования и реализации НИОКР, построения производственных систем в АКО должны быть переосмыслены и направлены на изменение методов решения основных организационно-технических и экономических задач, вопросов формирования конкурентных и инновационных стратегий, совершенствования научно-технической деятельности.

4. Направления исследований. Формирование основных направлений развития В и ВТ проводится при разработке Государственной программы, где в числе проводимых при этом, исследований рассматривается: 1). Обоснование основных видов вооружений и средств обеспечения их использования, особенности функционирования, уровни боевых и эксплуатационных характеристик, этапы разработки и производства. 2). Определение научно-технических и производственно-экономических проблем и формирование основных фундаментально-поисковых и прикладных исследований в области науки и технологий.

Особое внимание уделяется вопросу приоритетных направлений и обеспечению целостного развития системы вооружений и отдельных приоритетных технических систем.

5. Основные положения. Таким образом, стратегия структурного реформирования и развития ОПК и входящих в его состав интегрированных структур должна быть основана на реализации следующих основных положений: 1). Интеграция предприятий, объединяемых на основе решения единых научно-технических и производственных задач по созданию конечной продукции. 2). Реализация ГОЗ, планов военно-технического сотрудничества и федеральных целевых программ. 3). Обеспечение конкурентоспособности, сохранение, развитие

и реализация уникальной компетенции, научно-технического потенциала, возможностей создания высокотехнологичных образцов В и ВТ. 4). Повышение эффективности управления разработкам и производством средств техники.

Ключевым вопросом сохранения отечественного потенциала ОПК является реализация ВТС с иностранными государствами, основанного на следующих основополагающих принципах:

1). Сохранение приоритета национальных ценностей и научно-технических компетенций. 2). Недопущение нанесения стране экономического ущерба и снижения уровня национальной безопасности. 3). Соблюдение баланса политических, экономических и военных интересов субъектов РФ при осуществлении сотрудничества.

6. Реализация процесса ВТС. В настоящее время реализацию процесса ВТС, в соответствии с наделенными полномочиями, осуществляет государственный посредник – ФГУП «Рособоронэкспорт» и организации (предприятия), получившие право на осуществление внешнеэкономической деятельности с продукцией военного назначения собственного производства.

В соответствии со свидетельством Министерства внешних экономических связей РФ № 98004025 от 3 ноября 2000 ФГУП «НПО машиностроения» получило право осуществлять внешнеторговую деятельность в отношении продукции военного назначения сроком на 7 лет на основании Распоряжения Президента РФ от 9 августа 2000 № 339-рп.

7. Заключение. Для России ВТС с иностранными государствами является одним из основных приоритетов военно-технической политики государства. Оно позволяет повысить безопасность и обороноспособность страны, экономить расходы и сокращать время на разработку продукции военного назначения.

Так, успешно реализуемая программа совместной индийско-российской организации СП «БраМос» по разработке и производству ракетных комплексов позволила развернуть новые перспективные направления совместных работ при решении современных научных и промышленных задач в экономичном и взаимовыгодном режиме.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ильичев А. В. Начала системной безопасности – М.: Научный мир, 2003
2. Буренок В. М., Ляпунов В. М., Мудров В. И. Теория и практика планирования и управления развитием вооружения. М.: Изд-во «Вооружение. Политика. Конверсия», 2005

УДК 378

В.И. Мартынов

**СОВМЕСТНО СО СТУДЕНТАМИ МЫ
РАБОТАЕМ НАД ПРОБЛЕМАМИ ПРЕДПРИЯТИЯ**

Уважаемые коллеги, разрешите поздравить всех с открытием этого научно-технического форума. Присоединяясь к приветствиям и добрым пожеланиям Генерального директора Г.А. Ефремова, хочу подчеркнуть, что как Герберт Александрович, так и весь творческий коллектив нашего предприятия, придает работе факультета, научной деятельности сотрудников предприятия, преподавателей и студентов чрезвычайно большое значение.

Этот год и эта конференция связаны со славными датами в истории МГТУ имени Н.Э. Баумана и нашего предприятия. Конференцию можно считать пороговой: завершается акционирование предприятия. Со следующего года у нас будет акционерное общество – «Военно-промышленная корпорация «НПО машиностроения». Она распространит зону своего влияния на шесть федеральных округов, где находятся входящие в акционерное общество одиннадцать предприятий. Возможно, что следующие конференции будут постепенно охватывать уже и эти предприятия с их научной тематикой – тематикой высоких технологий, тематикой производства вооружений и военной техники. Эта конференция – важный итог предыдущей работы и старт для нового качества.

Большое значение этой конференции в том, что здесь выступают как заслуженные ученые и инженеры, так и студенты. Выступают участники с разным опытом, с разными знаниями. Но все они – коллеги. Это то, что принципиально отличает систему обучения на Аэрокосмическом факультете от других систем обучения. Здесь с первых же дней учебы мы совместно со студентами работаем над проблемами, которые решаются в НПО машиностроения. Это способствует их инженерному и научному росту. Поэтому на Аэрокосмическом факультете получают очень высокую квалификацию. Востребованность выпускаемых Аэрокосмическим факультетом специалистов чрезвычайно высока. Поэтому в НПО машиностроения по сравнению с другими предприятиями, имеющими аналогичные факультеты, самый высокий процент выпускников, которые остаются после окончания факультета, закрепляются на предприятии, успешно работают и быстро делают свою профессиональную карьеру.

УДК 378

А.А. Дергачев

**УЧАСТИЕ СТУДЕНТОВ – ВАЖНАЯ ОСОБЕННОСТЬ
КОНФЕРЕНЦИИ «АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ ТЕХНОЛОГИИ»**

Всем участникам II Всероссийской научно-технической конференции «Аэрокосмические технологии» хочу пожелать больших успехов в их творческой работе и на нашей конференции.

Программа конференции насыщена интересными докладами. Они охватывают широкий спектр актуальных проблем, которые активно разрабатываются на нашем предприятии и в МГТУ им. Н.Э. Баумана. Хочу отметить важную особенность этой конференции: наряду с маститыми учеными в ней предусматриваются выступления и студентов. Такое обычно бывает редко, но для Аэрокосмического факультета это – традиция. Среди докладчиков, если судить по программе работы секций, 11 докторов наук и 23 кандидата наук. Весьма солидный состав. А студентов и аспирантов – 21. Это очень правильно важно.

Во-первых, студентам есть что показать: ведь они работают в научных и проектных подразделениях предприятия, где под руководством опытейших специалистов решаются актуальные задачи теории и практики ракетно-космической техники. При этом студентам часто поручаются очень ответственные задачи. И надо сказать, что их решения бывают порой весьма неожиданными и оригинальными.

Во-вторых, студентам интересно узнать мнения опытных специалистов и учёных о своей работе, получить совет, подсказку или справедливую критику. Очень большое значение имеет участие студентов в заседаниях, где выступают с докладами другие студенты или их научные руководители, преподаватели. В этих условиях студентам легче вступить в диалог с докладчиком, проще задать вопрос или высказать своё мнение. Всё это способствует формированию студента как специалиста, помогает ему сориентироваться в море научных направлений, помогает найти своё место на предприятии, где бы ему было интересно работать.

А руководителям подразделений участие студентов позволяет лучше узнать их, возможно как своих будущих сотрудников, позволяет лучше понять их интеллектуальный уровень, их творческие способности. Некоторые научные сотрудники предприятия на таких конференциях удачно пополняют ряды своей научной школы.

Одним словом, участие в конференции наряду со специалистами и учёными студентов чрезвычайно полезно, особенно в тех условиях, в которых работает наш Аэрокосмический факультет.

УДК 378.096

Р.П. Симоньянц

АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ФАКУЛЬТЕТ ГОТОВИТ ЭЛИТНЫЕ КАДРЫ ДЛЯ «НПО МАШИНОСТРОЕНИЯ»

Кратко анализируется деятельность Аэрокосмического факультета МГТУ им. Н.Э. Баумана при НПО машиностроения с 1985 г. Приводятся количественные и качественные показатели результатов деятельности факультета, подтверждающие высокую эффективность разработанной и внедрённой здесь технологии подготовки.

1. История факультета начинает отсчёт с 1985 года, когда в Реутове начал функционировать филиал вечернего отделения Московского высшего технического училища им. Н.Э. Баумана. (МВТУ, ныне МГТУ) Директором филиала был назначен автор этих строк. Разместился филиал на учебно-лабораторной базе только что построенного предприятием здания СПТУ-90 на Юбилейном проспекте. А до того времени, с 1962 по 1985, в основном здании МВТУ, в структуре вечернего факультета существовали «реутовские группы». В них осуществлялась подготовка без отрыва от производства молодёжи, работавшей в ЦКБМ (НПО машиностроения).

В 1987 году в МВТУ от вечерней формы обучения отказались. Причин было несколько. Из них две – главные. Первая: возникли серьёзные трудности с набором работающей молодёжи на первый курс. Вторая: качество вечерней подготовки не удовлетворяло высоким требованиям ракетно-космической промышленности. При активной поддержке генерального директора предприятия Г.А. Ефремова Реутовский филиал был реорганизован в дневной факультет при НПО машиностроения и переселён на территорию базового предприятия. Ныне факультет называется «Аэрокосмический».

За минувшие 20 лет здесь была создана уникальная технология подготовки инженерных кадров. Ею предусматривается органичное сочетание теоретического обучения студентов с непрерывной научно-производственной практикой в проектно-конструкторских и научно-исследовательских подразделениях. Реализация этой технологии даёт великолепные результаты. Кадровый состав предприятия регулярно пополняется десятками отлично подготовленных инженеров, адаптированных к реальным условиям деятельности предприятия, стремящихся и способных продолжать традиции старшего поколения.

2. Результаты деятельности факультета. По состоянию на 20.05.2005 на предприятии работает 120 выпускников факультета. Среди них – выпускники всех 14 выпусков. Самым результативным был выпуск 2003 года: из 64 выпускников работают 26 человек (40,6%). Из 254 инженеров, которых факультет выпустил за 4 года (2000 – 2004) на предприятии работают 79 (31%). Анализ трудоустройства на предприятия ОПК выпускников технических вузов говорит, что нами достигнуты превосходные результаты.

Как бы ни были важны количественные показатели, качество подготовки специалистов всегда было и будет наиважнейшим фактором. Нет необходимости доказывать, что один хорошо подготовленный специалист приносит больше пользы, чем десять плохо подготовленных. Именно этим объясняется наша неустанная, непримиримая борьба за высокое качество подготовки наших студентов. Вот почему с такой тщательностью мы изучаем не только научно-производственную деятельность студентов, но и поствузовскую судьбу своих воспитанников. Главное внимание, конечно, уделяем выпускникам, работающим на нашем предприятии.

3. Качество подготовки. Самой объективной и убедительной оценкой качества подготовки на Аэрокосмическом факультете будет перечень его выпускников, добившихся определённых успехов в своей профессиональной деятельности на предприятии. Правильно полагать, что назначить руководителем творческого коллектива в научно-производственной организации мирового уровня могут лишь такого специалиста, который своим трудом, своими знаниями доказал высокий уровень университетской подготовки. Поэтому мерой успешности условно можно считать уровень роста служебной карьеры. Тогда дадим следующую оценку качества подготовки. Из 120 работающих на предприятии выпускников 35 занимают руководящие должности в проектно-исследовательских подразделениях – от начальника группы до заместителя генерального директора.

Вот далеко не полный список (по состоянию на 20.05.2005 с указанием в скобках года выпуска):

Главный конструктор по направлению, зам. генерального директора Горяев Андрей Николаевич (1998). Главный ведущий конструктор, директор Объединенной дирекции космических аппаратов Зайцев Сергей Эдуардович (2000). Директор комплекса Сычев Сергей Валентинович (1991). Первый зам. начальника отделения Измалкин Олег Сергеевич (1993). Начальник комплекса Бибер Сергей Владимирович (2001). Помощник начальника ЦКБМ Бибер Александр Владимирович (1998). Зам. начальника комплекса Числов Сергей Валерьевич (1996).

Заместители начальников отделений Савосин Геннадий Валерьевич (1998), Назаренко Вадим Вадимович (1998).

Начальники отделов: Белоусов Иван Владимирович (2000), Будыка Сергей Михайлович (1998), Карюков Виталий Иванович (2001), Криштопа Александр Александрович (2001), Лукьянов Сергей Львович (2002), Матросов Андрей Викторович (1997). Начальник цеха Паллий Виктор Иванович (1995). Начальник центра управления производством Камша Константин Николаевич (2000).

В должностях начальников научно-исследовательских или проектных секторов и групп, заместителей начальников отделов трудятся выпускники АКФ: Антяшов Василий Алексеевич (2001). Вартанов Тигран Рафаэли (1998). Васильев Андрей Игоревич (1998). Голдобин Дмитрий Владимирович (1996). Изотова Светлана Геннадьевна (2003). Колготин Алексей Викторович (2000). Колгушкина Ирина Викторовна (2000). Коростылев Андрей Васильевич (2001). Курбаков Алексей Анатольевич (1995). Левченко Денис Александрович (2001). Лемдянов Павел Владимирович (1998). Маврин Дмитрий Александрович (1993). Милюченко Сергей Георгиевич (1997). Сотников Павел Владимирович (2003). Попов Павел Валерьевич (2001). Изотова Светлана Геннадиевна (2003). Сагомонов Дарюс Сергеевич (1999). Филимонов Александр Борисович (1995). Червинский Тарас Иванович (1991) и ряд других.

4. Научная карьера. Другой показатель качества подготовки специалистов на Аэрокосмическом факультете – рост научной квалификации выпускников. Защитили кандидатские диссертации: Белоусов И.В., Дерезовский Д.В., Колготин А.В.. В 2005 подготовили к защите (защитили несколько позже, в 2005 – 2007 гг.) Асатуров С.М., Забарко Д.А., Сысенко В.А., Сысенко Д.В., Чемякин Э.В. Многие выпускники факультета готовят диссертации в аспирантуре МГТУ и предприятия.

5. Заключение. Аэрокосмический факультет МГТУ им. Н.Э. Баумана осуществляет высокоэффективную подготовку инженерных и научных кадров для базового предприятия – НПО машиностроения.

Участники конференции аплодисментами приветствовали присутствующих на заседании выпускников Аэрокосмического факультета – сотрудников предприятия. Среди них Г.В. Савосин, А.В. Матросов, К.Н. Камша, Д.А. Левченко, Д.С. Сагомонов, П.В. Попов, Д.А. Рябов, Д.В. Антонец, А.О. Дегтярев, А.В. Алексеева, А.А. Гассельблат, В.Е. Титов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Симоньянц Р.П. Образовательные технологии с погружением в научно-инженерную среду. Образование через науку. Тезисы докладов Международной конференции. Москва, 2005 г. – М.: МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2005. – с. 19-20.

ПРИКЛАДНЫЕ ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ. МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ

УДК 536

Е. Г. Ватолина, В.В. Горский

АНАЛИЗ ПОГРЕШНОСТЕЙ, ВНОСИМЫХ В РАСЧЕТ КОНВЕКТИВНОГО ТЕПЛООБМЕНА НА ПОВЕРХНОСТИ ЗАТУПЛЕННЫХ ТЕЛ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ДВУМЕРНОГО ПОДХОДА

Сопоставлены результаты, полученные в трехмерной и двумерной постановке. Выделен диапазон определяющих параметров, где двумерный подход обеспечивает приемлемую для практики точность счета.

1. Введение. Решение задачи конвективного теплообмена в трехмерной постановке для тел произвольного очертания характеризуется значительной трудоемкостью и обусловленными этим обстоятельством большими временными затратами.

Широкое распространение на практике получили упрощенные методы решения задач конвективного теплообмена. Одним из таких подходов является использование двумерного приближения, когда каждому расчетному узлу на поверхности тела ставится в соответствие локальное тело, обтекаемое под нулевым углом атаки.

Целью данной работы является сопоставление результатов, полученных в трехмерной и двумерной постановке, выделение диапазона определяющих параметров, где двумерный подход обеспечивает приемлемую для практики точность счета.

1. Методы расчета. Двумерный расчет тепловой нагрузки, проводимой к поверхности, проводился с использованием метода эффективной длины В.С. Авдеевского [1] с учетом поправок на переменность давления по образующей тела, на эффект завихренности, на энтальпийный фактор. В частности, учитывается эффект завихренности течения газа в пограничном слое методом среднемассовых величин В.В. Лунева [2] в сочетании с универсальными базами данных по этому эффекту, составленными по результатам расчетно-теоретических исследований, опубликованных в работах [3, 4].

Использование метода эффективной длины для двумерных задач конвективного теплообмена показало его высокую точность.

Трехмерный расчет конвективного теплообмена проводился с использованием метода, разработанного в ЦНИИМАШ в рамках трехмерных уравнений пограничного слоя.

3. Сопоставление результатов расчета конвективного теплообмена в двумерной и трехмерной постановке проводилось для затупленного конуса с углом полураствора 10 градусов, обтекаемого равновесным воздухом с числами Маха, равными 2, 6, 10, 15 и 25, под углами атаки 0, 5 и 10 градусов в диапазоне изменения высот от 0 до 60 км.

Выполнены расчеты числа Стантона на поверхности затупленного конуса. Результаты приведены на рисунках 1 и 2. Обтекание осуществляется равновесным потоком с числом Маха 25 под углом атаки 10 градусов на высоте 40 км для ламинарного и турбулентного режимов течения. Неучет эффекта растекания в двумерной постановке на наветренной образующей приводит к занижению числа Стантона до 30%. Это находится в полном соответствии с литературными данными. На подветренной образующей наблюдается в целом высокая точность расчета. В том случае, когда расхождение заметно, результаты двумерного расчета завышены.

Из приведенного примера видно, что двумерный подход обладает более высокой точностью для турбулентного режима течения. В целом двумерный подход обеспечивает приемлемую с точки зрения практики точность расчета конвективного теплообмена.

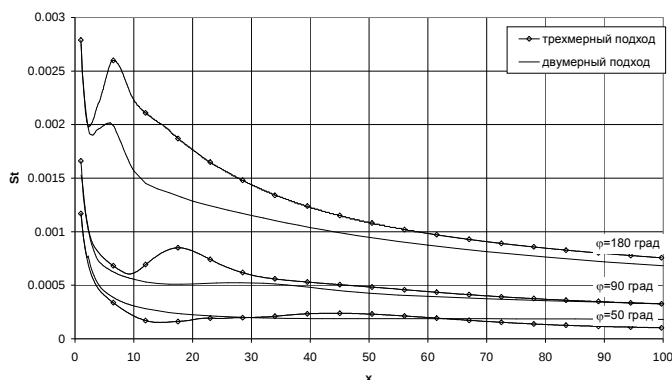


Рис. 1 Зависимость числа Стантона в ламинарном пограничном слое на боковой поверхности конуса от линейной координаты при $M=25$ $\alpha = 10^\circ$ $H=40$ км (с учетом завихренности).

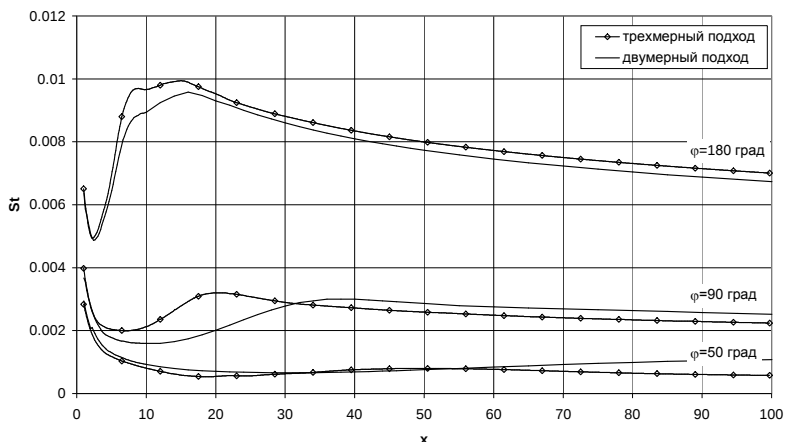


Рис. 2 Зависимость числа Стантона в турбулентном пограничном слое на боковой поверхности конуса от линейной координаты при $M=25$ $\alpha=10^\circ$ $H=40$ км (с учетом завихренности)

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Методы расчета теплообмена на поверхности летательных аппаратов при двумерном и пространственном обтекании: Руководство для конструкторов/Под редакцией В.С.Авдуевского и Б.А.Землянского. – Том I. – ГОНТИ №1, 1985. – 267с.
2. Лунев В.В. Метод среднемассовых величин для пограничного слоя с поперечной неоднородностью.– Изв. АН СССР, МЖГ, 1967, № 1
3. Лебедев М. Г., Пчелкина Л.В., Сандомирская И.Д. Сверхзвуковое обтекание плоских затупленных тел. – М., МГУ, 1974. –237с.
4. Дьяконов Ю. Н., Пчелкина Л.В., Сандомирская И.Д. Сверхзвуковое обтекание затупленных тел. – М., МГУ, 1971. –406с.

УДК 517.947.44

А.В. Березовский, О.Н. Тушев

ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТЬ СОБСТВЕННЫХ ЧАСТОТ И ФОРМ КОЛЕБАНИЙ КОНСТРУКЦИИ К ВАРИАЦИЯМ ЕЁ ПАРАМЕТРОВ

Предлагается методика определения параметрической чувствительности собственных частот и форм колебаний конструкций, применяемая к решению задач оптимизации динамических систем, идентификации конечно-элементной модели по результатам натурных испытаний, а также для обоснования допусков на коэффициенты упругой динамической схемы

1. Постановка вопроса. В настоящее время задача параметрической чувствительности собственных частот и форм в теоретическом отношении хорошо проработана; имеется много публикаций на эту тему, например [1,2,3]. Вместе с тем, некоторые аспекты её решения недостаточно ясны с точки зрения практического использования.

Целью настоящей работы является получение удобных для численной реализации соотношений, позволяющих определить коэффициенты чувствительности к параметрам стандартных элементов (балочных, оболочечных, твердотельных и др.), из которых на основе существующих пакетов конечно-элементного моделирования Ansys, Nastran, формируется модель конструкции летательного аппарата.

2. Построение решения. Решение ищется на основе обобщенной задачи на собственные значения

$$C(b)X_k = \lambda_k M(b)X_k, \quad (1)$$

где $C(b), M(b)$ – симметричные матрицы жесткости и масс;

$b = (b_1, b_2, \dots, b_m)^T$ – вектор параметров конструкции;

$X_k, \lambda_k (k = 1, 2, \dots, n)$ – собственные вектора и собственные значения. Считается, что X_k / k ортонормированны.

$$(X_k, MX_s) = \begin{cases} 0 & \text{при } k \neq s \\ 1 & \text{при } k = s \end{cases} \quad (2)$$

Дифференцирование по b_j и ряд других преобразований на основе условия нормировки (2) позволили получить функции чувствительности λ_k первого порядка ($u_j^{(k)}$)

$$u_j^{(k)} = ((\frac{\partial C}{\partial b_j} - \lambda_k \frac{\partial M}{\partial b_j}) X_k, X_k) \quad (3)$$

и неполную систему уравнений для определения вектора чувствительности X_k по b_j ($Q_j^{(k)}$).

$$(Q_j^{(k)}, MX_s) = \gamma_{js}^{(k)}, \quad (4)$$

$$\text{где } \gamma_{js}^{(k)} = [((\frac{\partial C}{\partial b_j} - \lambda_k \frac{\partial M}{\partial b_j}) X_k, X_s)] / (\lambda_k - \lambda_s), \quad (5)$$

$$(s = 1, 2, \dots, n; s \neq k)$$

Затем решение представляется в виде разложения по ортогональному базису X_k

$$Q_j^{(k)} = \sum_{p=1}^n \varphi_{jp}^{(k)} X_p, \quad (6)$$

где $\varphi_{jp}^{(k)}$ – скалярные коэффициенты, которые определяются следующим образом

$$\varphi_{js}^{(k)} = \gamma_{js}^{(k)} \text{ } / k \neq s. \quad (7)$$

Дифференцирование условия нормировки (2) по b_j при $k = s$ дает возможность получить недостающий коэффициент $\varphi_{jk}^{(k)}$

$$\gamma_{jk}^{(k)} = \frac{1}{2} (X_k, \frac{\partial M}{\partial b_j} X_k) \quad (8)$$

Можно показать, что для вектора чувствительности ($Q_j^{(k)}$), найденного в виде разложения (6) по базису из собственных векторов, тождественно выполняются все соотношения, полученные при дифференцировании условий нормировки (2) и представленных ниже

$$(X_k, CX_s) = \begin{cases} 0 & \text{при } k \neq s \\ \lambda_k & \text{при } k = s \end{cases}. \quad (9)$$

Как известно, при решении практических задач, обычно требуется определение только нескольких собственных частот и форм из всей совокупности n . При этом для обеспечения достаточной точности

вычисления $Q_j^{(k)}$ по формуле учет относительно небольшого количества членов суммы, которое определяется в процессе решения задачи.

Аналогично получены функции чувствительности и второго порядка. Так, например, функции чувствительности λ_k второго порядка ($v_{ij}^{(k)}$) выражены через вторые производные матриц масс и жесткости по параметрам и функции чувствительности первого рода

$$v_{ij}^{(k)} = ((\frac{\partial^2 C}{\partial b_i \partial b_j} - \lambda_k \frac{\partial^2 M}{\partial b_i \partial b_j}) X_k, X_k) + 2u_i^{(k)} \gamma_{jk}^{(k)} + 2u_j^{(k)} \gamma_{ik}^{(k)} + \\ + \sum_{s=1}^n (\lambda_k - \lambda_s) [(\gamma_{is}^{(k)})^2 + (\gamma_{js}^{(k)})^2] \quad (10)$$

3. Выводы. Приведенная методика определения параметрической чувствительности собственных частот и форм колебаний конструкций применима к задачам оптимизации динамических систем, идентификации конечно-элементной модели по результатам натурных испытаний, а также для обоснования допусков на коэффициенты упругой динамической схемы (УДС).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гельфанд И.М. Лекции по линейной алгебре.// М: Добросвет МЦНМО. 1998 – 320 с.
2. Розенвассер Е.Н., Юсупов Р.М.. Чувствительность систем управления.// М: Наука, 1981 – 464 с.
3. Хог Э., Чой К., Комков В. Анализ чувствительности при проектировании конструкций.// М: Мир. 1988 – 428 с.

УДК 517.947.44

А.Ю.Бушуев, Л.В.Мелкумян

СПОСОБ ПОСТРОЕНИЯ ФУНКЦИИ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ В ЗАДАЧЕ ОПТИМИЗАЦИИ УПРУГИХ КОНСТРУКЦИЙ

На основе теории возмущений и сопряженных функций [4] разработана методика построения функции чувствительности для решения задачи оптимального проектирования упругих конструкций. На конкретном примере реализован алгоритм метода.

1. Введение. Одним из эффективных подходов, развиваемых в последние годы в области проектирования конструкций, является анализ чувствительности. Так называется задача определения производных (функций чувствительности (ФЧ)) от целевой функции и функций ограничений, входящих в задачу оптимизации конструкции. Информация о функции чувствительности используется для построения итерационных процедур решения проектных задач. Так в работах [1],[2] приводятся аналитические и численные методы определения ФЧ для некоторых статических и динамических задач проектирования механических конструкций. В работе [3] предлагается метод решения задачи проектирования многослойной теплозащитной конструкции.

Целью данной работы является построение функции чувствительности для решения задачи оптимального проектирования упругих конструкций. Отличительной особенностью предлагаемого способа является использование теории возмущений и сопряженных функций [4]. Такой подход представляется перспективным с точки зрения возможности применения в сложных нелинейных задачах.

2. Постановка задачи. Рассмотрим упругую конструкцию в виде консольно закрепленного стержня (в точке $x=0$), совершающего свободные поперечные колебания. В качестве целевого функционала выберем первую собственную частоту колебаний p , в качестве «управления» - площадь поперечного сечения $S(x)$.

При ряде допущений [5] дифференциальные уравнения форм поперечных колебаний стержня имеют вид:

$$\frac{df_1}{dx} = f_2, \quad \frac{df_2}{dx} = \frac{-f_3}{EJ(x)}, \quad \frac{df_3}{dx} = f_4, \quad \frac{df_4}{dx} = -S(x)\rho p^2 f_1 \quad (1)$$

или в операторной форме:

$$Af = 0. \quad (2)$$

Здесь $f_1 = v$ – поперечные смещения стержня; $J(x)$ – момент инерции сечений относительно оси, перпендикулярной плоскости изгиба; ρ, E – плотность и модуль упругости Юнга материала стержня; l – его длина; $f_2 = \frac{dv}{dx}$ – угол поворота сечения стержня; $f_3 = -EJ(x)\frac{d^2v}{dx^2}$ – изгибающий момент; $f_4 = -\frac{d}{dx}\left(EJ(x)\frac{d^2v}{dx^2}\right)$ – поперечная сила. Граничные условия: $f_1(0) = f_2(0) = 0$; $f_3(l) = f_4(l) = 0$.

Требуется выбрать закон изменения площади сечения стержня $S(x)$ по его длине из условия максимума частоты p при заданном объеме.

3. Построение ФЧ и решение задачи оптимизации. В соответствии с теорией возмущений [4] уравнение возмущенной системы: $\tilde{A}\tilde{f} = 0$. Возмущение производится путем изменения сечения стержня на $\delta S(x)$, причем $\tilde{A} = A + \delta A$. Тогда $(A + \delta A)\tilde{f} = A\tilde{f} + \delta A\tilde{f} = 0$. Умножив скалярно на сопряженную функцию $\tilde{f}^*$ последнее равенство и воспользовавшись тождеством Лагранжа, получим:

$$\left\langle \tilde{f}^*, \delta A \tilde{f} \right\rangle = 0 \quad (3).$$

В случае малых возмущений $\tilde{f} \approx f$. Учитывая, что в (2) оператор A – самосопряженный, имеем: $f_1^* = f_4$; $f_2^* = -f_3$; $f_3^* = f_2$; $f_4^* = -f_1$. Тогда из (3) определяем выражение для функции чувствительности:

$$\phi_s^p = \frac{\delta p}{\delta S(x)} \Big|_x = \frac{1}{pJ(x)} \frac{\delta J(x)}{\delta S(x)} (f_3)^2 + \rho p (f_1)^2$$

Для изопериметрической задачи нахождения максимума частоты p при постоянном объеме V имеем: $\delta p + \lambda \delta V = 0$, где λ – множитель Лагранжа. Отсюда :

$$\int_0^l \left(\frac{\delta p}{\delta S} + \lambda \right) \delta S dx = 0$$

и в силу произвольности $\delta S(x)$ следует условие оптимальности $\phi_s^p = \frac{\delta p}{\delta S(x)} = \text{const}$, которое использовано в итерационном алгоритме оптимизации конструкции.

Реализован алгоритм метода на следующем примере. Рассмотрим консольно закрепленный стержень длины $l = 9.6$ м, постоянной

ширины $b=0.2\text{ м}$, с начальным распределением высот по 15 участкам разбиения $h_k = 0.2\text{ м}$ ($k=1..15$); $\rho = 1500 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$, $E = 1.372 \cdot 10^{11} \text{ Па}$.

Решение задачи расчета колебаний выполнялось методом конечных элементов. Результаты оптимального распределения материала по длине стержня представлены на рис. 1. При этом достигнута частота колебаний основного тона $p = 78 \text{ Гц}$.

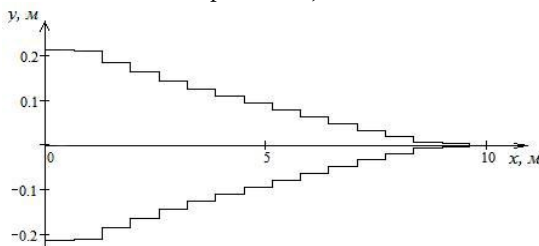


Рис. 1

Для подтверждения работоспособности алгоритма данная задача также решалась известным методом прямого поиска Хука-Дживса. Количество итераций в алгоритме, использующем ФЧ, оказалось в четыре раза меньше при той же точности.

4. Выводы. Разработан способ построения функции чувствительности для решения задачи оптимального проектирования упругих конструкций. На конкретном примере реализован алгоритм метода, подтверждена его работоспособность и высокая эффективность.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Adelman Н.М., Haftka R.T. Sensitivity Analysis of Discrete Structural Systems//AIAA j. 1986, v.24, № 5, p. 823-832.
2. Э. Хог, К. Чой, В. Комков. Анализ чувствительности при проектировании конструкций // М.: Мир, 1988.
3. Бушуев А.Ю., Горский В.В. Применение аппарата функций чувствительности и двухконтурного алгоритма в задачах синтеза многослойных конструкций // Инженерно-физический журнал, 2000, т. 73, № 1, стр. 155-159.
4. Марчук Г.И. Методы вычислительной математики// М.: Наука, 1988.
5. Гринев В.Б., Филиппов А.П. Оптимальное проектирование конструкций, имеющих заданные собственные частоты// Прикладная механика, 1971 т.7 вып. 10, АН УССР.

УДК 534.1:629.7

С.В. Аринчев

УПРУГИЕ КОЛЕБАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С СИЛОВЫМ ГИРОСКОПИЧЕСКИМ ЭЛЕМЕНТОМ

Рассматриваются колебания упругой конструкции крылатого летательного аппарата с газотурбинным двигателем. Масса двигателя летательного аппарата составляет несколько сотен килограммов, а угловая скорость собственного вращения турбо-компрессорного агрегата превышает 10000 об/мин. Вращение ротора может оказать существенное влияние на динамику конструкции. Гироскопические моменты, действующие со стороны двигателя на опору, являются значительными. Кроме того, колебания конструкции становятся пространственными, формы свободных колебаний приобретают комплексный характер, вследствие парного взаимодействия степеней свободы имеет место т. наз гироскопический эффект. Указанные особенности проявляются и в других задачах анализа колебаний упругих конструкций с силовыми гироскопическими элементами.

Доклад состоит из трех частей. В первой части рассмотрена элементарная гироскопическая система с двумя степенями свободы. Показано, что гироскопический эффект представляет собой расщепление кратной частоты колебаний с увеличением угловой скорости собственного вращения ротора, формы колебаний являются комплексными.

Во второй части доклада рассмотрена трехроторная система с несколькими степенями свободы. Жесткостные свойства системы в разных плоскостях вибраций одинаковы. Рассмотрены особенности гироскопического эффекта в системах с несколькими степенями свободы. Пространственный характер колебаний проявляется как прецессирование плоскости вибраций расчетных точек.

В третьей части доклада рассмотрены колебания балочной модели крылатого летательного аппарата с газотурбинным двигателем. Под действием гироскопических моментов колебания происходят совместно в плоскости тангажа и плоскости курса. Имеет место гироскопический эффект. Формы колебаний оказываются комплексными. С увеличением угловой скорости собственного вращения ротора формы колебаний модели утрачивают узлы. Рассмотрена реакция модели на внешний импульс. Проведен анализ чувствительности ее колебаний к вариациям массовых и жесткостных характеристик. Исследовано изменение иерархии влияния вариаций с увеличением угловой скорости собственного вращения ротора.

УДК 620.18

Т.А. Чернышова, В.Г. Ральченко,
Е.Е. Ашкинази, С.В. Уваров, И.Е. Калашников,
Л.К. Болотова, Л.И. Кобелева

**АЛЮМОМАТРИЧНЫЕ КОМПОЗИЦИОННЫЕ
МАТЕРИАЛЫ С НАНОРАЗМЕРНЫМИ
МОДИФИКАТОРАМИ: СТРУКТУРА И
ТРИБОЛОГИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА**

Рассматривается проблема синтеза композиционных материалов путем целенаправленного регулирования их свойств. Представлены результаты исследований при осуществлении полиармирования матриц наноразмерными наполнителями.

1. Введение. Композиционные материалы (КМ) на базе металлических матриц – принципиально новый класс гетерофазных конструктивных материалов для объектов современной техники – ракетно-космического и авиационного комплексов, машиностроения, энергетики, производств по добыче и транспортировке нефти, газа и пр.

Сочетание в одном КМ компонентов с различными физическими и химическими свойствами, соотношение которых определяется функциональным назначением изделий, позволяет ожидать существенного расширения диапазона температур эксплуатации, получения уникальных удельных характеристик прочности и жесткости и других специальных свойств [1].

Однако реально достижимый уровень свойств КМ, как правило, оказывается значительно ниже теоретически предсказанного, что объясняется несовершенством методов синтеза КМ, не позволяющих полностью реализовать свойства исходных компонентов. Преодолеть этот недостаток можно за счет выбора состава матричных сплавов, вида, фракционного состава и объемного содержания наполнителей, вариантов обработки компонентов перед их совмещением, технологических вариантов и режимов совмещения и последующей обработки.

2. Нанотехнологии армирования. Большие резервы в целенаправленном регулировании свойств КМ открываются при осуществлении полиармирования матриц наполнителями различной природы и размеров, в том числе *нанокристаллическими*, или формировании *наноразмерных* наполнителей непосредственно в процессах изготовления КМ в результате реакций между исходными компонентами, получивших название *in-situ*, или реакционного литья.

Полученные реакционным литьем КМ имеют максимальный уровень связи по поверхностям раздела, обусловленный малым решеточным несоответствием фаз и наличием полукогерентных межфазных границ, термическую стабильность, лучшее распределение и дисперсность армирующих фаз.

Известно, что экзотермические реакции, происходящие при синтезировании новых фаз в процессах реакционного литья, улучшают смачивание и тем самым позволяют повысить концентрации армирующих наполнителей в КМ.

Опробованы следующие варианты введения в КМ наноразмерных наполнителей: 1). Механическое замешивание в алюминиевые расплавы порошков TiC с карбонильными покрытиями Fe, Ni, Mo вместе с наноразмерными тугоплавкими наполнителями - алмазами (менее 50 нм) SiO₂ и Al₂O₃ (менее 30 нм). 2). Замешивание в расплавы композиционных порошков, полученных методом механического легирования Al-гранул с участием наночастиц. 3). Пропитка расплавами композиционных преформ, в состав которых входят наноразмерные или аморфные порошки Al₂O₃, SiO₂, TiO₂, B, алмаза. 4) Реакционное литье, при котором наноразмерные наполнители формируются непосредственно в процессе изготовления КМ в результате экзотермических реакций in-situ между исходными компонентами (алюминиевыми расплавами и порошками Ti, Ni, TiO₂, B).

В качестве матриц опробованы силумины эвтектического состава или близкие к ним, легированные медью, никелем, магнием, марганцем, титаном (АЛ2, АЛ25, АЛ30 по ГОСТ 1583-93). Для изготовления высокопрочных КМ применены термически упрочняемые алюминиевые сплавы (Д16, В124). Лабораторные исследования выполнены на матрице из алюминия А99 (ГОСТ 11069-74) и сплава АМг1 (ГОСТ 4784-65).

Предварительная обработка армирующих наполнителей заключалась в прокаливании при температуре 600 - 650°C в течение 1,5 - 2 часов с целью удаления адсорбированных примесей с поверхности частиц и их активации. Перед компактированием в преформы производили механическую активацию исходных компонентов – порошков никеля или титана и нанопорошков в атриторе в течение 1,5 – 2,0 часов. Для приготовления механически легированных порошковых смесей на базе Al-гранул применяли массообменный аппарат ЛИВ-05ЭО.

3. Анализ результатов. Структуру образцов КМ исследовали на оптическом и растровом микроскопах. Состав определяли методами МРС и рентгенографического анализа. Измеряли твердость и микротвердость образцов. Проводили трибологические испытания образцов

КМ в условиях сухого трения на установке УМТ-1 против контртела из стали 40Х, HRC >45. Осевые нагрузки изменяли в пределах 70-215 Н, скорости скольжения от 0,38 до 1,88 м/сек.

Согласно результатам термоанализа, введение в алюминиевые расплавы брикетов, содержащих порошки титана с добавками 0,1% нанопорошков Al_2O_3 и SiO_2 (≤ 30 нм), уменьшает экзотермический эффект и снижает скорость реакции *in-situ*. Введение наноалмазов (≤ 50 нм), в количестве $\leq 1\%$ в композицию Al-10%TiC с карбонильными покрытиями Fe, Ni, Mo уменьшает объемное содержание интерметаллидных фаз в 2,5 - 3 раза.

Модифицирующее влияние добавок наноалмазов на структуру КМ проявляется в росте их прочности и термической стабильности свойств. При введении менее 0,1% нанопорошков SiO_2 и Al_2O_3 в реакционные смеси состава A99-3%Ti и AL25-3%Ti существенно изменяется объемное содержание и состав интерметаллидных фаз, появляются новые многокомпонентные соединения.

Результаты трибоиспытаний показали, что армирование алюминиевых матриц способствует снижению коэффициента трения, расширяет диапазон допустимых скоростей скольжения и нагрузок. Армирование крупными керамическими частицами интенсивнее снижает коэффициент трения, чем армирование нано- и интерметаллидными фазами. Однако, наибольшую нагрузочную способность обнаруживают КМ с наноструктурным упрочнением.

Эти же образцы оказываются наиболее стойкими против задира и износостойкими. Особенно велики различия в износостойкости (в 4 и более раз) при осуществлении реакций *in-situ*, приводящих к наноструктурированию образцов КМ. Диапазон изменения коэффициента изнашивания КМ при всех опробованных скоростях скольжения ($0,20 \times 10^{-4} \leq K \leq 1,67 \times 10^{-4}$) соответствует реализации мягкого режима изнашивания, когда происходит абразивное отделение равноосных частиц от тонкого граничного слоя на поверхности трения КМ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ашкинази Е.Е., Коньшин А.С., Теплова Т.Б., Соловьев В.В. Получение лейкосапфировых подложек с критически контролируемыми параметрами шероховатости нанометровой величины. // Образование через науку. Тезисы докладов Международной конференции. Москва, 2005г. – М.: МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2005. с. 279.

УДК 620.184

Е.Е. Ашкинази, В.Г. Ральченко, А.В. Козлов,
А.С. Коньшин, Т.Б. Теплова, Плотников С.А.,
В.В. Соловьев

**МИКРОШЛИФОВАНИЕ АЛМАЗНЫХ ПЛАСТИН,
ВЫРАЩЕННЫХ В СВЧ ПЛАЗМЕ, ДО
НАНОРАЗМЕРНЫХ ВЕЛИЧИН
МИКРОНЕРОВНОСТИ**

Рассматривается разработанная авторами технология обработки поликристаллических алмазных пластин, выращенных осаждением алмаза на подложке в плазмохимическом реакторе.

1. Введение. Поликристаллические алмазы, синтезированные из газовой фазы – принципиально новый класс перспективных оптических и высокотеплопроводных конструкционных материалов для объектов ракетно-космического и авиационного комплексов, современных средств связи, электронных средств вооружений, систем обработки информации, систем накачки твердотельных лазеров.

Алмаз обладает комплексом исключительных свойств. В частности, он имеет рекордно высокие параметры твердости, износостойкости, теплопроводности, скорости звука, прозрачности в широчайшем диапазоне спектра - от ультрафиолетового до радиоволнового. У него высокие показатели химической и радиационной стойкости, высокая подвижность носителей заряда.

Широкое внедрение природного и синтетического (получаемого при высоких давлениях) алмаза в практику сдерживается ограниченностью размеров кристаллов, и их высокой стоимостью (за исключением порошков). Метод же газофазного синтеза (CVD-chemical vapor deposition) алмаза позволяет выращивать поликристаллические пленки и пластины беспрецедентных размеров, толщиной более 2 мм и диаметром более 150 мм [1,2] со свойствами, приближающимися к известным для наиболее совершенных монокристаллов алмаза.

2. Технология выращивания. В ЦЕНИ ИОФРАН разработана технология выращивания алмазных пластин толщиной до 1.5 мм и диаметром до 75 мм в плазмохимическом реакторе на основе СВЧ разряда (СВЧ мощность 5 кВт, частота 2.45 ГГц). Рабочим газом является смесь метана и водорода при давлении около 100 Торр. Осаждение алмаза проводится на подложке (обычно используется Si), нагретой до

температур 700?900?С, со скоростью 1?8 мкм/час. Полученные пленки отделяются от подложки, и могут быть использованы далее в виде пластин (рис.1).

Применению поликристаллических алмазных пластин (ПАП) в качестве подложек и/или конструкционного материала непосредственно после синтеза, препятствует наличие на ростовой поверхности поля хаотически ориентированных кристаллитов, приводящих к шероховатости до десятков мкм, а на нуклеативной стороне (прилегающей к подложке) – мелкозернистого дефектного слоя толщиной несколько десятков микрон. Поэтому проблема обработки CVD-алмаза, ввиду его исключительно высокой твердости, является весьма актуальной, а для некоторых применений, например в оптике, становится ключевой.

Для решения вопросов прецизионной обработки поверхностей ПАП с отношением линейного размера к толщине (d/h – диаметр/толщина) в 100 и более раз нами проводятся систематические исследования обрабатываемости ПАП. В данной работе абразивно обрабатывались ПАП, синтезированные на ростовой установке УПСА-100 в виде дисков диаметром 57 мм и толщиной 0,4, 0,5, и 0,8 мм.

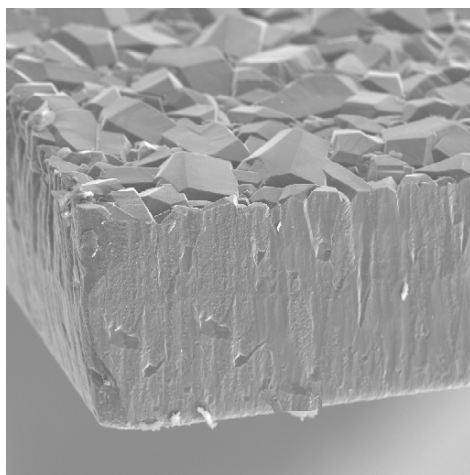


Рис. 1. Алмазная пластина толщиной 0.2 мм, полученная осаждением в СВЧ плазме

Применению поликристаллических алмазных пластин (ПАП) в качестве подложек и/или конструкционного материала непосредственно после синтеза, препятствует наличие на ростовой поверхности поля

хаотически ориентированных кристаллитов, приводящих к шероховатости до десятков мкм, а на нуклеативной стороне (прилегающей к подложке) – мелкозернистого дефектного слоя толщиной несколько десятков микрометров. Поэтому проблема обработки CVD-алмаза, ввиду его исключительно высокой твердости, является весьма актуальной, а для некоторых применений, например в оптике, становится ключевой.

2. Прецизионная обработка. Для решения вопросов прецизионной обработки поверхностей ПАП с отношением линейного размера к толщине (d/h – диаметр/толщина) в 100 и более раз нами проводятся систематические исследования обрабатываемости ПАП. В данной работе абразивно обрабатывались ПАП, синтезированные на ростовой установке УПСА-100 в виде дисков диаметром 57 мм и толщиной 0,4, 0,5, и 0,8 мм. Перед обработкой из каждого диска твердотельным лазером Nd:YAG вырезались образцы. Они имели вид квадрата 8×8 мм и круга диаметром 18 мм. На квадратных образцах обрабатывалась ростовая поверхность, на круглом – нуклеативная.

Анализ существующих способов позволил выделить три основных направления, которые, в принципе, не зависимо друг от друга, имеют тенденции к решению задачи прецизионной обработки ПАП. Первое основано на использовании принципов шлифовки и полировки образцов в полировально-доводочных станках. Второе использует принцип финишной обработки хрупких материалов с наложением на элементы системы станок – приспособление – инструмент – деталь (СПИД) ультразвуковых (УЗ) колебаний. Третье реализует метод шлифования твердоструктурных кристаллов в режиме «квазипластичности» с использованием подходов на основе «физической мезомеханики».

В данной работе изучалось качество обработки методом микрошлифования с генерацией сжимающих упругих деформаций поверхности в режиме автоколебаний. Исследования проводили на шлифовальном станочном модуле, обладающем достаточной жёсткостью и высокой точностью и позволяющем обеспечить малый съём материала и малую (0.03-0.05 мкм) врезную подачу (рис. 2).

Пластины из поликристаллического алмаза при микрошлифовании свободно (без закрепления) устанавливались на плоскую поверхность из монокристалла лейкосапфира цилиндрической формы (диаметром 31.5 мм и высотой 16.8 мм), предварительно отшлифованного на этом же станочном модуле. Микрошлифование осуществлялось различными алмазными шлифовальными кругами: (1) диаметром 250 мм на связке из костной муки с зернистостью 5-7 мкм, (2) диаметром

250 мм на керамической связке с зернистостью 20-14 мкм и (3) диаметром 200 мм на керамической связке с зернистостью 20-14 мкм.

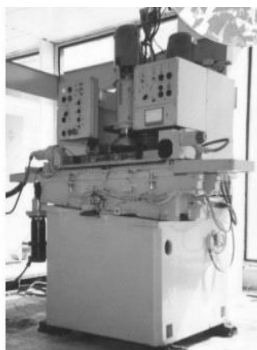


Рис. 2. Станочный модуль с ЧПУ АН15Ф4

Варьировались скорость возвратно-поступательного хода стола, величина врезной подачи, время нахождения кристалла в зоне обработки в течение одного прохода стола. Процесс микрошлифования поликристаллического алмаза анализировался из осциллограмм акустической эмиссии (АЭ, рис.3.), который воспринимался встроенным в державку кристалла датчиком и регистрировался компьютером.

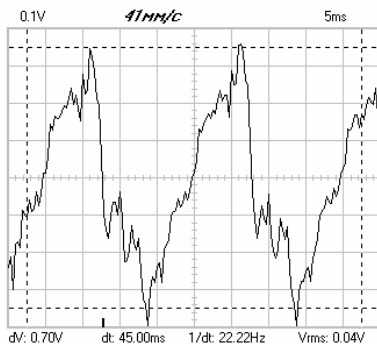


Рис.3. Развертка во времени акустической эмиссии (в относ. единицах) генерируемой знакопеременными упругими деформациями обрабатываемой поверхности ПАП. Длина кадра 20 мс

Из анализа осциллограмм было сделано предположение, что каждому установившемуся режиму микрошлифования соответствует частота f и амплитуда λ автоколебаний динамической составляющей

деформации в УОС (упругой обрабатывающей поверхности), корреляционно связанная со сдвиговой устойчивостью поверхностных слоев ПАП и величиной R_a шероховатости обработанной поверхности.

Шероховатость поверхности R_a (среднее отклонение высоты микронеровностей) измерялась на различных стадиях обработки ПАП с помощью интерферометра белого света «ZYGO» (модель NewView 5000) на прямоугольных участках со сторонами от 133 до 7000 мкм, с разрешением по высоте в 1 Ангстрем.

Были измерены шероховатости образцов подвергнутых микрошлифованию в диапазоне частот автоколебаний 950...1150 Гц и амплитуд 0,65...0,9 (отн. ед-ц) кругами диаметром 200 и 250 мм зернистостью алмаза 20/14 и 3/2 мкм.

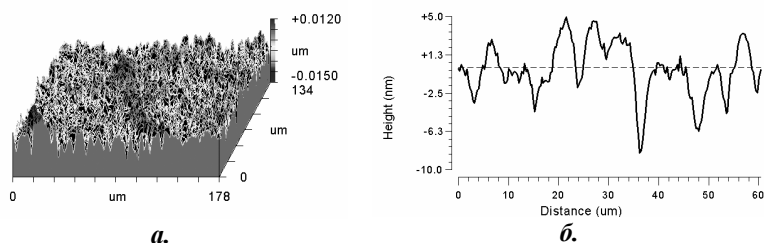


Рис. 4. Рельеф поверхности полированной алмазной пленки толщиной 0,4 мм с финишной шероховатостью $R_a=2,4$ нм: (а) трехмерное представление, (б) линейный скан (кадр 178x173 мкм)

3. Выводы. Минимальная шероховатость поверхности ПАП составила $R_a = 2,4$ нм (рис. 4). Достигнутое в представленной работе минимальное значение шероховатости обработанной поверхности опытных образцов поликристаллических алмазных пластин показало возможность их использования во многих высокотехнологичных применениях, в том числе, и в оптических.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Low-Pressure Synthetic Diamond: manufacturing and applications. Ed. by B. Dischler, C. Wild, Springer, Berlin, 1998.
2. В.Г. Ральченко, В.И. Конов, И.А. Леонтьев, «Свойства и применения поликристаллических алмазных пластин», в сб. трудов 7-й Международной научно-технической конференции «Высокие Технологии в Промышленности России», 29-30 июня 2001, МГУ, Москва, с. 246-253.

ДИНАМИКА И ПРОЧНОСТЬ КОНСТРУКЦИЙ

УДК 533.68

В.И. Никитенко, Ю.М. Ватрухин,
М.Л. Баранов

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОУПРУГОСТИ ЛА С РАСКРЫВАЮЩИМСЯ КРЫЛОМ

Для расчета ЛА с крылом малого удлинения, имеющих сложную геометрию и конструктивно-силовую схему, разработан модифицированный метод полиномов. Единая модель упругого ЛА в потоке воздуха используется для исследований всех основных проблем аэроупругости. Показана высокая эффективность используемых подходов и разработанного на их основе комплекса программ.

1. Введение. При проектировании скоростных летательных аппаратов (ЛА) весьма актуальной является задача исследования и решения ряда проблем аэроупругости. Особенно актуальны такие исследования при проектировании ЛА, стартующих из транспортно-пускового контейнера, имеющих раскрывающиеся несущие поверхности, а также пакетную компоновку ступеней. Сложности моделирования аэродинамического воздействия и создания упруго-массовой модели таких ЛА с одной стороны, а также необходимость в проведении большого объема теоретико-экспериментальных исследований для решения проблем аэроупругости в ограниченные сроки в условиях реального проектирования с другой стороны, потребовали разработки и реализации специальных подходов. Однако с самого начала ставилась задача разработки универсальных инженерных методик и моделей, пригодных для анализа широкого круга ЛА.

На практике часто различные задачи аэроупругости решаются при помощи различных методик и моделей, что вызывает затруднения. В настоящей работе использованы единые методики, единые модели и базы данных, что позволяет значительно экономить затраты на подготовку и идентификацию расчетных моделей по продувкам, уточненным аэродинамическим расчетам, жесткостным и частотным испытаниям (рис. 1), упрощает отработку и анализ изменений в проекте.

В настоящее время имеется ряд методов определения нестационарного аэродинамического нагружения ЛА, однако, из-за сложности задачи их реализация часто вызывает затруднения. Это особенно каса-

ется расчета ЛА сложных пространственных компоновок. Как и в работе [2], для ЛА с крылом малого удлинения обосновывается возможность применения гипотезы стационарности в динамических расчетах.

Учитывая недостатки подходов на основе теории «поршня» предложено использовать стационарный панельный метод Вудварда, зарекомендовавший себя очень эффективным универсальным инженерным инструментом исследований ЛА сложных компоновок на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях.

2. Упруго-массовая модель ЛА строится на основе метода полиномов [1], являющегося вариантом метода Ритца - одного из наиболее эффективных методов теории упругости.

В данной работе метод полиномов модифицирован для расчета ЛА с крылом малого удлинения, имеющих сложную геометрию и конструкцию-силовую схему. ЛА считается состоящим из двумерных подконструкций, расположенных в горизонтальных и вертикальных плоскостях, и соединенных между собой абсолютно жестко или при помощи упругих связей.



Рис. 1. Порядок подготовки и использования математической модели упругого ЛА в потоке для анализа основных проблем аэроупругости в процессе проектирования

Полученная таким образом единая модель упругого ЛА в потоке воздуха используется для исследований всех основных проблем аэроупругости (рис. 1): - Определение характеристик статической аэроуп-

ругости (реверса, дивергенции и т.д.). - Вибрационный анализ. - Анализ аэроупругой динамической устойчивости. - Решение задачи отклика упругого ЛА в частотной области. - Анализ взаимодействия ЛА с системой автоматического управления (САУ).

Для скоростных ЛА с тонкими несущими поверхностями малого удлинения влияние упругости на аэродинамические характеристики может быть весьма значительным. Это особенно относится к ЛА с раскрывающимся крылом.

3. Методика определения аэродинамических характеристик упругого ЛА сложной конструктивно-силовой схемы основана на панельном методе, методе полиномов и методе коэффициентов влияния [4] и состоит из 3-х этапов: - Расчет аэродинамического воздействия (матрицы коэффициентов аэродинамического влияния). - Расчет упруго-массовой модели (матриц жесткости и инерции ЛА) и переход от базиса метода полиномов к базису панельного метода - метода коэффициентов влияния. - Решение связанной задачи о прогибах упругого ЛА под действием аэродинамической нагрузки при различных кинематических параметрах, что позволяет составить представление о влиянии упругости на аэродинамические производные (в зависимости от скоростного напора и числа Маха).

Для анализа аэроупругой динамической устойчивости и устойчивости ЛА с САУ исходное матричное уравнение аэроупругости приводится к главным нормальным координатам, а устойчивость ЛА оценивается методом траекторий корней. Эту же математическую модель можно применить для определения отклика ЛА на внешнюю гармоническую нагрузку по условиям частотных испытаний.

3. Выводы. Многолетний опыт работ показал высокую эффективность используемых подходов, разработанного на их основе комплекса программ и достоверность получаемых результатов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Буньков В.Г. Расчет на флаттер крыла малого удлинения на БЦВМ. Труды ЦАГИ. - вып. 905. - 1964. - стр. 3 - 20.
2. 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.
3. Ватрухин Ю.М., Рыбаков А.А., Набиуллин Э.Н. Построение математической модели упругого летательного аппарата сложной пространственной схемы в задачах аэроупругости. МРС ТТЭ. Сер. А. Вып. 5. -1983 г.
4. Ватрухин Ю.М., Евсеев Д.Д., Тимонин А.С. Комплекс программ для решения задач статической аэроупругости на ЭВМ типа ЕС-1040. ЦАГИ, НТО № 2667, 1984 г.

УДК 539.3 (075.8)

Ю. И. Ключев

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ФУНКЦИЙ ОТ МАТРИЦ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ ПРИ ДИНАМИЧЕСКОМ НАГРУЖЕНИИ УПРУГИХ КОНСТРУКЦИЙ

Рассматриваются конструкции из замкнутых оболочек вращения, подкрепленных упругими шпангоутами. Уравнения приводятся к глобальным координатам. Для нахождения функций от матриц используется алгоритм Шура-Парлетта.

1. Уравнения движения. В работе рассматриваются упругие конструкции, состоящие из замкнутых оболочек вращения различной геометрии, подкрепленных упругими шпангоутами. Нелинейные уравнения движения для колец получены с учетом деформации поперечного сдвига при пространственной деформации (изгиб в двух плоскостях, растяжение – сжатие, кручение). Для ортотропных оболочек используется гипотеза Кирхгофа-Лява.

При линеаризации нелинейных уравнений использованы два допущения: 1) конечное состояние упругой системы представляется как сумма двух состояний – начального («0») и дополнительного («1»); 2) оба состояния рассматривают в линейной постановке.

Начальное состояние для оболочек рассмотрено в моментной постановке, учтены начальные деформации и напряжения. Линеаризованные уравнения движения для k -й гармоники разложения в ряды Фурье представляются в канонической форме

$$\frac{\partial}{\partial s} \mathbf{Y}(s, t) = \left(\mathbf{A} + \mathbf{B} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \right) \mathbf{Y}(s, t) + \mathbf{Q}(s, t), \quad (1)$$

где s – координата по образующей; t – время; $\mathbf{A}$ – матрица жесткостных характеристик, а также начальных напряжений и деформаций; $\mathbf{B}$ – матрица инерционных характеристик; $\mathbf{Q}(s, t)$ – вектор внешних распределенных нагрузок; $\mathbf{Y}(s, t) = [\mathbf{P}(s, t)]^T$ – вектор состояния сечения, включающий обобщенные перемещения и соответствующие им внутренние силовые факторы. Элементы матриц $\mathbf{A}$, $\mathbf{B}$ и вектора $\mathbf{Q}(t)$ для упругих колец и оболочек приведены в [1].

При исследовании тонкостенных конструкций, состоящих из нескольких оболочек, подкрепленных упругими кольцами, уравнения, полученные в локальных системах координат, приводятся к глобальным координатам, единым для всей конструкции. К этим же координатам приводятся граничные и начальные условия задачи.

Учитывая, что уравнения теории оболочек являются «жесткими», интервал интегрирования по пространственной координате разбивается на определенное количество участков. Решение уравнений (1) на участке $s \in [s_0, s_l]$ имеет вид [3]

$$\mathbf{Y}(s_l, t) = \left(K_{s_0}^{s_l}(\mathbf{A}) + K_{s_0}^{s_l}(\mathbf{A}) \int_{s_0}^{s_l} [K_{s_0}^{\beta}(\mathbf{A})]^{-1} \mathbf{B} K_{s_0}^{\beta}(\mathbf{A}) d\beta \cdot \frac{\partial^2}{\partial t^2} \right) \mathbf{Y}(s_0, t) + K_{s_0}^{s_l}(\mathbf{A}) \int_{s_0}^{s_l} [K_{s_0}^{\beta}(\mathbf{A})]^{-1} \mathbf{Q}(\beta, t) d\beta. \quad (2)$$

Для уравнений с постоянными коэффициентами матрица нормированных решений уравнений (1) по координате $\mathbf{S}$ определяется формулой

$$K_{s_0}^{s_l}(\mathbf{A}) = \mathbf{E} + \frac{\mathbf{A}(s_l - s_0)}{1!} + \frac{\mathbf{A}^2(s_l - s_0)^2}{2!} + \dots = \sum_{j=0}^k \frac{\mathbf{A}^j(s_l - s_0)^j}{j!}, \quad (3)$$

где $\mathbf{E}$ – единичная матрица.

Для получения корректных решений уравнений с переменными по координате $\mathbf{S}$ коэффициентами участок $s \in [s_0, s_l]$ разбивают на l элементов и вводят промежуточные точки $s_1, s_2, \dots, s_{l-1}$. На элементе $\Delta s_m = s_m - s_{m-1}$, $m = 1, 2, \dots, l$ определяют точку $\tau_m = (s_{m-1} + s_m)/2$. В пределах элемента коэффициенты $a_{i,j}$, $b_{i,j}$, q_i считают постоянными, соответствующими τ_m .

Воспользовавшись свойством матрицы нормированных решений [2]

$$K_{s_0}^{s_l}(\mathbf{A}) = K_{s_{l-1}}^{s_l}(\mathbf{A}(\tau_l)) \cdot K_{s_{l-2}}^{s_{l-1}}(\mathbf{A}(\tau_{l-1})) \cdot \dots \cdot K_{s_0}^{s_1}(\mathbf{A}(\tau_1)), \quad (4)$$

для уравнений с переменными коэффициентами получим

$$K_{s_0}^{s_l}(\mathbf{A}) = \prod_{m=1}^{l-1} K_{s_{m-1}}^{s_m}(\mathbf{A}(\tau_m)), \quad m = 1, 2, \dots, l. \quad (5)$$

Второе слагаемое в (2) вычисляют по формуле [3]:

$$\begin{aligned} \mathbf{T} = & K_l \cdot K_{l-1} \cdot \dots \cdot K_2 \cdot \bar{\mathbf{B}}_1 + K_l \cdot K_{l-1} \cdot \dots \cdot K_3 \cdot \bar{\mathbf{B}}_2 \cdot K_1 + \dots + \\ & + K_l \cdot K_{l-1} \cdot \dots \cdot K_{m+1} \cdot \bar{\mathbf{B}}_m \cdot K_{m-1} \cdot \dots \cdot K_2 \cdot K_1 + \dots + \\ & + K_l \cdot \bar{\mathbf{B}}_{l-1} \cdot K_{l-2} \cdot \dots \cdot K_2 \cdot K_1 + \bar{\mathbf{B}}_l \cdot K_{l-1} \cdot K_{l-2} \cdot \dots \cdot K_2 \cdot K_1, \end{aligned} \quad (6)$$

где $\bar{\mathbf{B}}_m = \Delta s_m \mathbf{B}_m + \frac{(\Delta s_m)^2}{2!} (\mathbf{B}_m \mathbf{A}_m + \mathbf{A}_m \mathbf{B}_m) + \frac{(\Delta s_m)^3}{3!} (\mathbf{B}_m \mathbf{A}_m^2 + \mathbf{A}_m \mathbf{B}_m \mathbf{A}_m + \mathbf{A}_m^2 \mathbf{B}_m) + \dots$;

$$K_m = K_{s_{m-1}}^s (\mathbf{A}(\tau_m)), \quad \mathbf{A}_m = \mathbf{A}(\tau_m), \quad \mathbf{B}_m = \mathbf{B}(\tau_m). \\ m = 1, 2, \dots, l.$$

Третье слагаемое в (2) (вектор частного решения) также вычисляется с помощью нормированного решения однородного уравнения

$$\mathbf{L} = K_l \cdot K_{l-1} \cdot \dots \cdot K_2 \cdot \bar{\mathbf{Q}}_1 + K_l \cdot K_{l-1} \cdot \dots \cdot K_3 \cdot \bar{\mathbf{Q}}_2 + \dots + \\ + K_l \cdot K_{l-1} \cdot \dots \cdot K_{m+1} \cdot \bar{\mathbf{Q}}_m + \dots + K_l \cdot \bar{\mathbf{Q}}_{l-1} + \bar{\mathbf{Q}}_l, \quad (7)$$

где $\bar{\mathbf{Q}}_m = \left(\mathbf{E} \Delta s_m + \frac{\mathbf{A}_m (\Delta s_m)^2}{2!} + \frac{(\mathbf{A}_m)^2 (\Delta s_m)^3}{3!} + \dots \right) \mathbf{Q}(\tau_m)$.

В соотношениях (3)–(7) аргумент t опущен.

Обозначив матрицу нормированных решений (5) как $\mathbf{R}$ и представив матрицы $\mathbf{R}$, $\mathbf{T}$ и вектор $\mathbf{L}$ в блочном виде, решение по координате S для участка представляем в виде

$$\mathbf{U}(s_l, t) = \left(\mathbf{R}_{11} + \mathbf{T}_{11} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \right) \mathbf{U}(s_0, t) + \left(\mathbf{R}_{12} + \mathbf{T}_{12} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \right) \mathbf{P}(s_0, t) + \mathbf{L}_1(t); \\ \mathbf{P}(s_l, t) = \left(\mathbf{R}_{21} + \mathbf{T}_{21} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \right) \mathbf{U}(s_0, t) + \left(\mathbf{R}_{22} + \mathbf{T}_{22} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \right) \mathbf{P}(s_0, t) + \mathbf{L}_2(t). \quad (8)$$

Преобразуя соотношения (8) к виду

$$\mathbf{P}(s_0, t) = \left(\mathbf{k}_{11} + \mathbf{m}_{11} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \right) \mathbf{U}(s_0, t) + \left(\mathbf{k}_{12} + \mathbf{m}_{12} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \right) \mathbf{U}(s_l, t) + \mathbf{f}_1(t); \\ \mathbf{P}(s_l, t) = \left(\mathbf{k}_{21} + \mathbf{m}_{21} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \right) \mathbf{U}(s_0, t) + \left(\mathbf{k}_{22} + \mathbf{m}_{22} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \right) \mathbf{U}(s_l, t) + \mathbf{f}_2(t), \quad (9)$$

используя кинематические и силовые условия сопряжения участков, получим уравнение

$$\mathbf{M} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \mathbf{U} + \mathbf{K} \mathbf{U} = \mathbf{F}, \quad (10)$$

где $\mathbf{U} = [\mathbf{U}_1^T, \mathbf{U}_2^T, \dots, \mathbf{U}_n^T]^T$, n – число узлов.

Запишем уравнение (10) в виде

$$\ddot{\mathbf{U}} + \mathbf{C} \mathbf{U} = \mathbf{P}(t), \quad (11)$$

где $\mathbf{C} = \mathbf{M}^{-1} \mathbf{K}$, $\mathbf{P}(t) = \mathbf{M}^{-1} \mathbf{F}(t)$. Будем считать, что матрицы $\mathbf{M}$ и $\mathbf{K}$ не зависят от времени. Согласно [2], решение системы (11) может быть записано в виде

$$\mathbf{U}(t) = \cos(\sqrt{\mathbf{C}} \cdot t) \mathbf{U}_0 + (\sqrt{\mathbf{C}})^{-1} \sin(\sqrt{\mathbf{C}} \cdot t) \dot{\mathbf{U}}_0 + \\ + (\sqrt{\mathbf{C}})^{-1} \int_0^t \sin[\sqrt{\mathbf{C}} \cdot (t - \tau)] \cdot \mathbf{P}(\tau) d\tau, \quad (12)$$

где синус и косинус от матриц определяются матричными рядами

$$\sin(\mathbf{H}) = \sum_{p=0}^{\infty} (-1)^p \frac{\mathbf{H}^{2p+1}}{(2p+1)!}, \quad \cos(\mathbf{H}) = \sum_{p=0}^{\infty} (-1)^p \frac{\mathbf{H}^{2p}}{(2p)!}. \quad (13)$$

Интеграл в (12) может быть вычислен аналитически для широкого класса нагрузок:

- для постоянной нагрузки $\mathbf{P}(t) = \mathbf{P}_0$

$$(\sqrt{\mathbf{C}})^{-1} \int_0^t \sin[\sqrt{\mathbf{C}} \cdot (t - \tau)] \cdot \mathbf{P}_0 d\tau = \mathbf{C}^{-1} [\mathbf{E} - \cos(\sqrt{\mathbf{C}} \cdot t)] \mathbf{P}_0;$$

- для линейной нагрузки $\mathbf{P}(t) = \mathbf{P}_1 \cdot t$

$$(\sqrt{\mathbf{C}})^{-1} \int_0^t \sin[\sqrt{\mathbf{C}} \cdot (t - \tau)] \cdot \mathbf{P}_1 \cdot \tau d\tau = \mathbf{C}^{-1} [\mathbf{E}t - (\sqrt{\mathbf{C}})^{-1} \sin(\sqrt{\mathbf{C}} \cdot t)] \mathbf{P}_1;$$

- для гармонической нагрузки $\mathbf{P}(t) = \mathbf{P} \cdot \sin(\omega t)$

$$(\sqrt{\mathbf{C}})^{-1} \int_0^t \sin[\sqrt{\mathbf{C}} \cdot (t - \tau)] \cdot \mathbf{P} \cdot \sin(\omega \tau) d\tau = \\ = (\mathbf{C} - \mathbf{E}\omega^2)^{-1} [\mathbf{E} \sin(\omega t) - \omega (\sqrt{\mathbf{C}})^{-1} \sin(\sqrt{\mathbf{C}} \cdot t)] \mathbf{P}.$$

Следует заметить, что выражения для постоянной и линейной нагрузок подтверждены путем решения уравнения (11) методом, использовавшимся ранее при получении решения по пространственной координате с заменой s на t .

При учете демпфирования уравнение колебаний для конструкции имеет вид

$$\ddot{\mathbf{U}} + \eta \mathbf{C} \dot{\mathbf{U}} + \mathbf{C} \mathbf{U} = \mathbf{P}(t), \quad (14)$$

где $\eta = \frac{\delta}{2\pi^2 f_1}$; $0,001 < \delta < 0,02$; δ - логарифмический декремент затухания; f_1 - первая собственная частота в Гц.

Запишем решение уравнения (14) при постоянной нагрузке $\mathbf{P}(t) = \mathbf{P}_0$ в виде

$$\mathbf{U}(t) = \exp(-\mathbf{N}t) \cdot \left[(\cos(\mathbf{p}_1 t) + \mathbf{N} \mathbf{p}_1^{-1} \sin(\mathbf{p}_1 t)) \mathbf{U}_0 + \mathbf{p}_1^{-1} \sin(\mathbf{p}_1 t) \dot{\mathbf{U}}_0 \right] + \\ + \mathbf{p}_1^{-1} (\mathbf{N}^2 + \mathbf{p}_1^2)^{-1} [\mathbf{p}_1 - \exp(-\mathbf{N}t) \cdot (\mathbf{p}_1 \cos(\mathbf{p}_1 t) + \mathbf{N} \sin(\mathbf{p}_1 t))] \mathbf{P}_0, \quad (15)$$

где $\mathbf{N} = \frac{1}{2}\eta\mathbf{C}$; $\mathbf{p}_1 = \sqrt{\mathbf{C} - \mathbf{N}^2}$; $\exp(\mathbf{H}) = \sum_{p=0}^{\infty} \frac{\mathbf{H}^p}{p!}$.

Удобство использования функций от матриц заключается в том, что с формальной точки зрения решение записывается в точности так же, как для системы с одной степенью свободы.

Однако практическое вычисление функций от матриц в виде матричных рядов сопряжено с определенными трудностями, связанными с большим временем счета и недостаточной точностью результатов. Проблема в том, что некоторые из частичных сумм в матричном ряде имеют элементы большого порядка, и при вычислении появляются погрешности округления большие, чем норма решения. Поэтому авторами для нахождения функций от матриц используется алгоритм Шура-Парлетта [4], относящийся к спектральным методам.

2. Расчет внезапно нагруженной полусферической оболочки, заземленной по краю. Приводится расчет конструкции, представляющей собой полусферическую оболочку, заземленную по краю и нагруженную внезапно приложенной нагрузкой $q = 10^6 \text{ Н/м}^2$ (рис. 1).

Параметры материала: $E_1 = E_2 = 6,6708 \cdot 10^{10} \text{ Па}$ - модули упругости первого рода, $G_{23} = G_{13} = G_{12} = 2,06 \cdot 10^9 \text{ Па}$ - модули упругости второго рода, $\nu_{12} = \nu_{21} = 0,32$ - коэффициенты Пуассона, $\rho = 2640 \text{ кг/м}^3$ - плотность.

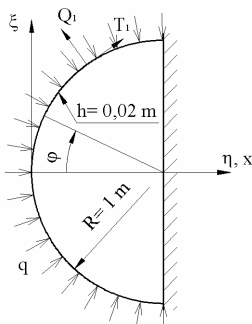


Рис. 1. Расчетная конструкция

На рис.2 представлены осевые перемещения в полюсе полусферической оболочки. На рис.3–6 показаны перемещения оболочки η , ξ и силы T_1 , Q_1 в пиках осевых перемещений полюса 1...4. Прерывистой линией показано стационарное решение.

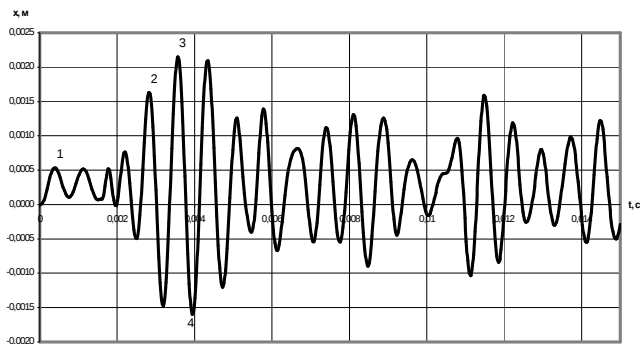


Рис. 2. Осевые перемещения в полюсе полусферической защемленной оболочки

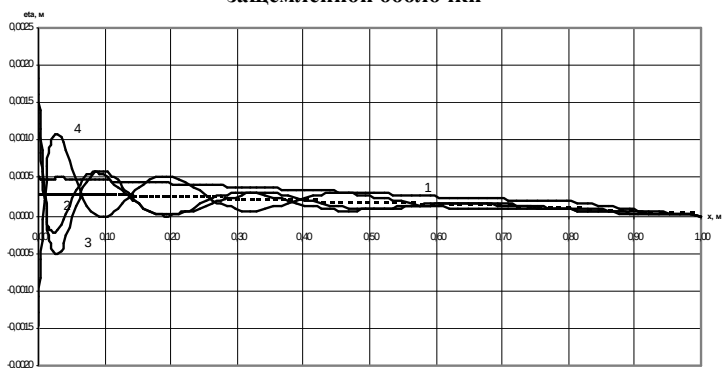


Рис. 3. Перемещения оболочки по η в точках 1...4

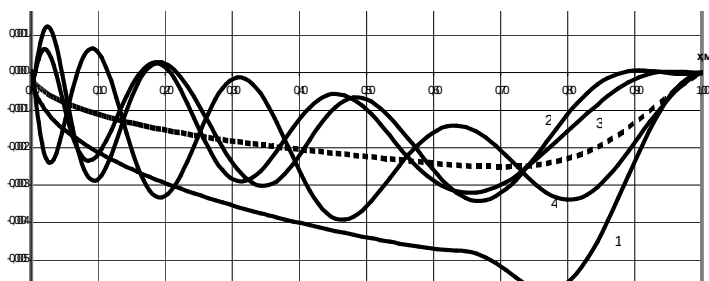


Рис. 4. Перемещения оболочки по ξ в точках 1...4

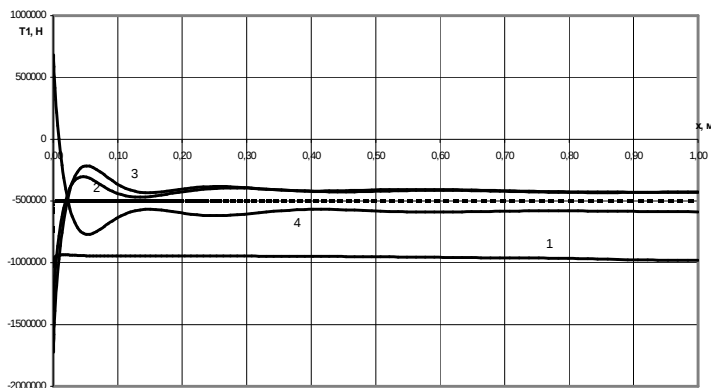


Рис. 5. Силы T_1 в точках 1...4

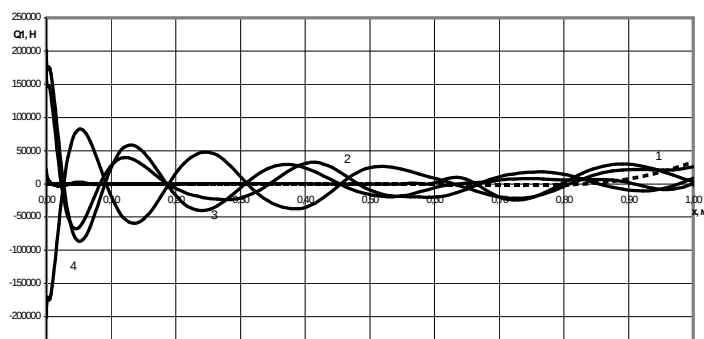


Рис. 6. Силы Q_1 в точках 1...4

3. Колебания, вызванные подвижной нагрузкой. Постоянная по времени нагрузка, если точка ее приложения перемещается, также вызывает колебание упругой системы (например, колебания контейнера при старте ракеты). Стационарные колебания конструкций, вызываемые такой нагрузкой, рассмотрены в [5], [6]. Нестационарные колебания шарнирно-опертых балок рассмотрены в [7]. Решение получено методом разложения в ряд по собственным формам колебаний.

Ниже получено аналитическое решение для нестационарных колебаний оболочечной конструкции при действии движущейся сосредоточенной нагрузки. Сделано допущение, что нагрузка приложена не в точке, а распределена на малом участке Δs (рис. 7), что более соответствует реальному нагружению.

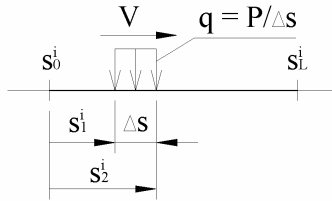


Рис. 7. Расчетная схема задачи о «бегущей» нагрузке

Интегрируя уравнение (1) по координате S , получим решение для i -го участка в виде (8) (индекс i опущен)

$$L(t) = \int_{s_1(t)}^{s_2(t)} K_{s_0}^{\xi}(A) Q(\xi) d\xi,$$

$$K_{s_0}^{\xi}(A) = E + \frac{A(s_l - \xi)}{1!} + \frac{A^2(s_l - \xi)^2}{2!} + \frac{A^3(s_l - \xi)^3}{3!} + \dots \quad (16)$$

Интеграл в (16) может быть вычислен

$$L(t) = \sum_{m=1}^M \frac{A^{m-1}}{m!} \left[(s_l - s_1)^m - (s_l - s_2)^m \right] Q.$$

При переходе от (8) к (9) вектор $F = [f_1^T \quad f_2^T]^T$ в данном случае определяется формулой

$$F(t) = H \cdot L(t), \quad (17)$$

где $H = \begin{bmatrix} -R_{11} & 0 \\ -R_{22}R_{12}^{-1} & E \end{bmatrix}.$

Систему (10) преобразуем к виду

$$\dot{Z} = DZ + P, \quad Z = \begin{bmatrix} U \\ \dot{U} \end{bmatrix}; \quad D = \begin{bmatrix} 0 & E \\ C & 0 \end{bmatrix}; \quad P(t) = \begin{bmatrix} 0 \\ M^{-1}F(t) \end{bmatrix}. \quad (18)$$

Общее решение (18) записываем в виде

$$Z(t_{i+1}) = K_{t_i}^{t_{i+1}}(D) Z(t_i) + Z_q(t_{i+1}), \quad (19)$$

где

$$K_{t_i}^{t_{i+1}}(D) = \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} \\ K_{21} & K_{22} \end{bmatrix} = \left(E + \frac{\Delta t}{n} D \right)^n; \quad \Delta t = t_{i+1} - t_i;$$

$$\begin{aligned}
 \mathbf{K}_{11} &= \mathbf{E} - \mathbf{C} \frac{\Delta t^2}{2!} + \mathbf{C}^2 \frac{\Delta t^4}{4!} - \mathbf{C}^3 \frac{\Delta t^6}{6!} + \dots = \cos(\sqrt{\mathbf{C}} \cdot \Delta t); \\
 \mathbf{K}_{12} &= \mathbf{E} \cdot \Delta t - \mathbf{C} \frac{\Delta t^3}{3!} + \mathbf{C}^2 \frac{\Delta t^5}{5!} - \mathbf{C}^3 \frac{\Delta t^7}{7!} + \dots = (\sqrt{\mathbf{C}})^{-1} \sin(\sqrt{\mathbf{C}} \cdot \Delta t); \\
 \mathbf{K}_{21} &= -\mathbf{C} \cdot \Delta t + \mathbf{C}^2 \frac{\Delta t^3}{3!} - \mathbf{C}^3 \frac{\Delta t^5}{5!} + \mathbf{C}^4 \frac{\Delta t^7}{7!} - \dots = -\sqrt{\mathbf{C}} \cdot \sin(\sqrt{\mathbf{C}} \cdot \Delta t); \\
 \mathbf{K}_{22} &= \mathbf{E} - \mathbf{C} \frac{\Delta t^2}{2!} + \mathbf{C}^2 \frac{\Delta t^4}{4!} - \mathbf{C}^3 \frac{\Delta t^6}{6!} + \dots = \cos(\sqrt{\mathbf{C}} \cdot \Delta t).
 \end{aligned} \tag{20}$$

$$\mathbf{Z}_q(t_{i+1}) = \int_{t_i}^{t_{i+1}} \mathbf{K}_\tau^{t_{i+1}}(\mathbf{D}) \mathbf{P}(\tau) d\tau \tag{21}$$

Учитывая структуру $\mathbf{P}(t)$ в (18), убеждаемся, что для вычисления частного решения (21) достаточно использовать блоки $\mathbf{K}_{12}$ и $\mathbf{K}_{22}$, приняв вместо Δt аргумент $t_{i+1} - \tau$.

В развернутом виде частное решение (21) запишется следующим образом:

$$\begin{aligned}
 \mathbf{Z}_{\gamma,1} &= \int_{t_i}^{t_{i+1}} \left[\mathbf{E}(t_{i+1} - \tau) - \frac{\mathbf{C}}{3!}(t_{i+1} - \tau)^3 + \frac{\mathbf{C}^2}{5!}(t_{i+1} - \tau)^5 - \dots \right] \cdot \\
 &\quad \cdot \bar{\mathbf{M}} \cdot \mathbf{H} \cdot \left[\mathbf{E}(b_1 - b_2) + \frac{\mathbf{C}}{2!}(b_1^2 - b_2^2) + \frac{\mathbf{C}^2}{3!}(b_1^3 - b_2^3) + \dots \right] \mathbf{Q} d\tau; \\
 \mathbf{Z}_{\gamma,2} &= \int_{t_i}^{t_{i+1}} \left[\mathbf{E} - \frac{\mathbf{C}}{2!}(t_{i+1} - \tau)^2 + \frac{\mathbf{C}^2}{4!}(t_{i+1} - \tau)^4 - \frac{\mathbf{C}^3}{6!}(t_{i+1} - \tau)^6 + \dots \right] \cdot \\
 &\quad \cdot \bar{\mathbf{M}} \cdot \mathbf{H} \cdot \left[\mathbf{E}(b_1 - b_2) + \frac{\mathbf{C}}{2!}(b_1^2 - b_2^2) + \frac{\mathbf{C}^2}{3!}(b_1^3 - b_2^3) + \dots \right] \mathbf{Q} d\tau,
 \end{aligned} \tag{22}$$

где $b_1 = s_l - s_1$; $b_2 = s_l - s_2$; $s_2 = V\tau$; $s_1 = s_2 - \Delta s$.

Интегралы в (22) могут быть вычислены аналитически. Аналитические формулы (20) и (22) использованы для решения тестовой задачи о действии «бегущей» нагрузки на шарнирно закрепленную балку [7]. Решения полностью совпадают. Исходные данные для задачи: $L = 5\text{ м}$, $h = 0,02\text{ м}$, $b = 0,01\text{ м}$, $E = 2 \cdot 10^{11}\text{ Па}$, $P = 100\text{ Н}$, $\Delta s = L/16000$, $V = 27,42\text{ м/с}$. Значения скорости приняты такими, чтобы время пробега нагрузки было равно полупериоду первой собственной частоты (первая резонансная скорость).

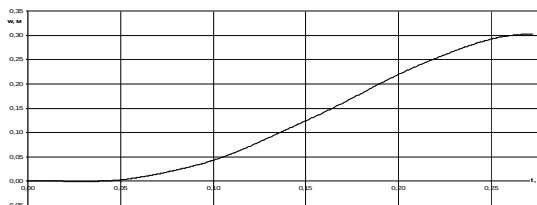


Рис. 8. Изменение прогиба в середине балки

На рис. 8 и 9 приведено изменение прогиба в середине балки по времени и значение изгибающего момента в момент схода нагрузки с балки.

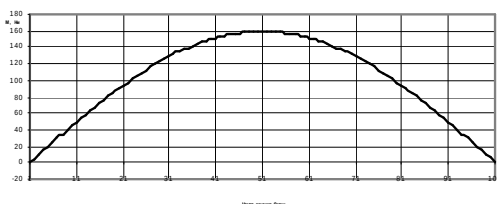


Рис. 9. Изгибающий момент в сечениях балки при сходе нагрузки с балки

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Биденко Д.М., Ключев Ю.И., Ключева Г.П. Исследование переходных процессов в упругих конструкциях ракетно-космической техники. Прочность и разрушение материалов и конструкций. Материалы 4-й международной научной конференции (15 -17 февраля 2005 года). – М.: РАЕ, 2005. с. 132 – 144.
2. Гантмахер Ф.Р. Теория матриц. – М.: Наука, 1967. – 575 с.
3. Виноградов Ю.И., Ключев Ю.И., Образцов И.Ф. Метод решения краевых задач механики деформирования тонкостенных конструкций // МТТ. 2001. № 1. с. 159-166 (Изв. Академии наук).
4. Голуб Дж., Ван Лоун Ч. Матричные вычисления: Пер. с англ. – М.: Мир, 1999. – 548 с.
5. Бидерман В.Л. Прикладная теория механических колебаний. Учеб. пособие для ВТУЗов. – М.: Высшая школа, 1972.– 416 с.
6. Горшков А.Г., Пожужев В.И. Стационарные задачи динамики многослойных конструкций. – М.: Машиностроение, 1992. – 224 с. Тимошенко С.П. Колебания в инженерном деле. – М.: Физматгиз. 1959. – 439 с.

УДК 69.04

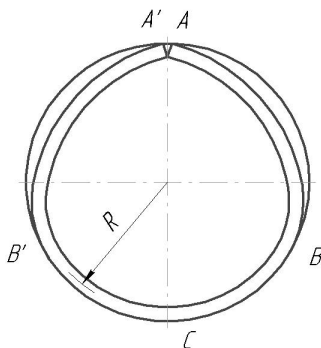
С.Н. Дмитриев, С. Ю. Солодовникова

**КОНТАКТНАЯ ЗАДАЧА О РАВНОВЕСИИ
ПЛАСТИНЫ, СВЕРНУТОЙ В ЦИЛИНДР**

Рассматривается геометрически нелинейная задача о равновесии свернутой в кольцо пластины, частично прилегающей к жесткой цилиндрической полости. Для решения применен итерационный алгоритм, сочетающий метод малых нагрузжений с методом стрельбы.

1. Введение. Изучается вопрос о равновесии бесконечной в одном из направлений пластины, свернутой в кольцо и удерживаемой в таком положении стенками цилиндрической полости, которая считается жесткой. Принимается, что пластина при этом прилегает к полости только на части поверхности, а размер зоны отслоения подлежит определению. Задача решается в геометрически нелинейной постановке. В [1] похожая задача решена в линейной постановке, в [2] рассмотрена геометрически нелинейная задача, однако предполагается, что пластина плотно прилегает к полости по всей поверхности.

Рассмотрим прямоугольную пластину с размерами $a \times b$ и толщиной h . Пусть каким-либо образом, например, путем приложения распределенного изгибающего момента постоянной интенсивности вдоль двух противоположных кромок a , пластина свернута в цилиндр радиуса R и помещена в цилиндрическую полость того же радиуса. Пластина опирается на полость лишь частью поверхности - BB' и кромками AA' , а на участках AB и AB' она отстает от нее (рис.1).

**Рис.1**

2. Система уравнений. В первом приближении предполагается, что поверхность пластины в деформированном состоянии слабо отличается от цилиндрической. Поэтому используются основные соотношения для бесконечной цилиндрической оболочки, а предварительный изгиб учитывается, как начальная деформация. Распределение контактных сил принимается таким [3]: q – распределенное по площади контактное давление постоянной интенсивности, Q_1 и Q_2 – усилия, распределенные вдоль границ зон контакта (рис. 2). Так как в направлении образующей пластина не изгибается, ее деформированное состояние является плоским и внутренние силовые факторы могут быть найдены из условий равновесия методом сечений.

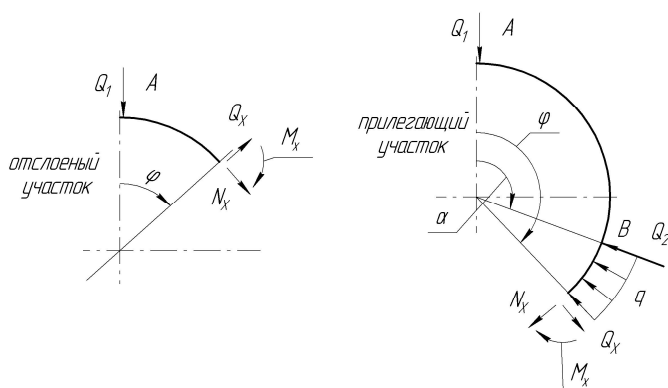


Рис. 2

α - угол, характеризующий размеры зоны отслоения. С учетом условия,

$$M_x = M = \text{const}, \quad (1)$$

которое должно выполняться для прилегающей зоны BC, систему уравнений для определения перемещений u и w на отслоенном участке AB можно записать в следующем виде:

$$\begin{Bmatrix} w'' \\ w' \\ u' \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -1 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} w' \\ w \\ u \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} R - (R + a_u) \\ 0 \\ -a_u \frac{\sin \phi}{\sin \alpha} \end{Bmatrix} \quad (2)$$

3. Граничные условия налагаются на краях зоны отслоения. Решение может быть получено аналитически или численно. Значение угла отслоения $\alpha \approx 122^\circ$ совпадает со значением, полученным в [1] для контактной задачи посадки упругого кольца на вал.

Отклонение от цилиндрической поверхности составляет $\sim 0,1R$, поэтому следующее приближение проводится с учетом геометрических нелинейностей. Для этого используем геометрические и физические уравнения простейшего варианта геометрически нелинейной теории тонких оболочек [4], а уравнения равновесия запишем без применения принципа неизменности начальных размеров.

4. Итерационный алгоритм. Для решения полученной нелинейной краевой задачи с заранее неизвестным положением границ был применен итерационный алгоритм, представляющий собой комбинацию метода малых нагружений с методом стрельбы. Расчеты дали значение угла отслоения $\alpha \approx 130^\circ$, было обнаружено так же заметное перемещение точки А в тангенциальном направлении (свободные края пластины наползают друг на друга). В порядке дальнейшего уточнения расчетной схемы предположим, что в случае сворачивания пластины ее кромки упрутся друг в друга. Это означает, что к контактным силам Q_1 , Q_2 и q добавляется сжимающая сила N_1 .

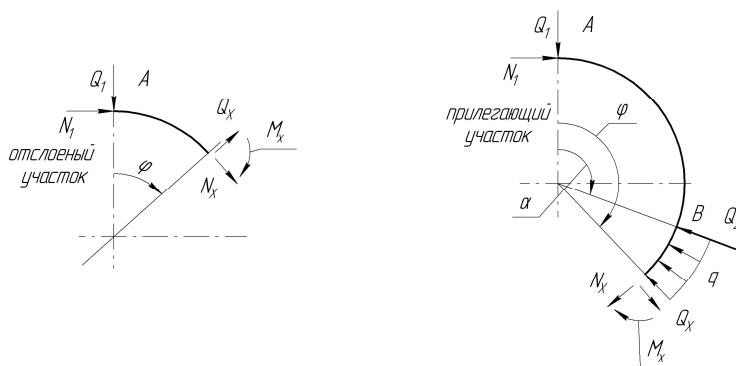


Рис. 3

В результате в уравнениях равновесия появятся дополнительные слагаемые. Разрешающее уравнение можно получить, проводя преобразования аналогичные преобразованиям первого приближения.

2. Результаты расчетов. Расчеты показали, что в последнем случае размер зоны отслоения существенно зависит от отношения толщины пластины к радиусу цилиндра (в предыдущих расчетах это влияние было небольшим). Для различных значений относительной толщины размеры зоны приведены в таблице:

h/R	$\alpha, ^\circ$
0,001	4,5579
0,005	10,1802
0,01	14,3847
0,05	31,948

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бидерман В.Л., Бояршинов С.В. Расчет храпового механизма пружинного типа. - М.: Труды кафедры сопротивления материалов МВТУ им. Н.Э. Баумана, 1947. – с.127-142.
2. Черненко В.Д. Изгиб ортотропной цилиндрической пластины в цилиндрическую оболочку. Киев: Прикладная механика, 1972. –т.15, №4. с.49-53.
3. Моссаковский В.И., Гудрамович В.С., Макеев Е.М. Контактные задачи теории пластин и оболочек. – М.: Машиностроение, 1978. – 248 с.
4. Шаповалов Л.А. Об одном простейшем варианте уравнений геометрически нелинейной теории тонких оболочек. – М.: Механика твердого тела, 1968, №1. – с.57-62.

УДК 539.3 (075.8)

Г.П. Ключева

УСЛОВИЯ СОПРЯЖЕНИЯ МНОГОСЛОЙНЫХ ОБОЛОЧЕК ВРАЩЕНИЯ РАЗЛИЧНОЙ ГЕОМЕТРИИ С КОЛЬЦЕВЫМИ ПОДКРЕПЛЯЮЩИМИ ЭЛЕМЕНТАМИ

Приведено описание деформирования и условия сопряжения шпангоутов с многослойными оболочками вращения в глобальной системе координат. Показано, что стыковку многослойной оболочки со шпангоутом формально можно рассматривать как сопряжение элементов, у которых имеются различные узловые обобщенные перемещения

1. Введение. В многослойных оболочечных конструкциях при стыковке оболочек различной геометрии, а также в ряде случаев для создания дополнительной жесткости применяют подкрепляющие силовые элементы. Ниже приводится описание деформирования и условия сопряжения с многослойными оболочками вращения кольцевых подкрепляющих элементов (шпангоутов).

В отличие от [1] деформация круговых колец рассматривается с учетом поперечных сдвигов. Уравнения приведены в глобальной системе координат, единой для всей конструкции.

2. Вывод основных соотношений. Рассмотрим замкнутое круговое кольцо. Введем для него местную систему координат r, t, φ (рис.1), центр которой пометим в центре тяжести сечения кольца. При выводе основных уравнений воспользуемся гипотезой плоских сечений, согласно которой пренебрегают деформациями в плоскости поперечного сечения кольца и деформациями сечений.

В этом случае распределение радиальных (ξ), осевых (η) и касательных (v) перемещений по сечению кольца можно представить в следующем виде

$$\begin{aligned}\xi(\varphi, t) &= \xi^r(\varphi) - \theta_\varphi(\varphi) \cdot t; \\ \eta(\varphi, r) &= \eta^r(\varphi) + \theta_\varphi(\varphi) \cdot r; \\ v(\varphi, r, t) &= v^r(\varphi) + \theta_r(\varphi) \cdot t + \theta_t(\varphi) \cdot r,\end{aligned}\tag{1}$$

где $\xi^r(\varphi)$, $\eta^r(\varphi)$, $v^r(\varphi)$ – соответственно радиальное, осевое и касательное перемещения центра тяжести сечения кольца, направле-

ния которых совпадают с направлениями глобальной системы координат; θ_φ , θ_r , θ_t – углы поворота сечения кольца относительно соответствующих осей.

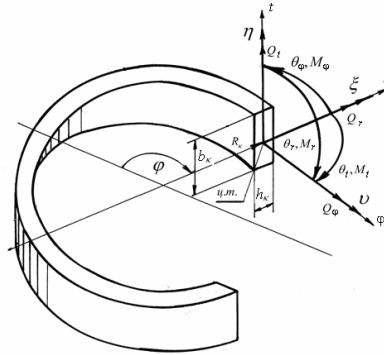


Рис. 1 Система координат, перемещения и внутренние силовые факторы в сечении кругового кольца

Здесь и далее индекс r будет указывать на принадлежность к кольцу.

В дальнейшем аргумент φ опустим. Линейные соотношения для деформаций получим на основании зависимостей для упругого тела в цилиндрической системе координат [2]. При обозначениях (1) имеем

$$\varepsilon_{\varphi\varphi} = \frac{1}{R} \frac{\partial v}{\partial \varphi} + \frac{1}{R} \xi = \frac{1}{R} \left(\frac{\partial v^r}{\partial \varphi} + \xi^r \right) + \frac{\partial \theta_r}{\partial \varphi} \frac{t}{R} + \frac{\partial \theta_t}{\partial \varphi} \frac{r}{R} - \theta_\varphi \frac{t}{R}. \quad (2)$$

$$\varepsilon_{t\varphi} = \frac{1}{R} \frac{\partial \eta}{\partial \varphi} + \frac{\partial v}{\partial t} = \frac{r}{R} \frac{\partial \theta_\varphi}{\partial \varphi} + \theta_r + \frac{1}{R} \frac{\partial \eta^2}{\partial \varphi}; \quad (3)$$

$$\varepsilon_{r\varphi} = \frac{\partial v}{\partial r} + \frac{1}{R} \frac{\partial \xi}{\partial \varphi} - \frac{v}{R} = \theta_t + \frac{1}{R} \frac{\partial \xi^r}{\partial \varphi} - \frac{\partial \theta_\varphi}{\partial \varphi} \cdot \frac{t}{R} - \frac{v^r}{R} - \theta_r \frac{t}{R} - \theta_t \frac{r}{R}.$$

В дальнейшем в соотношениях (3) подчеркнутые члены положим равными нулю. Нелинейную составляющую окружной деформации примем в виде [1]:

$$\varepsilon_{\varphi\varphi}^{nl} = \frac{1}{2} (\gamma_2^3 + \gamma_3^2), \quad (4)$$

где $\gamma_2 = \frac{1}{R} \left(\frac{\partial \xi^r}{\partial \varphi} - v^r \right); \quad \gamma_3 = \frac{1}{R} \frac{\partial \eta^r}{\partial \varphi}.$

Будем считать, что деформация сдвига в плоскости кольца, связанная с кручением, распределена по закону $\gamma^r = b(t, r)\chi^r$, где $\chi^r = \frac{1}{R} \frac{\partial \theta_\varphi}{\partial \varphi} + \frac{1}{R} \theta_r$ – относительный угол закручивания, $b(t, r)$ – функция кручения, определяющая закон распределения сдвиговых деформаций, зависящая от формы сечения кольца. При выводе основных соотношений воспользуемся матричной символикой. Введем в рассмотрение вектор-столбец обобщенных перемещений кольца

$$\mathbf{X}_r = \begin{bmatrix} \xi^r & \eta^r & v^r & \theta_r & \theta_t & \theta_\varphi \end{bmatrix}^T. \quad (5)$$

Учитывая разложение решений в ряды Фурье по угловой координате φ

$$\begin{aligned} \xi_k(\varphi, t) &= (\xi_k^r - \theta_{\varphi, k} \cdot t) \cdot \cos k\varphi, \\ \eta_k(\varphi, r) &= (\eta_k^r + \theta_{\varphi, k} \cdot r) \cdot \cos k\varphi, \\ v(\varphi, r, t) &= (v_k^r + \theta_{r, k} \cdot t + \theta_{t, k} \cdot r) \cdot \sin k\varphi, \end{aligned}$$

распределение перемещений в сечении кольца представим в виде

$$\mathbf{V}_r = \mathbf{\Phi}_r \cdot \mathbf{X}_r, \quad (6)$$

где $\mathbf{V}_r = [\xi \quad \eta \quad v]^T$; $\mathbf{\Phi}_r = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -t \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & r \\ 0 & 0 & 1 & t & r & 0 \end{bmatrix}$.

Индекс k , указывающий на принадлежность к k -й гармонике разложения, здесь и далее опущен.

Для линейных составляющих деформаций кольца (2), (3) связь с обобщенными перемещениями $\mathbf{x}_r$ с учетом разложения Фурье по угловой координате φ в матричной форме запишется в виде

$$\mathbf{\varepsilon}_r = \mathbf{B}_r \cdot \mathbf{X}_r, \quad (7)$$

где $\mathbf{\varepsilon}_r = [\varepsilon_{\varphi\varphi}^r \quad \varepsilon_{t\varphi}^r \quad \varepsilon_{r\varphi}^r \quad \gamma^r]^T$;

$$\mathbf{B}_r = \begin{bmatrix} \frac{1}{R} & 0 & \frac{k}{R} & k \frac{t}{R} & k \frac{r}{R} & -\frac{t}{R} \\ 0 & -\frac{k}{R} & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\frac{k}{R} & 0 & -\frac{1}{R} & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{b}{R} & 0 & -b \frac{k}{R} \end{bmatrix}.$$

3. Условия сопряжения. После того, как полностью установлена кинематика деформирования кольцевого подкрепления, приступим к формулировке условий сопряжения. Для простоты вначале рассмотрим стыковку одного оболочечного элемента со шпангоутом. На

рис. 2 условно показан $i+1$ -й узел сопряжения многослойной оболочки с кольцом. Номер примыкающего справа элемента оболочки обозначим $i+1$.

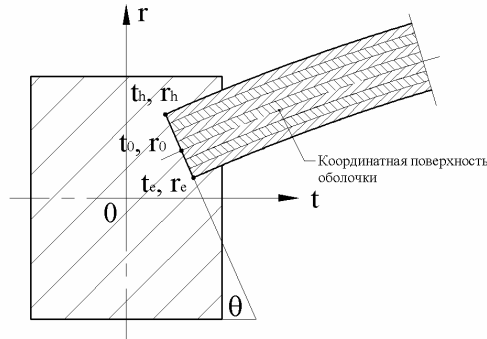


Рис. 2 Сопряжение многослойной оболочки со шпангоутом

Рассмотрим условия связи вектора обобщенных перемещений оболочки в глобальной системе координат в начале $i+1$ -го элемента

$$\mathbf{U}_0^{i+1} = \begin{bmatrix} \xi_{об} & \eta_{об} & v_{об} & \theta_{1,об} & \theta_{2,об} \end{bmatrix}_0^{T,i+1} \quad (8)$$

с вектором обобщенных перемещений кольца $\mathbf{X}_r$. В (8) $\xi_{об}$, $\eta_{об}$, $v_{об}$ – перемещения оболочки, соответствующие координатной поверхности. Они равны перемещениям кольца при $t = t_0$, $r = r_0$

$$\mathbf{V}_0^{i+1} = \mathbf{\Phi}_{r,0} \cdot \mathbf{X}_r, \quad (9)$$

где
$$\mathbf{V}_0^{i+1} = \begin{bmatrix} \xi_{об} \\ \eta_{об} \\ v_{об} \end{bmatrix}; \quad \mathbf{\Phi}_{r,0} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -t_0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & r_0 \\ 0 & 0 & 1 & t_0 & r_0 & 0 \end{bmatrix}.$$

Используя кинематическую гипотезу о линейном распределении тангенциальных перемещений по толщине оболочки $v_1(z, s, \varphi) = u_1 + z\theta_1$, (1,2), получим

$$\theta_1 = \frac{v_1^h - v_1^e}{h}; \quad \theta_2 = \frac{v_2^h - v_2^e}{h}, \quad (10)$$

где $v_1^h = \xi_h \cos \theta + \eta_h \sin \theta$, (h, e) ; $v_2^h = v_h$, (h, e) .

Учитывая (10), (6), принимая во внимание, что $(r_h - r_e) \sin \theta - (t_h - t_e) \cos \theta = h$, получим

$$\theta_1 = \theta_\varphi; \quad \theta_2 = \frac{\theta_r(t_h - t_e) + \theta_t(r_h - r_e)}{h}. \quad (11)$$

На основании (9), (11) геометрические условия сопряжения можно представить так:

$$\mathbf{U}_0^{i+1} = \mathbf{Q}_{i+1} \cdot \mathbf{X}_r, \quad (12)$$

где

$$\mathbf{Q}_{i+1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -t_0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & r_0 \\ 0 & 0 & 1 & t_0 & r_0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{t_h - t_e}{h} & \frac{r_h - r_e}{h} & 0 \end{bmatrix}.$$

4. Уравнения равновесия. Силовые граничные условия будут представлять уравнения равновесия шпангоута, на который, кроме внешних сил $\mathbf{P}_r$, действуют реакции многослойной оболочки (рис.3). Получим эти уравнения с использованием принципа возможных перемещений

$$\delta \Pi = \delta W_r - \delta A, \quad (13)$$

где W_r – потенциальная энергия деформации шпангоута; A – работа внешних сил, приложенных к шпангоуту.

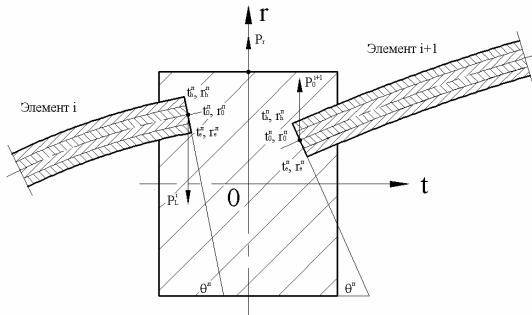


Рис. 3 Условия равновесия $i+1$ -го шпангоута

При этом будем считать, что для элементов оболочки известны соотношения, связывающие внутренние силовые факторы с перемещениями в начале и конце элементов. Для i -го элемента оболочки имеем [3]

$$\mathbf{P}_0^i = \left(\mathbf{K}_{11}^i + \mathbf{M}_{11}^i \frac{d}{dt^2} \right) \mathbf{U}_0^i + \left(\mathbf{K}_{12}^i + \mathbf{M}_{12}^i \frac{d}{dt^2} \right) \mathbf{U}_l^i + \mathbf{F}_1^i; \quad (14)$$

$$\mathbf{P}_l^i = \left(\mathbf{K}_{21}^i + \mathbf{M}_{21}^i \frac{d}{dt^2} \right) \mathbf{U}_0^i + \left(\mathbf{K}_{22}^i + \mathbf{M}_{22}^i \frac{d}{dt^2} \right) \mathbf{U}_l^i + \mathbf{F}_2^i, (0, l),$$

где $\mathbf{K}$, $\mathbf{M}$ – матрицы жесткости и масс i -го элемента оболочки; $\mathbf{P}_0^i = r [X \ Z \ T_{12} \ M_1 \ M_{12}]^T$ – вектор внутренних силовых факторов оболочки; r – расстояние от точки приложения (рис. 3) до оси вращения; $i = 1, 2, \dots, n$, где n – число элементов оболочек в конструкции.

$$\delta W_r = \iiint_V \delta \boldsymbol{\varepsilon}_r^T \boldsymbol{\sigma}_r dV, \quad (15)$$

$$\text{где} \quad \boldsymbol{\sigma}_r = \mathbf{C}_r \boldsymbol{\varepsilon}_r; \quad \mathbf{C}_r = \begin{bmatrix} E & 0 & 0 & 0 \\ 0 & G_{t\varphi} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & G_{r\varphi} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & G_e \end{bmatrix}, \quad (16)$$

E – модуль растяжения-сжатия по направлению φ ; $G_{t\varphi}$, $G_{r\varphi}$, G_e – модули сдвига и кручения.

На основании (7), (16) соотношение (15) примет вид

$$\delta W_r = \delta \mathbf{X}_r^T \mathbf{K} \mathbf{X}_r, \quad (17)$$

где $\mathbf{K} = R \iint_{S_r} \mathbf{B}_r^T \mathbf{C}_r \mathbf{B}_r dS_r$; S_r – площадь поперечного сечения шпангоута.

Матрица $\mathbf{K}$ симметричная, имеет размер (6×6) . Приведем ее ненулевые элементы:

$$\begin{aligned} k_{15} &= \iint_{S_r} k \left(E \frac{r}{R} - G_{r\varphi} \right) dS_r; \quad k_{11} = \iint_{S_r} \frac{1}{R} (E + k^2 G_{r\varphi}) dS_r; \quad k_{13} = \iint_{S_r} \frac{k}{R} (E + G_{r\varphi}) dS_r; \\ k_{14} &= \iint_{S_r} \frac{t}{R} E k dS_r; \quad k_{16} = - \iint_{S_r} E \frac{t}{R} dS_r; \quad k_{22} = \iint_{S_r} G_{t\varphi} \frac{k^2}{R} dS_r; \quad k_{24} = - \iint_{S_r} G_{t\varphi} k dS_r; \\ k_{33} &= \iint_{S_r} \frac{1}{R} (E k^2 + G_{r\varphi}) dS_r; \quad k_{34} = \iint_{S_r} E k^2 \frac{t}{R} dS_r; \quad k_{35} = \iint_{S_r} \left(E k^2 \frac{r}{R} - G_{r\varphi} \right) dS_r; \\ k_{36} &= - \iint_{S_r} E k \frac{t}{R} dS_r; \quad k_{44} = \iint_{S_r} \left(E k^2 \frac{t^2}{R} + G_{t\varphi} R + G_e \frac{b^2}{R} \right) dS_r; \quad k_{45} = \iint_{S_r} E k^2 \frac{t \cdot r}{R} dS_r; \\ k_{46} &= - \iint_{S_r} \left(E k \frac{t^2}{R} + G_e k \frac{b^2}{R} \right) dS_r; \quad k_{55} = \iint_{S_r} \left(E k^2 \frac{r^2}{R} + G_{r\varphi} R \right) dS_r; \quad k_{56} = - \iint_{S_r} E k \frac{r \cdot t}{R} dS_r; \\ k_{66} &= \iint_{S_r} \left(E \frac{t^2}{R} + G_e k^2 \frac{b^2}{R} \right) dS_r. \end{aligned}$$

Вычислим работу внешних сил в (13) на соответствующих возможных перемещениях

$$\delta A = -(\delta \mathbf{U}_l^i)^T \mathbf{P}_l^i + (\delta \mathbf{U}_0^{i+1})^T \mathbf{P}_0^{i+1} + (\delta \mathbf{X}_{r,c})^T \mathbf{P}_r + \delta A_V, \quad (18)$$

Где A_V – работа инерционной нагрузки, приложенной к шпангоуту;

$\mathbf{P}_r = R \begin{bmatrix} p_r & p_t & p_\varphi & m_r & m_t & m_\varphi \end{bmatrix}^T$ – вектор-столбец внешних сил, действующих на шпангоут, содержит амплитудные значения гармоник разложения погонных радиальных, осевых, окружных сил и соответствующих моментов.

$$\delta A_V = -R \iint_{S_r} \rho \delta \mathbf{V}_r \cdot \frac{\partial^2}{\partial t^2} \mathbf{V}_r dS_r, \quad (19)$$

где ρ – плотность материала шпангоута.

На основании (6) из уравнения (19) следует:

$$\delta A_V = -\delta \mathbf{X}_r^T \mathbf{M}_r \frac{d^2}{dt^2} \mathbf{X}_r, \text{ где } \mathbf{M}_r = \iint_{S_r} \rho \Phi_r^T \Phi_r dS_r. \quad (20)$$

Матрица $\mathbf{M}_r$ (6×6) симметрична относительно главной диагонали. Приведем ее ненулевые элементы:

$$\begin{aligned} m_{11} &= \iint_{S_r} \rho dS_r; \quad m_{16} = -\iint_{S_r} \rho t dS_r; \quad m_{22} = m_{11}; \quad m_{26} = \iint_{S_r} \rho r dS_r; \quad m_{33} = m_{11}; \\ m_{34} &= -m_{16}; \quad m_{35} = m_{26}; \quad m_{44} = \iint_{S_r} t^2 \rho dS_r; \quad m_{45} = \iint_{S_r} \rho r t dS_r; \quad m_{55} = \iint_{S_r} \rho r^2 dS_r; \\ m_{66} &= \iint_{S_r} \rho (t^2 + r^2) dS_r. \end{aligned}$$

Из (12) и рис. 3 следует:

$$\begin{aligned} \mathbf{U}_l^i &= \mathbf{Q}_{i+1}^T \mathbf{X}_r; \quad [\delta \mathbf{U}_l^i]^T = \delta \mathbf{X}_r^T [\mathbf{Q}_{i+1}^T]^T; \quad \mathbf{U}_0^{i+1} = \mathbf{Q}_{i+1}^T \mathbf{X}_r; \\ [\delta \mathbf{U}_0^{i+1}]^T &= \delta \mathbf{X}_r^T [\mathbf{Q}_{i+1}^T]^T; \quad \mathbf{X}_r^c = \mathbf{Q}_{i+1}^C \mathbf{X}_r; \quad \delta \mathbf{X}_r^c = \delta \mathbf{X}_r^T [\mathbf{Q}_{i+1}^C]^T. \end{aligned} \quad (21)$$

Используя (21), из (18) получим

$$\delta A = \delta \mathbf{X}_r^T \left(-[\mathbf{Q}_{i+1}^T]^T \mathbf{P}_l^i + [\mathbf{Q}_{i+1}^T]^T \mathbf{P}_0^{i+1} + [\mathbf{Q}_{i+1}^C]^T \mathbf{P}_r - \mathbf{M}_r \mathbf{X}_r \right), \quad (22)$$

где

$$[\mathbf{Q}_{i+1}^C] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -t_c \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & r_c \\ 0 & 0 & 1 & t_c & r_c & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Воспользовавшись уравнением (13), учитывая (17), (22), (14), (21), получим уравнения равновесия шпангоута

$$\left(\bar{\mathbf{K}}_{21}^i + \bar{\mathbf{M}}_{21}^i \frac{d}{dt^2} \right) \mathbf{U}_i + \left[\mathbf{K} + \bar{\mathbf{K}}_{22}^i - \bar{\mathbf{K}}_{11}^{i+1} + (\mathbf{M} + \bar{\mathbf{M}}_{22}^i - \bar{\mathbf{M}}_{11}^{i+1}) \frac{d^2}{dt^2} \right] \mathbf{X}_r -$$

$$- \left(\bar{\mathbf{K}}_{12}^{i+1} + \bar{\mathbf{M}}_{12}^{i+1} \frac{d}{dt^2} \right) \mathbf{U}_{i+2} = \bar{\mathbf{P}}_r - \bar{\mathbf{F}}_2^i + \bar{\mathbf{F}}_1^{i+1}, \quad (23)$$

где: $\bar{\mathbf{K}}_{21}^i = [\mathbf{Q}_{i+1}^T]^T \mathbf{K}_{21}^i$, $\bar{\mathbf{K}}_{22}^i = [\mathbf{Q}_{i+1}^T]^T \mathbf{K}_{22}^i \mathbf{Q}_{i+1}^T$, $\bar{\mathbf{K}}_{11}^{i+1} = [\mathbf{Q}_{i+1}^T]^T \mathbf{K}_{11}^{i+1} \mathbf{Q}_{i+1}^T$,

$\bar{\mathbf{K}}_{12}^{i+1} = [\mathbf{Q}_{i+1}^T]^T \mathbf{K}_{12}^{i+1}$, $(\mathbf{K}, \mathbf{M})$, $\bar{\mathbf{P}}_r = [\mathbf{Q}_{i+1}^C]^T \mathbf{P}_r$, $\bar{\mathbf{F}}_2^i = \mathbf{Q}_{i+1}^T \mathbf{F}_2^i$, $\bar{\mathbf{F}}_1^{i+1} = \mathbf{Q}_{i+1}^T \mathbf{F}_1^{i+1}$.

В уравнениях (14) для $\mathbf{P}_0^i$ следует учесть, что $\mathbf{U}_i^j = \mathbf{Q}_{i+1}^T \mathbf{X}_r$, для $\mathbf{P}_i^j$ перемещение $\mathbf{U}_i^{j+1} = \mathbf{Q}_{i+1}^T \mathbf{X}_r$. Ниже приведена часть результирующей матрицы конструкции для узлов $i, i+1, i+2$:

$$\left(\mathbf{K} + \mathbf{M} \frac{d^2}{dt^2} \right) \mathbf{U} = \mathbf{P}(t) \quad (24).$$

$\mathbf{K}_{22}^{i-1} - \mathbf{K}_{11}^i +$ $+(\mathbf{M}_{22}^{i-1} - \mathbf{M}_{11}^i) \frac{\partial^2}{\partial t^2}$	$-\mathbf{F}_{12}^i \mathbf{Q}_{i+1}^T - \mathbf{M}_{11}^i \mathbf{Q}_{i+1}^T \frac{\partial^2}{\partial t^2}$		$\mathbf{U}_i$	$-\mathbf{F}_2^{i-1} + \mathbf{F}_1^i$
$\bar{\mathbf{K}}_{21}^i + \bar{\mathbf{M}}_{21}^i \frac{\partial^2}{\partial t^2}$	$\mathbf{K} + \bar{\mathbf{K}}_{22}^i - \bar{\mathbf{K}}_{11}^{i+1} +$ $+(\mathbf{M} + \bar{\mathbf{M}}_{22}^i - \bar{\mathbf{M}}_{11}^{i+1}) \frac{\partial^2}{\partial t^2}$	$-\bar{\mathbf{K}}_{12}^{i+1} - \bar{\mathbf{M}}_{12}^{i+1} \frac{\partial^2}{\partial t^2}$	$\mathbf{X}_r$	$-\bar{\mathbf{P}}_r - \bar{\mathbf{F}}_2^i +$ $+\bar{\mathbf{F}}_1^{i+1}$
	$\mathbf{K}_{21}^{i+1} \mathbf{Q}_{i+1}^T + \mathbf{M}_{21}^{i+1} \mathbf{Q}_{i+1}^T \frac{\partial^2}{\partial t^2}$	$\mathbf{K}_{22}^{i+1} - \mathbf{K}_{11}^{i+2} +$ $+(\mathbf{M}_{22}^{i+1} - \mathbf{M}_{11}^{i+2}) \frac{\partial^2}{\partial t^2}$	$\mathbf{U}_{i+2}$	$-\mathbf{F}_2^{i+1} + \mathbf{F}_1^{i+2}$

5. Выводы. Таким образом, стыковку многослойной оболочки со шпангоутом формально можно рассматривать как сопряжение элементов, у которых имеются различные узловые обобщенные перемещения. Причем на перемещения примыкающего сечения многослойной оболочки накладываются дополнительные кинематические условия (12), в соответствии с которыми перестраиваются матрицы жесткости и масс примыкающих оболочек и вектор-столбец приведенных узловых сил (23).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Попов Б.Г. Расчет многослойных конструкций вариационно-матричными методами: Учебное пособие. М.: Изд-во МГТУ, 1993. –294 с.
2. Васидзу К. Вариационные методы в теории упругости и пластичности: Пер. с англ. – М.: Мир, 1987. – 542 с.
3. Виноградов Ю.И., Ключев Ю.И., Образцов И.Ф. Метод решения краевых задач механики деформирования тонкостенных конструкций // МТТ. 2001. № 1. с. 159-166 (Изв. Академии наук).

УДК 69.04

А.С. Воскобойник, Б.Г. Попов

РАСЧЕТ УГЛОВЫХ СВАРНЫХ ШВОВ МЕТОДОМ ПРУЖИННОЙ АНАЛОГИИ

Разработана специализированная программа для расчета сварных швов сложного очертания. Проанализированы типовые случаи нагружения сварных соединений. Анализируются методики расчета. Предлагается автоматизировать определение напряженно деформированного состояния сварного шва с помощью метода пружинных аналогов.

Будем считать, что в зоне сварного шва (СШ) из общего расчета напряженно-деформированного состояния сварной конструкции определены шесть приведенных внутренних силовых факторов: результирующие силы P_x, P_y, P_z и моменты M_x, M_y, M_z .

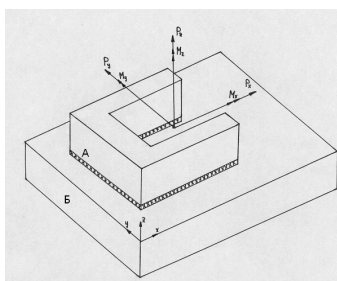


Рис.1

Поместим неподвижную декартову систему координат x, y, z в детали A в точку приведения силовых факторов (рис.1)

$$P = [P_x, P_y, P_z, M_x, M_y, M_z]^T.$$

В качестве элементарного участка шва выбирается размер катета шва (рис.2). На элемент сварного шва с характерным размером k от детали A действуют три силы реакции $F_i = [F_x, F_y, F_z]^T$ (рис.2), которые в сварном шве создают сложное напряженное состояние с основными компонентами, показанными на рис. 3.

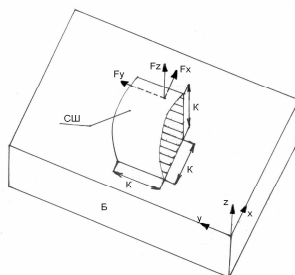


Рис.2

Элементарный участок заменяется тремя взаимоортогональными пружинами единичной жесткости (рис.3). Свариваемые детали считаются абсолютно жесткими.

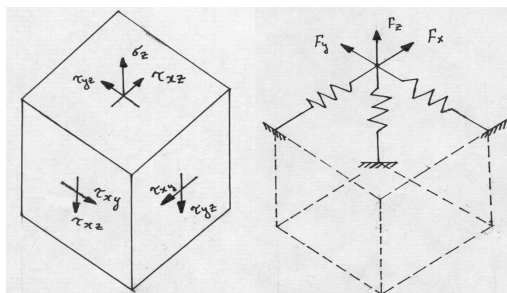


Рис.3

Одну деталь (например, *Б*) можно считать неподвижной. Другая деталь (*А*) имеет шесть степеней свободы: перемещения вдоль осей x, y, z , которые будем обозначать u, v, w и повороты вокруг этих осей, которые будем обозначать $\omega_x, \omega_y, \omega_z$. В этом случае, если деталь *А* имеет малые перемещения (при которых возникают малые упругие деформации сварного шва) и малые (по сравнению с единицей) углы поворота, перемещения элемента сварного шва, имеющего координаты x_i, y_i, z_i , будут равны:

$$\begin{bmatrix} u_i \\ v_i \\ w_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & z_i & -y_i \\ 0 & 1 & 0 & -z_i & 0 & x_i \\ 0 & 0 & 1 & y_i & -x_i & 0 \end{bmatrix} \times q, \quad (1)$$

где $q = [u, v, w, \omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ – вектор-столбец степеней свободы детали A ; $q_i = [u_i, v_i, w_i]^T$ – проекции полного перемещения элемента СШ на оси x, y, z .

Для получения обобщенного перемещения детали A , согласно процедуре сборки конечных элементов получаем:

$$K q = P, \quad (2)$$

где $K = c \sum_{i=1}^n C_i^T C_i$ – матрица жесткости сварного шва, где c – жесткости пружин, C_i – матрица кинематических связей (см. (1)).

После решения (2) определяем q и q_i (1). Зная q_i , вычисляем F_i . Далее находим напряжения в элементе сварного шва:

$$\sigma_z = F_z / A; \tau_{yz} = F_y / A; \tau_{xz} = F_x / A,$$

где $A = h \cdot k$; h – расчетная высота шва ($h = 0.7 \div 0.8k$).

Касательное напряжение τ_{xy} от момента M_z вычисляют по формулам, соответствующим кручению профилей [1]. Эквивалентное напряжение в СШ оценивается по критерию энергии формоизменения (Хубера-Мизеса):

$$\sigma_{экв} = \sqrt{\sigma_z^2 + 3(\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{xz}^2)}.$$

Запас прочности рассчитывают по максимальной $\sigma_{экв}$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Андриенко Л.А., Байков Б.А., Ганулич И.К. и др.; Детали машин. Учебник для вузов; под ред. О.А. Ряховского. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002.-544с.

ЧИСЛЕННЫЙ МЕТОД ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ГИДРОУПРУГОЙ ДИНАМИКИ СТАРТА ДВУХСРЕДНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Излагается численный метод решения связанной задачи гидроупругости, где для расчета нестационарных гидродинамических нагрузок, действующих на гладкий упругий летательный аппарат, используется метод дискретных вихрей и гипотеза А.Чорина.

1. Связанная задача гидроупругости. При проектировании современных двухсредных летательных аппаратов актуальной задачей является уменьшение зазоров между летательным аппаратом и стартовым устройством [1]. Для решения этой задачи необходимо проводить расчет переходных процессов с учетом податливости, как амортизирующих систем стартового комплекса, так и конструкций летательного аппарата.

Возникает связанная задача гидроупругости, в которой наибольшие трудности представляет расчет нестационарных гидродинамических нагрузок, действующих на летательный аппарат. Как правило, при пересечении границы раздела сред существует интенсивная боковая составляющая скорости набегающего потока, поэтому требуется рассмотрение поперечного обтекания с учетом интенсивного вихреобразования, которое имеет нестационарный характер.

Особенность рассматриваемой задачи в том, что обтекаемая упругая деформируемая поверхность является гладкой, острые кромки отсутствуют и заранее указать места отрыва потока невозможно.

2. Методы решения. Гипотеза А.Чорина. Современные методы решения связанных задач гидроупругости основаны на численном моделировании обтекания. Достаточные для инженерных расчетов результаты при минимальных требованиях к мощности компьютеров и затратах машинного времени можно получить при использовании метода дискретных вихрей.

При анализе отрывного обтекания профилей этим методом определяют места, в которых дискретные вихри сходят в поток. Приме-

няются как расчетные схемы, в которых точки схода вихрей фиксированы, так и схемы, в которых точки схода вихрей вычисляются на каждом шаге с привлечением дополнительных гипотез [2].

Известны также расчетные схемы, которые не фиксируют точки схода вихрей в поток. Они используют гипотезу А.Чорина [3]: если указать точки схода дискретных вихрей невозможно, то необходимо предположить, что такие вихри могут сойти в поток в каждой точке обтекаемого профиля. Эта гипотеза используется при моделировании течений вязкой жидкости с низкими числами Рейнольдса [4].

При больших числах Рейнольдса, характерных для процесса старта, в соответствии с подходом Прандтля, течение вокруг объекта может быть условно разделено на тонкую пристеночную область, где проявляются силы вязкого трения, и внешнюю область, где жидкость может считаться идеальной.

Расчеты показывают, что гипотеза А.Чорина может быть использована и в этом случае. Пелена, составленная из большого количества дискретных вихрей, генерируемых в тонком пристеночном слое, обладает свойством самоорганизации, и области отрыва потока формируются естественным образом [5].

3. Моделирование динамики вихревого следа. Рассматривается плоскопараллельный поток идеальной несжимаемой среды, который движется вблизи непроницаемого неподвижного экрана с постоянной скоростью $\bar{U}_0$. Перпендикулярно потоку в момент времени t_0 со стороны экрана начинает двигаться упругое обтекаемое тело. Вводится подвижная система координат $O'X'Y'$, связанная с телом. Положение тела в неподвижной системе координат OXY задается координатой Y_0 .

Тело упруго закреплено на пружинах, линейно работающих на растяжение-сжатие в направлении прогиба хорды. Пружины крепятся к телу на идеальных шарнирах.

В расчетах принято, что упругим элементом, воспринимающим гидродинамические нагрузки $p(x, t)$, является хорда профиля тела, которая работает на изгиб как балка длиной b , имеющая постоянное поперечное сечение. Рассматриваются поперечные прогибы балки $w(x, t)$

$$w(x, t) = - \int_0^b G(x, \xi) \left[\rho \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + p(\xi, t) \right] d\xi, \quad (1)$$

где $G(x, \xi)$ - функция Грина, которая вычислена аналитически из граничных условий и условий стыковки участков. Формоизменение профиля находится с использованием гипотезы плоских сечений.

Исследуется переходный процесс с начальными условиями $Y_0(0) = 0, \dot{Y}_0(0) = V_{0Y}$ протекающий до $t = t_K = Y_{0\max}/V_{0Y}$. На каждом шаге вихревой след моделируется точечными дискретными вихрями, сошедшими на предыдущих шагах вычислений и характеризуемыми постоянными интенсивностями. На профиле строится расчетная схема из контрольных точек и точек схода дискретных вихрей. По гипотезе А.Чорина считается, что вихри, рожденные на шаге, являются свободными и уносятся в поток, двигаясь по траекториям жидких частиц.

Интенсивности рожденных вихрей находятся из решения системы линейных алгебраических уравнений, соответствующих условиям непротекания в контрольных точках и теореме о постоянстве циркуляции [2]. После решения системы, рождённые вихри пополняют вихревой след. Таким образом, с каждым шагом число вихрей в следе увеличивается. Движение дискретных вихрей по траекториям жидких частиц описывается системой обыкновенных дифференциальных уравнений. Определение давлений производится при помощи аналога интеграла Коши-Лагранжа, полученного в работе [6]. Для определения прогибов хорды проводится дискретизация упругой модели. Для обеспечения устойчивости счета используется алгоритм фильтрации отклика упругой системы на внешнее воздействие [7].

4. Выводы. Исследованы переходные процессы старта при различных скоростях движения летательного аппарата и потока жидкости. Рассчитана динамика развития вихревого следа при старте. Найдены деформации упругой системы для различных моментов безразмерного времени, перемещения пружин и формы колебаний упругой хорды в процессе выхода. Получено большое количество результатов численного моделирования.

Полученные результаты показывают возможность использования гипотезы А. Чорина для расчета гидроупругой динамики старта двухсредных летательных аппаратов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Мнев Е.Н., Романовский А.Ф. К вопросу обеспечения безударного подводного старта баллистической ракеты из пускового стакана // материалы третьей международной конференции Военно-морской флот и судостроение в современных условиях NSN'2003 Секция D <http://www.ksri.ru/rus/sci/conf/nsn2003.htm>

2. Математическое моделирование плоскопараллельного обтекания тел / Белоцерковский С.М. - М.: Наука, 1988. – 232с.
3. Chorin A.J. Vortex Sheet Approximation of Boundary Layers// Journal of computational physics. – 1978. No 27. – С. 428-442.
4. Дынникова Г.Я. Лагранжев подход к решению нестационарных уравнений Навье-Стокса// Доклады РАН. – 2004. т.399. №1. – С.42-46.
5. Аринчев С.В., Щеглов Г.А. Об одной гипотезе вихреобразования для расчета гидродинамической нагрузки, действующей на двухсредный упругий летательный аппарат // Вісник ХНУ. Серія «М». – Харків, 2003. №590. Вип. 1. – С. 244-248.
6. Дынникова Г.Я. Силы, действующие на тело, при нестационарном вихревом отрывном обтекании идеальной несжимаемой жидкостью// Изв. РАН МЖГ. - 2001. №2. - С.128-138.
7. Никитенко В.И., Ключев Ю.И., Тарасов А.А. Анализ динамического поведения оболочечной конструкции при нестационарном внешнем воздействии//Расчеты на прочность. сб. статей. – М.: Маш., 1983. Вып 24. стр. 281-285

УДК 681.324

Р.И. Шувалов, И.В. Елизаветин

**АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА КОРРЕЛЯЦИИ
РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ ПРИ
СОЗДАНИИ ЦИФРОВОЙ МОДЕЛИ РЕЛЬЕФА ЗЕМНОЙ
ПОВЕРХНОСТИ СТЕРЕОМЕТРИЧЕСКИМ МЕТОДОМ**

Предложена методика проведения корреляции радиолокационных изображений земной поверхности в автоматическом режиме при создании трехмерных моделей рельефа стереометрическим методом. Иерархический подход реализует последовательность уровней корреляции с различными параметрами. Результатом корреляционной процедуры является файл параллаксов и файл значений корреляционной функции

1. Постановка задачи. В настоящее время цифровые карты рельефа земной поверхности находят все более широкое применение в различных областях хозяйственной деятельности человека. В качестве источника данных для получения таких карт или трехмерных моделей поверхности могут быть использованы перекрывающиеся радиолокационные изображения, полученные радиолокаторами с синтезированной апертурой антенны (РСА), установленными на космических аппаратах (рис.1).

Одной из основных составляющих процедуры создания трехмерных моделей рельефа стереометрическим методом, является корреляционный алгоритм (рис.2). Этот алгоритм требует определения ряда параметров обработки, которые задаются оператором априорно, и при изменении входных данных должны подбираться заново.

В данной работе предложена методика проведения корреляции в автоматическом режиме.

2. Корреляция изображений. Цель процедуры корреляции – найти разность радиолокационных параллаксов, возникающую вследствие различных углов визирования в угломестной плоскости для двух снимков стереопары.

Точки поверхности, имеющие различные высоты имеют также и различные смещения в направлении наклонной дальности на одном из изображений (далее тестовом) по отношению к другому (далее обозначенному как основное) (рис.3).

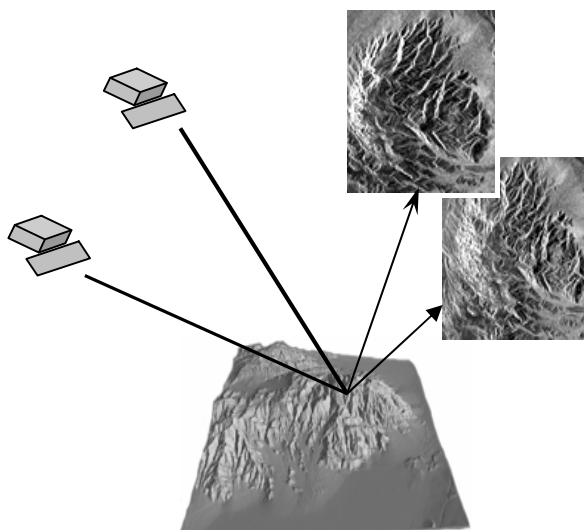


Рис. 1 Геометрия обзора стерео РСА

Это свойство определяет потенциальную возможность создания цифровой модели рельефа земной поверхности по стереорадиолокационным данным. И задача корреляционного алгоритма состоит в определении этих смещений.

В процессе корреляции для каждого пикселя основного изображения ищется соответствующий ему пиксель тестового изображения по максимуму корреляционной функции, вычисляемой внутри окна коррелятора, в некоторой области поиска на тестовом изображении (рис 3). Типичный корреляционный алгоритм имеет иерархическую структуру (рис 4, рис. 5).

Иерархический подход реализует последовательность уровней корреляции с различными параметрами (размер корреляционного окна и размер области поиска) на каждом уровне. Результаты каждого уровня используются как начальные данные для следующего.

На каждом последующем уровне корреляции размеры окна коррелятора и области поиска уменьшаются, и разрешение в файле параллаксов возрастает.

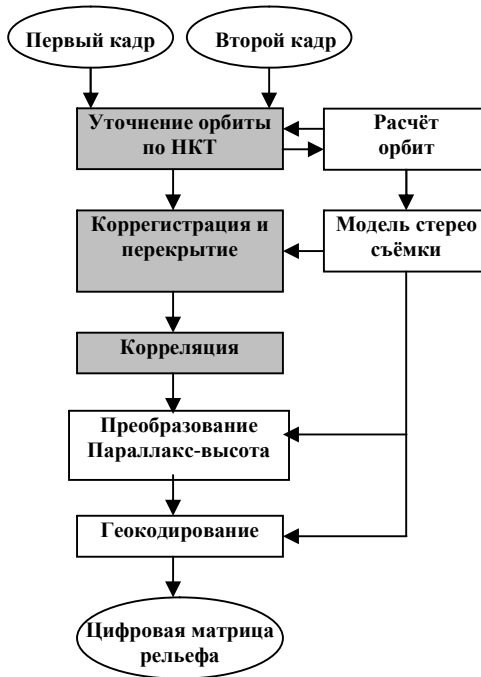


Рис. 2 Диаграмма формирования стерео ЦМР

В качестве корреляционной функции обычно используется срезка точечной статистической оценки коэффициента корреляции:

$$\rho(i, j, s) = \begin{cases} \frac{\sum_{v=1}^k (x_v^{i,j} - \bar{x}^{(i,j)})(y_v^{(i,j+s)} - \bar{y}^{(i,j+s)})}{\sqrt{\sum_{v=1}^k (x_v^{i,j} - \bar{x}^{(i,j)})^2} \sqrt{\sum_{v=1}^k (y_v^{(i,j+s)} - \bar{y}^{(i,j+s)})^2}}, \\ \sum_{v=1}^k (x_v^{i,j} - \bar{x}^{(i,j)})(y_v^{(i,j+s)} - \bar{y}^{(i,j+s)}) \geq 0; \\ 0, \sum_{v=1}^k (x_v^{i,j} - \bar{x}^{(i,j)})(y_v^{(i,j+s)} - \bar{y}^{(i,j+s)}) < 0, \end{cases} \quad (1)$$

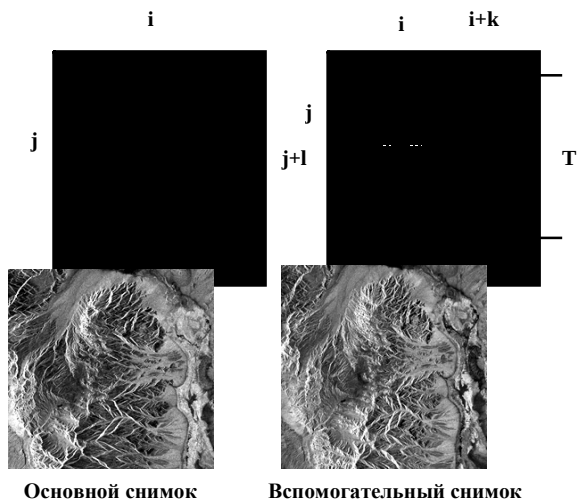


Рис. 3 Схема стере корреляции

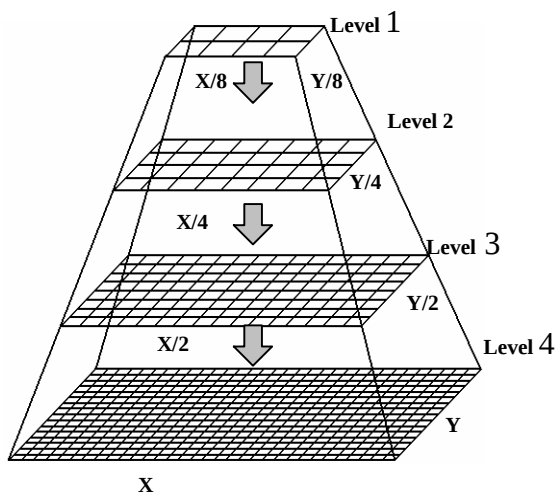


Рис. 4 Схема иерархической обработки

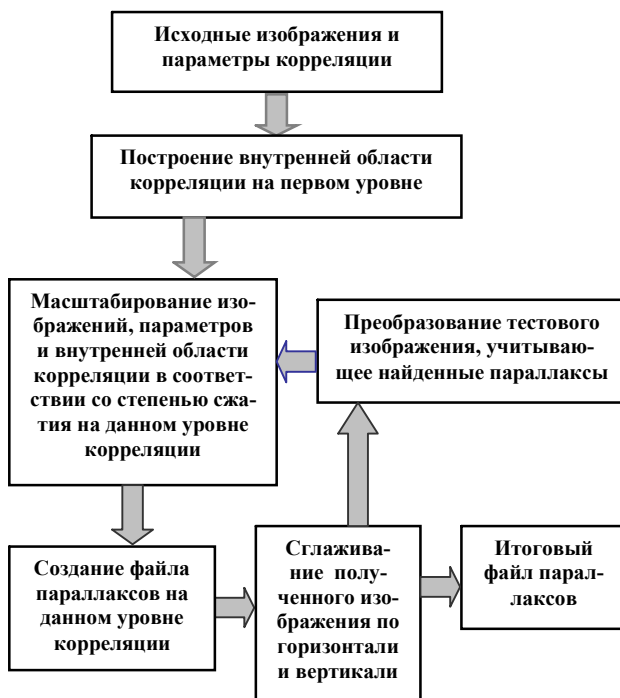


Рис. 5 Блок-схема работы коррелятора

где величины X и Y относятся к значениям пикселей на первом и втором изображениях стереопары соответственно, а k – число пикселей в корреляционном окне.

Параллакс каждого пикселя с координатами i, j определяется как точка максимума корреляционной функции вдоль линии дальности в пределах области поиска:

$$\Delta P_{(i,j)} = s(\max_{-R < s < R} \beta(i, j, s)), \quad (2)$$

здесь R – размер области поиска.

Применяется одномерный поиск только по оси дальности. Это позволяет существенно сократить объем вычислений, а также уменьшает вероятность появления ложных экстремумов корреляционной функции.

Недостатком одномерной оптимизации является более высокие требования к точности геометрического согласования исходных изо-

бражений стереопары на этапе коррегистрации по сравнению с двумерной оптимизацией.

Результатом корреляционной процедуры является файл параллаксов и файл значений корреляционной функции. Описанный корреляционный алгоритм будем называть классическим.

3. Параметры классического корреляционного алгоритма.

Классический корреляционный алгоритм имеет следующие параметры:

- количество корреляционных уровней;
- степень сжатия обрабатываемых изображений на каждом уровне;
- размер окна коррелятора на каждом уровне для каждого участка изображения;
- размер области поиска на каждом уровне.

Значения этих параметров подбираются для каждой стереопары индивидуально, по схеме апостериорной корректировки, с визуальным контролем качества получаемого файла параллаксов (о критерии качества см. ниже).

4. Методика автоматической корреляции

а) *Определение количества корреляционных уровней и степеней сжатия изображений на каждом из них.* Для сокращения вычислений на каждом уровне корреляции обрабатываются сжатые в несколько раз изображения. Выведем формулу для определения количества уровней корреляции и максимальной степени сжатия (степени сжатия на первом уровне корреляции).

Далее используются следующие обозначения: N – количество пикселей на обрабатываемом изображении; n_i – количество пикселей содержащихся в окне коррелятора на i -ом уровне корреляции (если размеры окна не постоянны, то n_i – среднее значение по изображению); k – искомое число уровней корреляции; Δ – возможная ошибка в определении параллакса ($\Delta \geq 1$, Δ измеряется в пикселях.); $\pi_{\max}$ – максимальная длина области поиска на исходном изображении; t – удельная (на 1 пиксель изображения) трудоемкость вычисления коэффициента корреляции (среднее количество арифметических операций); T – общая трудоемкость алгоритма.

Считаем $\pi_{\max}$ известной априорно. Это предположение не накладывает принципиальных ограничений на применимость описываемой методики, так как на настоящий момент доступны для широкого использования глобальные цифровые модели рельефа грубого разрешения (например, GTOPO30).

Предполагается также, что степень сжатия на каждом уровне есть степень двойки. На первом уровне она максимальна, с каждым последующим уровнем корреляции степень сжатия уменьшается вплоть до единицы. Для общей трудоемкости алгоритма можно записать:

$$T = n_1 t \frac{N}{4^{k-1}} \frac{\pi_{\max}}{2^{k-1}} + 2n_2 t \frac{N}{4^{k-2}} \Delta + \dots + 2n_k t N \Delta + T_0, \quad (3)$$

где T_0 – слагаемое, учитывающее трудоемкость операций чтения (записи), масштабирования, сглаживания, преобразования тестового изображения.

Строго говоря, T_0 – является функцией количества уровней k , но как показывает опыт, она очень медленно растет с ростом k по сравнению с остальной частью формулы (3). Поэтому, для простоты, будем считать T_0 константой. Будем также предполагать, что

$$n_1 = n_2 = \dots = n_k = n. \quad (4)$$

Тогда, имеем:

$$T = \frac{ntN}{2^{3(k-1)}} \pi_{\max} + 2ntN\Delta \left(\frac{1}{4^{k-2}} + \dots + 1 \right) + T_0, \quad (5)$$

$$T = \frac{ntN}{2^{3(k-1)}} \pi_{\max} + \frac{8}{3} ntN\Delta \left(1 - \frac{1}{2^{2(k-1)}} \right) + T_0, \quad (6)$$

$$T = T(k) \rightarrow \min, \quad (7)$$

$$k = \frac{\ln \frac{9}{16} \frac{\pi_{\max}}{\Delta}}{\ln 2} + 1. \quad (8)$$

Округление «вниз» до ближайшего целого числа результата полученного по формуле (8), даст искомое число уровней корреляции, а следовательно и степень сжатия изображений на каждом из них.

б) Определение размеров области поиска. Размер, области поиска на первом уровне корреляции полагаем равным $\pi_{\max}$. На остальных уровнях считаем этот размер равным 2Δ .

в) Определение размеров окна коррелятора. Корреляционным окном размера l для данного пиксела x_c будем называть окрестность этого пиксела, в виде квадрата со стороной длины l . Для такого окна будем использовать обозначение $T_l(x_c)$.

Радиолокационное изображение как правило очень неоднородно по своим яркостным характеристикам, и поэтому необходимо чтобы корреляционное окно было адаптивным, то есть размер окна для различных участков изображения должен быть в общем случае неодина-

ковым. Таким образом, на каждом уровне корреляции для каждого участка изображения необходимо определить в некотором смысле оптимальные размеры корреляционного окна.

Оптимальным размером естественно считать такой размер, при котором корреляция данного участка изображения пройдет наиболее успешно (с высоким значением корреляционной функции в точке экстремума и с хорошей корреляционной кривой). С ростом размера окна коррелятора увеличивается надежность привязки, а разрешающая способность алгоритма уменьшается. Поэтому оптимальным будет такой минимальный размер, при котором корреляционная функция еще имеет четко выраженный глобальный экстремум.

Задача выбора размера $l \in [l_{MIN}; l_{MAX}]$ корреляционного окна $T_l(x_c)$ может быть сформулирована следующим образом: определить оптимальное в указанном выше смысле значение параметра $l \in [l_{MIN}; l_{MAX}]$ для функции определенной на $T_{l_{MAX}}(x_c)$:

$$w(x_{ij}, l) = \begin{cases} 1, & \max_{k=i, k=j} |k - k_c| \leq l \\ 0, & \max_{k=i, k=j} |k - k_c| > l \end{cases} \quad (9)$$

$$x_{ij} \in T_{l_{MAX}}(x_c), i \in [1; l_{MAX}], j \in [1; l_{MAX}].$$

Рассматривая множество всех функций определенных на $T_{l_{MAX}}(x_c)$, получим обобщенную задачу: задать на множестве $T_{l_{MAX}}(x_c)$ некоторую оптимальную функцию $w(x_{ij})$.

Задача выбора оптимального размера окна коррелятора, осложняется следующими факторами: 1) Геометрические рассогласования изображений стерео пары, вследствие различных углов визирования. 2) Яркостные рассогласования изображений. Причиной таких рассогласований могут служить различные погодные условия на момент съемки, а также так называемый спекл-шум. 3) Наличие на основном изображении «похожих» друг на друга участков. Наиболее часто такие участки не имеют контрастно выраженных деталей.

Действие указанных факторов ведет к понижению качества корреляционной кривой. Среди недостатков корреляционной кривой основными являются пологость в окрестности глобального экстремума и многоэкстремальность. Для автонастройки размера окна коррелятора предлагается использовать понятие информативности участка радиолокационного изображения. Визуально информативность участка изображения проявляется в наличии на нем различных деталей (четко выраженных контуров, краев). Деталь представляет собой компактно

расположенную группу пикселей, резко контрастирующую на фоне ее окрестностей. Абсолютная величина контраста несущественна, информативность несет именно непрерывность в расположении контрастирующих пикселей. Следовательно, группы контрастирующих пикселей состоящие из малого числа единиц не следует включать в состав деталей.

Определим информативность участка изображения ограниченного данным корреляционным окном как общий объем всех деталей этого участка:

$$I(T_l(x_c)) = \sum_{k \in D_T} V_k, \quad (10)$$

где D_T – множество деталей ограниченных данным окном $T_l(x_c)$, V_k – количество пикселей входящих в состав k -ой детали.

Основная задача состоит теперь в выделении на изображении деталей. Это можно сделать, например, пороговым методом. Но перед применением порогового метода целесообразно отфильтровать изображение. Эта операция позволит частично подавить спекл-шум и повысить компактность в расположении пикселей получаемых на этапе выделения деталей. В данном случае для фильтрации лучше всего подходит медианный фильтр, так как он имеет свойство сохранять границы и края.

Вследствие неоднородности изображения по яркостным характеристикам, абсолютное пороговое значение Thr_{ABS} модуля градиента яркости для выделения на изображении деталей необходимо определять локально. Для этого предлагается разбить изображение на ячейки размера $SegSize$. На каждой такой ячейке абсолютное пороговое значение естественно определять в долях от среднего модуля градиента яркости по этой ячейке:

$$Thr_{ABS} = \frac{Thr_{REL}}{2(SegSize-1)SegSize} \left[\sum_{i=1}^{SegSize-1} \sum_{j=1}^{SegSize} |S_{i+1,j} - S_{i,j}| + \sum_{i=1}^{SegSize} \sum_{j=1}^{SegSize-1} |S_{i,j+1} - S_{i,j}| \right] \quad (11)$$

здесь S – функция яркости изображения, $SegSize$ – размер ячейки сегментации, Thr_{REL} – относительное пороговое значение, Thr_{ABS} – абсолютное пороговое значение.

Таким образом, определение искомого абсолютного порогового значения Thr_{ABS} по изображению сводится к определению размера $SegSize$ ячейки разбиения и относительного порогового значения

Thr_{REL} . Практика показала, что размер ячейки сегментации $SegSize$ можно положить априорно фиксированной величине ($SegSize = 150$). А вот относительное пороговое значение Thr_{REL} необходимо определять непосредственно в процессе обработки. Предлагается определять значение Thr_{REL} из условия:

$$Thr_{REL}^{OPT} = \begin{cases} \min_{Thr_{REL} \in \Theta} Thr_{REL}, & \Theta \neq \emptyset; \\ Thr_{REL}^{MAX}, & \Theta = \emptyset. \end{cases} \quad (12)$$

$$\Theta = \{Thr_{REL} \in [Thr_{REL}^{MIN}; Thr_{REL}^{MAX}] : \nu = \frac{\sum_{k \in D} V_k}{SegSize^2} < \nu_T\}$$

(из практического эксперимента: $\nu_T = 0.3$ и $[Thr_{REL}^{MIN}; Thr_{REL}^{MAX}] = [1; 3]$).

Это условие эвристически обосновывается тем фактом, что в случае $\nu \approx 0.5$ файл деталей становится достаточно однородным, и становится бессмысленным его использование для настройки размеров корреляционного окна.

Размер корреляционного окна следует выбирать таким образом, чтобы оно содержало достаточно деталей (было достаточно информативно) для обеспечения надежности привязки. Исходя из этого, оптимальный размер окна на промежутке $[l_{MIN}; l_{MAX}] = [10; 30]$ определим следующим образом:

$$l_{OPT} = \begin{cases} \min_{l \in \Omega} l, & \Omega \neq \emptyset; \\ l_{MAX}, & \Omega = \emptyset. \end{cases} \quad (13)$$

$$\Omega = \{l \in [l_{MIN}; l_{MAX}] : I(T_l(x_c)) \geq I_{THR}\},$$

где I_{THR} – пороговое значение информативности ($I_{THR} \approx 70$).

Все вышесказанное относительно размеров корреляционного окна относится главным образом к определению размера окна на первом уровне обработки, так как на остальных корреляционных уровнях размеры области поиска малы (см. определение размеров области поиска) и размер окна коррелятора можно установить равным l_{MIN} .

5. О применимости принципа информативности. В случае, когда участок тестового изображения имеет достаточно сильные геометрические искажения по сравнению с соответствующим участком

основного изображения (очертания высоких горных хребтов, например, могут сильно измениться на тестовом изображении по сравнению с основным), принцип информативности дает осечку.

Теоретически принцип информативности также не сработает тогда когда, изображение имеет похожие друг на друга неоднородности в пределах расстояний сравнимых с размером области поиска, но этот случай при обработке реальных радиолокационных изображений практически не встречается.

В виду наличия указанных двух особенностей для обеспечения надежности в работе алгоритма, возникает необходимость проведения на каждом корреляционном уровне проверки качества полученного файла параллаксов. Поскольку строгого критерия качества файла параллаксов не существует, на практике пользуются косвенными признаками. Так, например, считается, что файл параллаксов должен быть гладким и без контрастных переходов (качественный файл параллаксов обычно визуально напоминает облака). Именно этим признаком руководствуется оператор, при подборе параметров для классического алгоритма.

Но контрастный переход в файле параллаксов не всегда свидетельствует об ошибке корреляционного алгоритма (он может обуславливаться особенностями рельефа). «Ложному» контрастному переходу почти всегда соответствует область пониженных значений в файле значений корреляционной функции. Поэтому, ошибку коррелятора в файле параллаксов можно с высокой степенью достоверности идентифицировать, если совместно просканировать файл параллаксов и файл значений корреляционной функции.

В случае обнаружения в файле параллаксов области контрастности, которой соответствуют пониженные значения корреляционной функции, необходимо увеличить размер корреляционного окна и провести процедуру корреляции еще раз. В подавляющем большинстве случаев, существует такой размер корреляционного окна, при котором сбой коррелятора не происходит.

6. Повышение качества результата. В результате практического эксперимента установлено, что более сглаженный файл параллаксов удастся получить в случае, когда на каждом следующем уровне обработки учитываются лишь параллаксы найденные при условии $Q > Q_T$ (значение корреляционной функции в точке глобального экстремума больше некоторой пороговой величины) на всех предыдущих уровнях корреляции начиная со второго. Как показала практика: $Q_T \approx 0.2$.

Автоматизированный корреляционный алгоритм.

Предлагаемый автоматизированный алгоритм для первого уровня корреляции имеет вид: 1. Фильтрация основного изображения медианным фильтром. 2. Выделение на основном изображении деталей. 3. Исключение из состава найденных деталей тех из них, объем которых меньше критического. 4. Вычисление для каждого пикселя основного изображения размера корреляционного окна, с помощью построенного файла деталей. 5. Проведение процедуры корреляции с использованием построенного файла размеров корреляционного окна и определенных размеров области поиска. 6. Совместное сканирование файла параллаксов и файла значений корреляционной функции.

В случае обнаружения ошибок корреляционного алгоритма:

а). Увеличение размеров окна коррелятора на участках изображения, где были обнаружены сбои. Возвращение на пункт 5. б). Для остальных уровней корреляции, размер окна по всему изображению устанавливается равным l_{MIN} , и обработка начинается сразу с пункта 5.

Описанный алгоритм требует значительно больше вычислительных затрат, по сравнению с алгоритмом, в котором значения параметров корреляции задаются оператором априорно. Однако он позволяет автоматизировать процесс корреляции, так что исключается вмешательство оператора в процесс обработки и, тем самым, предотвращается внесение субъективных ошибок, относимых к так называемому «человеческому фактору».

7. Заключение. В работе предложена методика проведения корреляции в автоматическом режиме. Проведенный практический эксперимент показал работоспособность описанного алгоритма. В ряде случаев наблюдалось повышение качества итогового файла параллаксов в сравнении с полученным по классическому алгоритму.

Полученный результат является важным шагом на пути построения оптимального корреляционного алгоритма. Последняя задача является объектом будущих исследований.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ramapriyan H. K., Strong J. P., Hung Y., Murray Ch. W. "Automated matching of pairs of SIR-B images for elevation mapping" // IEEE Trans. Geosci. Remote Sensing. 1986. V. GE-24. P. 462-472.
2. Елизаветин И. В., Шувалов Р. И. "Оптимизация процесса корреляции радиолокационных изображений при создании цифровой модели рельефа земной поверхности стереометрическим методом" // Студенческий научный вестник. Сборник научно-исследовательских работ студентов / Под ред. К. Е. Демикова, М.: НТА «АПФН», 2004.

УДК 533.68

Ю.И. Димитриенко, А.А. Захаров,
Ю.М. Миронов

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРЕХМЕРНЫХ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В КАНАЛЕ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА СПВРД

Представлены результаты применения нового метода решения многомерных нестационарных задач газовой динамики, основанного на так называемых адаптивных регулярных сетках с ленточной структурой [1,2] для расчета нестационарных многомерных процессов в канале воздухозаборника (ВЗ) сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (СПВРД).

1. Постановка задачи. Рассматриваются две типовые конфигурации внутреннего канала ВЗ СПВРД (рис.1) без пилонов и с 3 пилонами. Расчетная область в обоих случаях является трехмерной, начинается со входа в канал ВЗ и заканчивается выходом в камеру сгорания. Поток газа (воздуха) рассматривается как идеальный совершенный нетеплопроводный дозвуковой. Нестационарный процесс течения газа в ВЗ описывается следующей системой уравнений газовой динамики в цилиндрической системе координат r, z, φ :

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial V^1}{\partial r} + \frac{\partial V^2}{\partial z} + \frac{\partial V^3}{\partial \varphi} = W, \quad (1)$$

где введены обозначения:

$$U = r \begin{pmatrix} \rho \\ \rho v_r \\ \rho v_z \\ \rho v_\varphi \\ \rho E \end{pmatrix}, \quad V^1 = r \begin{pmatrix} \rho v_r \\ \rho v_r^2 + p \\ \rho v_r v_z \\ \rho v_r v_\varphi \\ \rho \left(E + \frac{p}{\rho} \right) v_r \end{pmatrix}, \quad V^2 = r \begin{pmatrix} \rho v_z \\ \rho v_z v_r \\ \rho v_z^2 + p \\ \rho v_z v_\varphi \\ \rho \left(E + \frac{p}{\rho} \right) v_z \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{V}^3 = \begin{pmatrix} \rho v_\varphi \\ \rho v_\varphi v_r \\ \rho v_\varphi v_z \\ \rho v_\varphi^2 + p \\ \rho \left(E + \frac{p}{\rho} \right) v_\varphi \end{pmatrix}, \quad \mathbf{W} = \begin{pmatrix} 0 \\ \rho \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}. \quad (2)$$

здесь ρ – плотность газа, E – полная энергия газа: $E = C_v \Theta + |V|^2 / 2$, C_v – теплоёмкость при постоянном объеме, Θ – температура газа, V_r, V_z, V_φ – компоненты вектора скорости $\mathbf{V}$, $|V|^2 = \mathbf{V} \cdot \mathbf{V}$, $p = \rho \Theta R / \mu$ – давление, R – универсальная газовая постоянная, μ – молекулярная масса газа.

На твердых непроницаемых стенках ВЗ ставится условие непротекания: $\mathbf{v} \cdot \mathbf{n} = 0$, где $\mathbf{n}$ – вектор нормали к поверхности. На плоскости симметрии задаются условия симметрии:

$$\frac{\partial \rho}{\partial n} = 0, \quad \frac{\partial \theta}{\partial n} = 0, \quad \mathbf{v} \cdot \mathbf{n} = 0, \quad \frac{\partial v_{\tau_i}}{\partial n} = 0, \quad i = 1, 2,$$

где τ_i – векторы в плоскости симметрии. На границе входа в ВЗ задается скорость потока.

2. Метод решения. Для численного решения системы (1) был разработан метод ленточно-адаптивных сеток в сочетании с модифицированным методом типа Мак-Кормака. Согласно этому методу вводятся адаптивные криволинейные координаты X^i , согласованные с формой поверхности рассматриваемой области V . Эта область V разбивается на криволинейные кубы, ограниченные 6 поверхностями a, b, c, d, e, f , задаваемыми функциями: $x^i = x_\alpha^i(X^1, X^2)$, $\alpha = 1, \dots, 6$, где x^i – цилиндрические координаты r, z, φ .

В каждом таком кубе адаптивные координаты X^i , задаются аналитическими функциями: $x^i = f^i(X^1, X^2, X^3)$, где:

$$\begin{aligned} f^1(X^1, X^2, X^3) &= P^1(X^1, X^2, X^3) - (P^1(X^1, X^2, 0) - \\ &- x_1^1(X^1, X^2))(1 - X^3) - X^3(P^1(X^1, X^2, 1) - x_3^1(X^1, X^2)), \\ P^1(X^1, X^2, X^3) &= T^1(X^1, X^2, X^3) - (T^1(0, X^2, X^3) - \\ &- x_6^1(X^2, X^3))(1 - X^1) - X^1(T^1(1, X^2, X^3) - x_5^1(X^2, X^3)), \end{aligned}$$

$$T^i(X^1, X^2, X^3) = (1 - X^2)X_4^i(X^1, X^3) + X^2X_2^i(X^1, X^3).$$

С помощью адаптивной системы координат X^i строится регулярная разностная сетка, узлы в которой перечисляются одномерным списком (в виде ленты). Каждый узел сетки имеет номер j , номера его соседей спереди, сзади, справа, слева, сверху, снизу $F_j, B_j, R_j, L_j, U_j, D_j$. В адаптивных координатах система (1) имеет вид:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + Q_1^i \frac{\partial \mathbf{V}^1(\mathbf{U})}{\partial X^i} + Q_2^i \frac{\partial \mathbf{V}^2(\mathbf{U})}{\partial X^i} + Q_3^i \frac{\partial \mathbf{V}^3(\mathbf{U})}{\partial X^i} = \mathbf{W}(\mathbf{U}), \quad (3)$$

Здесь Q_j^i - компоненты матрицы Якоби преобразования цилиндрических координат в адаптивные. Для численного решения системы (3) применялась разностная схема типа Мак-Кормака, состоящая из следующих шагов:

1 шаг: Предиктор

$$\begin{aligned} \mathbf{U}_j^{m+1/2} = & \mathbf{U}_j^m - \Delta t \left(\frac{\mathbf{V}_{R_j}^{1,m} - \mathbf{V}_j^{1,m}}{X_{R_j}^i - X_j^i} \mathbf{Q}_1^i + \frac{\mathbf{V}_{U_j}^{2,m} - \mathbf{V}_j^{2,m}}{X_{U_j}^i - X_j^i} \mathbf{Q}_2^i + \right. \\ & \left. + \frac{\mathbf{V}_{F_j}^{3,m} - \mathbf{V}_j^{3,m}}{X_{F_j}^i - X_j^i} \mathbf{Q}_3^i \right) \end{aligned}$$

2 шаг: Корректор

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{U}}_j^{m+1} = & \frac{1}{2}(\mathbf{U}_j^m + \mathbf{U}_j^{m+1/2}) - \frac{\Delta t}{2} \left(\frac{\mathbf{V}_j^{m+1/2} - \mathbf{V}_{L_j}^{m+1/2}}{X_j^i - X_{L_j}^i} \mathbf{Q}_1^i + \frac{\mathbf{V}_j^{2m+1/2} - \mathbf{V}_{D_j}^{2m+1/2}}{X_j^i - X_{D_j}^i} \mathbf{Q}_2^i + \right. \\ & \left. + \frac{\mathbf{V}_j^{3m+1/2} - \mathbf{V}_{B_j}^{3m+1/2}}{X_j^i - X_{B_j}^i} \mathbf{Q}_3^i \right) \end{aligned}$$

3 шаг: Учет правой части $\tilde{\mathbf{U}}_j^{m+1} = \tilde{\mathbf{U}}_j^{m+1} + \Delta t \cdot \mathbf{W}_j^{m+1}$

Для подавления нефизических осцилляций вводилась искусственная вязкость.

3. Результаты расчетов. Расчет проводился при Махе набегающего потока $M=2.6$. Значения параметров на входе ВЗ, рассчитывались исходя из таблиц данных по обтеканию конуса и предположению о том, что на входе в ВЗ находится прямой скачок [3]. В таблице 1 приведены данные об использованной разностной сетке и результатах численного решения задачи для двух типов ВЗ до выхода на установившийся режим. Показано, что при обтекании пилонов происходит примерно двукратная потеря осевой скорости в области за пилонами, а также наблюдается небольшой локальный нагрев и повышение давления вблизи сторон пилонов, обращенных нормально к набегающему

поток. Выходное давление конфигурации с пилонами больше примерно на 13%.

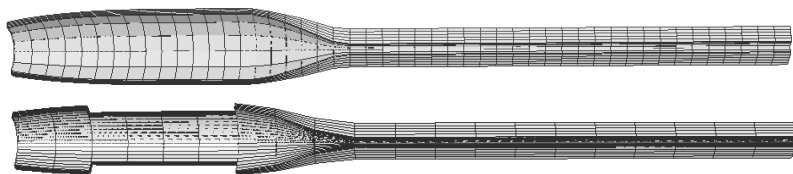


Рис. 1. Сеточная аппроксимация рассматриваемой области (сверху – конфигурация без пилонов, снизу – конфигурация с пилонами)

Табл. 1

	<i>ВЗ с пилонами</i>	<i>ВЗ без пилонов</i>
Число узлов сетки	4 000	3 264
Шаг по времени (мс)	0,000029	0,000029
Число итераций до установления	600 000	1 800 000
Время счета (ч) (процессор 2 ГГц)	116	406

4. Выводы. Предложен численный метод ленточно-адаптивных сеток для решения нестационарной задачи газовой динамики в канале воздухозаборника СПВРД. Установлено влияние пилонов на установившиеся газодинамические параметры воздухозаборника.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ю.И. Димитриенко, С.Г.Изотова. Численное исследование нестационарных газодинамических процессов горения твердых топлив в камере РДТТ.- Аэрокосмические технологии: Труды Всероссийской научно-технической конференции/ Под ред. Р.П. Симоньянца. -М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана.-2002 .- С.144-154.
2. Димитриенко Ю.И., Куклѐнков Л.Л., Ануфриев С.Н. Метод ленточных адаптивных сеток для решения задач газовой динамики в невыпуклых областях сложной формы.- Современные естественно-научные и гуманитарные проблемы: Сборник трудов научно-методической конференции, посвященной 40-летию НУК ФН. – М.: Логос, 2005. - С. 506-512.
3. М.М.Бондарюк, С.М. Ильяшенко. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели. ОБОРОНГИЗ.1958.

УДК 539.3

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

МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПРОЦЕССОВ В ДЕМПФИРУЮЩИХ СИСТЕМАХ С ФАЗОВЫМИ ПРЕВРАЩЕНИЯМИ

На основе теории гетерогенных пористых систем с фазовыми превращениями [1,2] предложена математическая модель нестационарных процессов для новых типов демпфирующих устройств. Сформулированы два типа специальных задач. Разработаны численные методы их решения.

1. Постановка задачи. Рассматриваются вопросы моделирования процессов в новых типах демпфирующих устройств, рабочим телом в которых служит система: пористое тело – несмачивающая жидкость. Пористое тело имеет два масштаба пор: микропоры и нанопоры. Затекание жидкости в нанопоры рассматривается как фазовое превращение, которое сопровождается поглощением механической энергии, и обуславливает эффект демпфирования системы.

В настоящей работе математическое моделирование таких систем предложено осуществлять с помощью теории гетерогенных пористых систем с фазовыми превращениями, в основе которой лежит метод асимптотического осреднения процессов в периодических структурах [3,4], когда можно ввести малый параметр $\kappa = l/L \ll 1$, где l – линейный размер пор, а L – линейный размер всей системы (ДС).

Газодинамические и механические параметры ДС выражаются асимптотическими разложениями по κ :

$$\Omega = \Omega^{(0)} + \kappa \cdot \Omega^{(1)} + O(\kappa^2),$$

где $\Omega = \{\rho_g, \mathbf{v}_g, \theta_g, \boldsymbol{\sigma}_g, \boldsymbol{\tau}_g, p_g, \mathbf{u}_s, \boldsymbol{\sigma}_s, D\}$ – периодические функции по локальным координатам: $\xi^i = x^i / \kappa$; ρ_g – плотность; $\mathbf{v}_g$ – скорость; θ_g – температура; $\boldsymbol{\sigma}_g$ – тензор полных напряжений; $\boldsymbol{\tau}_g$ – тензор вязких напряжений; p_g – давление жидкой фазы; $\mathbf{u}_s$ – вектор смещения; $\boldsymbol{\sigma}_s$ – тензор напряжений твердой фазы; D – скорость фазового превращения; x^i – безразмерные декартовы координаты.

Для определения микропараметров $\Omega^{(0)}(\xi^i, x^j)$ – сформулированы локальные задачи на ячейке периодичности (ЯП). Так локальная задача газодинамики течения в ЯП (в одной поре) представлена ниже:

$$\begin{aligned} \nabla_{\xi} \cdot \mathbf{T} &= 0, \\ \mathbf{T} &= \left(\rho_g^{(0)} \mathbf{v}_g^{(0)}, \rho_g^{(0)} \mathbf{v}_g^{(0)} \otimes \mathbf{v}_g^{(0)} + p_g^{(0)} \mathbf{E}, \left(\rho_g^{(0)} \left(c_g \theta_g^{(0)} + v_g^{(0)2} / 2 \right) + p_g^{(0)} \right) \mathbf{v}_g^{(0)} \right)^T; \\ p_g^{(0)} &= R \rho_g^{(0)} \theta_g^{(0)}, \quad \left\langle \rho_g^{(0)} \mathbf{v}_g^{(0)} \right\rangle_g = \bar{\rho}_g \bar{\mathbf{v}}_g(\bar{\mathbf{x}}, t), \\ \left\langle \rho_g^{(0)} \right\rangle_g &= \bar{\rho}_g(\bar{\mathbf{x}}, t), \quad \left\langle \theta_g^{(0)} \right\rangle_g = \bar{\theta}_g(\bar{\mathbf{x}}, t), \quad \mathbf{v}_g^{(0)} \cdot \mathbf{n}^{(0)} = 0, \quad \xi \in \Sigma_{\xi sg}, \\ \left\langle \rho_g^{(0)} \mathbf{v}_g^{(0)} \right\rangle_g &= \bar{\rho}_g \bar{\mathbf{v}}_g(\bar{\mathbf{x}}, t), \quad \left\langle \rho_g^{(0)} \right\rangle_g = \bar{\rho}_g(\bar{\mathbf{x}}, t), \quad \left\langle \theta_g^{(0)} \right\rangle_g = \bar{\theta}_g(\bar{\mathbf{x}}, t), \end{aligned} \quad (1)$$

где $\mathbf{T}$ – обобщенный координатный столбец, элементами которого являются указанные векторы и тензоры.

Для нахождения осредненных параметров $\langle \Omega^{(0)}(\xi^i, x^j) \rangle$ сформулированы так называемые глобальные задачи газовой динамики и механики твердого тела:

$$\begin{cases} \rho_s \frac{\partial \varphi_s}{\partial t} = -J; & \frac{\partial \varphi_g \bar{\rho}_g}{\partial t} + \nabla_{\bar{x}} \cdot \varphi_g \bar{\rho}_g \bar{\mathbf{v}}_g = J; \\ \rho_s \varphi_s \frac{\partial^2 \mathbf{u}_s}{\partial t^2} = \nabla_{\bar{x}} \cdot \varphi_s \bar{\boldsymbol{\sigma}}_s - \mathbf{P}; \\ \frac{\partial \varphi_g \bar{\rho}_g \bar{\mathbf{v}}_g}{\partial t} + \nabla_{\bar{x}} \cdot \varphi_g \bar{\rho}_g \bar{\mathbf{v}}_g \otimes \bar{\mathbf{v}}_g = \nabla_{\bar{x}} \cdot \varphi_g \bar{\boldsymbol{\sigma}}_g + \mathbf{P}; \\ \frac{\partial \varphi_g \bar{\rho}_g \bar{e}_g}{\partial t} + \nabla_{\bar{x}} \cdot \varphi_g \bar{\rho}_g \bar{\mathbf{v}}_g \bar{e}_g = \nabla_{\bar{x}} \cdot (\varphi_g \bar{\boldsymbol{\sigma}}_g \cdot \bar{\mathbf{v}}_g + \mathbf{E}_g) + E_g. \end{cases} \quad (2)$$

К этой системе добавляются осредненные определяющие соотношения:

$$\bar{\boldsymbol{\sigma}}_g = -\bar{p}_g \mathbf{E} - \bar{\boldsymbol{\sigma}}_g,$$

где $\bar{\boldsymbol{\sigma}}_g = \left\langle \rho_g^{(0)} \Delta \mathbf{v}_g \otimes \Delta \mathbf{v}_g \right\rangle_g$; $\bar{p}_g = R \left\langle \rho_g^{(0)} \theta_g^{(0)} \right\rangle_g$;

$$\bar{\boldsymbol{\varepsilon}} = \mathbf{I} \cdot \bar{\boldsymbol{\sigma}}_s - \frac{1}{2} \left\langle \nabla_{\xi} \otimes \mathbf{u}_s^{(1)} + \left(\nabla_{\xi} \otimes \mathbf{u}_s^{(1)} \right)^T \right\rangle_s; \quad \bar{\boldsymbol{\varepsilon}} = \frac{1}{2} \left[\nabla_{\bar{x}} \otimes \bar{\mathbf{u}}_s + \left(\nabla_{\bar{x}} \otimes \bar{\mathbf{u}}_s \right)^T \right],$$

$\bar{p}_g$ – среднее давление в газовой фазе; $\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}$ – осредненный тензор деформаций твердой фазы; $\bar{\mathbf{u}}_s$ – осредненный вектор перемещений частиц твердой фазы; $\Delta \mathbf{v}_g$ – вектор пульсации скорости газовой фазы относительно среднего значения.

2. Метод решения. Для решения локальной задачи газовой динамики (1) нулевого уровня разработан модифицированный метод Мак-Кормака [5], в котором реализована процедура удовлетворения интегральным условиям осреднения. Метод показал свою работоспособность на примере ячейки периодичности, граница которой – цилиндрическая поверхность. Полученные результаты в рамках предложенного метода совпадают с аналитическим решением и составляют: $\rho_g^{(0)} = \bar{\rho}_g$, $v_{rg}^{(0)} = v_{\varphi g}^{(0)} = 0$, $v_{zg}^{(0)} = \bar{v}_{g3}$, $\theta_g^{(0)} = \bar{\theta}_g$, где $\bar{v}_{g3}$ компонента вектора скорости в глобальной декартовой системе координат.

В общем случае указанные локальные и глобальная задачи оказываются связанными. Однако, в соответствии с методом асимптотического осреднения, локальные задачи газовой динамики и механики твердого тела на ячейке периодичности V_ε удается решать независимо от соответствующих им глобальных аналогов. В предположении цилиндричности «макропор» гетерогенного рабочего тела и для случая одномерной ДС в виде плоской пластины, глобальная задача (2) принимает следующий вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \varphi_g}{\partial t} = \frac{J}{\rho_s}; \quad \frac{\partial \varphi_g \bar{\rho}_g}{\partial t} + \frac{\partial \varphi_g \bar{\rho}_g \bar{v}_{g3}}{\partial \bar{x}^3} = J; \\ \rho_s (1 - \varphi_g) \frac{\partial v_s}{\partial t} = \frac{\partial (1 - \varphi_g) \bar{\sigma}_{s33}}{\partial \bar{x}^3} - \bar{p}_g \frac{\partial \varphi_g}{\partial \bar{x}^3} - J \bar{v}_{g3}; \\ \frac{\partial \bar{\sigma}_{s33}}{\partial t} = E \frac{\partial v_s}{\partial \bar{x}^3}; \\ \frac{\partial \varphi_g \bar{\rho}_g \bar{v}_{g3}}{\partial t} + \frac{\partial \varphi_g \bar{\rho}_g \bar{v}_{g3}^2}{\partial \bar{x}^3} = -\varphi_g \frac{\partial \bar{p}_g}{\partial \bar{x}^3} + J \bar{v}_{g3}; \\ \varphi_g c_g \bar{\rho}_g \left(\frac{\partial \bar{\theta}_g}{\partial t} + \bar{v}_{g3} \frac{\partial \bar{\theta}_g}{\partial \bar{x}^3} \right) = -\varphi_g \frac{\partial \bar{v}_{g3} \bar{p}_g}{\partial \bar{x}^3} + J \left(c_g \bar{\theta}_g - \frac{\bar{v}_{g3}^2}{2} \right), \end{array} \right. \quad (3)$$

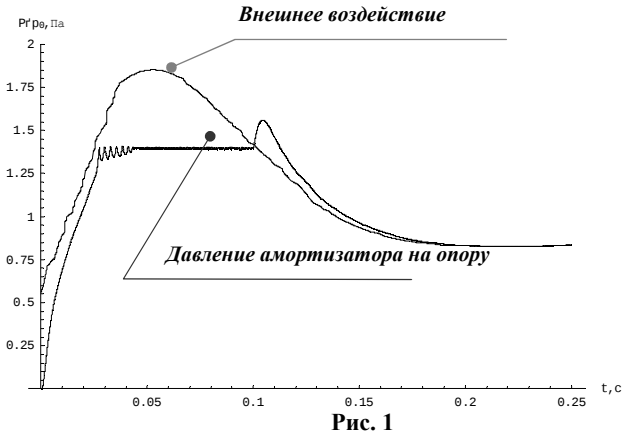
К системе добавляются начальные условия при $t = 0$:

$$\varphi_g = \varphi_g^0, \quad \bar{\rho}_g = \bar{\rho}_g^0, \quad v_s = 0, \quad \bar{v}_{g3} = 0, \quad \bar{\theta}_g = \bar{\theta}_g^0, \quad \bar{\sigma}_{s33} = 0$$

и граничное условие: $x^3 = 0$: $\bar{\sigma}_{s33} = -p(t)$.

3. Пример решения. Решение задачи (3) для случая распространения импульса давления, приложенного с одной стороны пластины, приведено на рис.1, где характерное давление равно $p_0 = 7,9 \text{ атм}$. Импульс давления на тыльной стороне пластины существенно изменяется. Вследствие демпфирования уменьшается максимальная амплитуда. Этот результат подтверждают проведенные эксперименты.

4. Выводы. Предложена математическая модель нестационарных процессов в новых типах демпфирующих устройств на основе фазовых превращений. Подтверждена её работоспособность. Сформулированы два типа специальных задач для определения параметров ДС: локальные и глобальные. Разработаны численные методы решения этих задач и представлен пример расчета ДС в виде пластины при импульсном нагружении. Результаты расчетов качественно согласуются с результатами имеющихся экспериментальных данных.



СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Димитриенко Ю.И. Механика композиционных материалов при высоких температурах. – М.: Машиностроение, 1997. – 368 с., ил.
2. Dimitrienko Yu.I. Dynamic Transport Phenomena in Poreuse Polymer Materials Under Impuls Thermal Effects.- Transport in Poreuse Media.-V.35.- 1999.-P.299-326.
3. Санчес-Паленсия Э. Неоднородные среды и теория колебаний: Пер. с англ. – М $f_3(l) = f_4(l) = 0$.: Мир, 1984. – 472 с., ил.
4. Бахвалов Н.С., Панасенко Г.П. Осреднение процессов в периодических средах. – М.: Наука. – 1984.
5. Рихтмайер Р., К. Мортон. Разностные методы решения краевых задач / Пер. с англ. Б.М. Будака и др. – М.: Изд-во «Мир», 1972.
6. Димитриенко Ю.И., Кулѐнков Л.Л., Ануфриев С.Н. Метод ленточных адаптивных сеток для решения задач газовой динамики в невыпуклых областях сложной формы.- Современные естественно-научные и гуманитарные проблемы: Сборник трудов научно-методической конференции, посвященной 40-летию НУК ФН. – М.: Логос, 2005 .- С. 506-512.

УДК 533.22

А.В. Колготин

ПРИМЕНЕНИЕ ПРИНЦИПИАЛЬНОГО КОМПОНЕНТНОГО АНАЛИЗА ДЛЯ ОБРАТНЫХ ЗАДАЧ НА ПРИМЕРЕ ИДЕНТИФИКАЦИИ СМЕСИ ПО СПЕКТРАЛЬНЫМ ДАННЫМ ЛИДАРНОГО ЗОНДИРОВАНИЯ

Рассматривается задача идентификации произвольной смеси по спектральным данным лидарного зондирования. Применением принципиального компонентного анализа получены условия, при которых задача определена. На основе метода регуляризации Тихонова найдено решение тестовой задачи.

1. Введение. Как известно, обратные задачи относятся к классу некорректных. Многие обратные задачи представляют собой решение системы линейных алгебраических уравнений (СЛАУ) либо при реализации выбранного численного метода сводятся к таким системам. Трудности, связанные с решением некорректных задач, вызваны тем, что они плохо обусловлены, а решение является неустойчивым при малых возмущениях в исходных данных. Мощным инструментом при исследовании свойств задачи через свойства соответствующей матрицы (или, в общем случае, оператора) выступает принципиальный компонентный анализ [1-3]. В данном исследовании предлагается пример применения такого рода анализа в задаче идентификации смеси по спектральным данным лидарного зондирования

2. Постановка задачи. Пусть задана некоторая смесь, состоящая из совокупности p различных веществ. Каждое вещество – представитель смеси – характеризуется концентрацией n_i и уникальным спектральным признаком σ_i , где $i = 1, 2, \dots, p$. Спектральный признак вещества σ_i определён в некотором диапазоне от $\lambda_{\min}$ до $\lambda_{\max}$ длины волны λ : $\sigma_i = \sigma_i(\lambda)$, $\lambda \in [\lambda_{\min}, \lambda_{\max}]$.

Тогда спектральное поведение всей смеси $g(\lambda)$ выражается суперпозицией

$$g(\lambda) = \sum_{i=1}^p g_i(\lambda) = \sum_{i=1}^p n_i \sigma_i(\lambda), \quad (1)$$

где g_i – спектр i -го вещества концентрацией n_i .

Спектральные признаки всевозможных веществ $\sigma_i(\lambda)$ образуют базу данных, которая формируется экспериментальным путём в лабо-

раторных условиях. Спектр смеси $g(\lambda)$ может быть получен в результате дистанционного зондирования, например, при лидарных измерениях. Таким образом, возникает задача восстановления, или идентификации, содержания i -го вещества n_i в смеси по измеренным спектрам $g(\lambda)$ и $\sigma_i(\lambda)$.

Уравнение (1) представляет собой непрерывную форму записи. Дискретный аналог данного уравнения имеет вид

$$g(\lambda_j) = \sum_{i=1}^p g_i(\lambda_j) = \sum_{i=1}^p n_i \sigma_i(\lambda_j), \quad j = 0, 1, \dots, l \quad (2)$$

где: $\lambda_j = \lambda_{\min} + j \times \Delta_j$, l – степень дискретизации, или количество длин волн, используемых при анализе.

В случае, когда дискретизация выбрана равномерная, её шаг $\Delta_j = \Delta = (\lambda_{\max} - \lambda_{\min})/l$. Как видно, дискретным аналогом рассматриваемой задачи является СЛАУ. Благодаря введению нового обозначения $\sigma_i(\lambda_j) = \sigma_{ji}$, $g(\lambda_j) = g_j$, полученная система принимает популярную матрично-векторную форму записи

$$\Sigma \mathbf{n} = \mathbf{g}, \quad (3)$$

где Σ – матрица размерностью $l \times p$ с элементами σ_{ji} , $\mathbf{n}$ – искомый вектор-столбец размерностью $p \times 1$ с элементами n_i , $\mathbf{g}$ – вектор-столбец размерностью $l \times 1$ с элементами g_j .

3. Анализ поставленной задачи. С математической точки зрения одним из ключевых вопросов при анализе поставленной задачи является определение существования и единственности её решения. Для выяснения этого вопроса удобно использовать эквивалентное представление СЛАУ (3), полученное путём умножения её левой и правой части на матрицу Σ^T слева, где индекс «т» означает операцию транспонирования. В результате рассматриваемая система принимает вид

$$C \mathbf{n} = \mathbf{u}, \quad (4)$$

где $C = \Sigma^T \Sigma$, $\mathbf{u} = \Sigma^T \mathbf{g}$.

Матрица C обладает примечательными свойствами, а именно 1) её размерность равна $p \times p$, т.е. матрица C квадратная; 2) симметричность, поскольку $C^T = (\Sigma^T \Sigma)^T = \Sigma^T (\Sigma^T)^T = C$; 3) все собственные числа χ_i , $i = 1, 2, \dots, p$, лежат в действительной области. Она имеет специальное название – ковариационная матрица – и встречается во многих приложениях.

Итак, решение задачи (3) существует и единственно, если (здесь предполагается, что правая часть $\mathbf{g} \neq \mathbf{0}$) детерминант матрицы C нетривиален [4]:

$$\det(C) \neq 0.$$

Известно множество способов нахождения детерминанта матрицы, однако полезным для дальнейшего исследования является следующая формула

$$\det(C) = \prod_{i=1}^p \chi_i. \quad (5)$$

В свою очередь, собственные числа χ_i могут быть определены, например, методом вращения [5].

Таким образом, при анализе задачи (3) находится детерминант матрицы C по формуле (5). Возникает два варианта: 1) если $\det(C) = 0$, то решение поставленной задачи не существует и рассматриваемая смесь не может быть идентифицирована; 2) если $\det(C) \neq 0$, то поставленная задача может быть решена, при этом необходимо рассмотреть: является ли задача хорошо обусловленной или нет.

Детерминант матрицы может быть отличен от нуля сколь угодно мало $\det(C) \rightarrow 0$. В таком случае задача (3) плохо обусловлена и может быть решена лишь в специальных случаях, когда исходные данные в виде функций $\sigma_i(\lambda)$ и $g(\lambda)$ заданы с очень высокой точностью, что невозможно достичь при реальных измерениях. Как следствие, несмотря на то, что $\det(C) \neq 0$, рассматриваемая задача также является неразрешимой.

На практике особенно важно иметь критерий, характеризующий свойства задачи, который бы учитывал погрешность измерения спектра смеси $g(\lambda)$. Следующая оценка, полученная на основе принципиального компонентного анализа [1], даёт такую возможность

$$\chi_{\min} > l^{-1} \delta^2. \quad (8)$$

Здесь δ – вектор относительной измерительной погрешности с элементами $\delta_j = \delta(\lambda_j)$, $j = 0, 1, \dots, l$, а правая часть неравенства фактически означает среднюю относительную ошибку измерения спектра $g(\lambda)$. Неравенство (8) позволяет сделать вывод о том, может ли исходная смесь, содержащая p различных веществ, быть идентифицирована при некотором уровне погрешности $\delta(\lambda)$. Если минимальное собственное число $\chi_{\min}$ ковариационной матрицы C удовлетворяет неравенству (8), рассматриваемая задача (3) имеет решение и при том единственное. Если данное условие не выполняется, одно из веществ в смеси выводится и осуществляется проверка для оставшихся $(p - 1)$ веществ.

4. Два замечания. 1. При использовании неравенства (8) следует иметь в виду, что матрица C должна быть нормирована таким образом, чтобы все её диагональные элементы были равны единице. Для

этого достаточно ввести нормирующие множители ρ_i для спектральных признаков $\sigma_i(\lambda)$ по формуле

$$\rho_i = \left(\sum_{j=1}^l \sigma_{ji}^2 \right)^{-\frac{1}{2}}. \quad (9)$$

2. В предлагаемом исследовании матрица C при степени дискретизации l вычисляется как

$$C_l = \Sigma^T \Sigma = \begin{bmatrix} \sum_{j=1}^l \sigma_{j,1}^2 & \sum_{j=1}^l \sigma_{j,1} \sigma_{j,2} & \dots & \sum_{j=1}^l \sigma_{j,1} \sigma_{j,p} \\ \sum_{j=1}^l \sigma_{j,2} \sigma_{j,1} & \sum_{j=1}^l \sigma_{j,2}^2 & \dots & \sum_{j=1}^l \sigma_{j,2} \sigma_{j,p} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \sum_{j=1}^l \sigma_{j,p} \sigma_{j,1} & \sum_{j=1}^l \sigma_{j,p} \sigma_{j,2} & \dots & \sum_{j=1}^l \sigma_{j,p}^2 \end{bmatrix}.$$

В предельном переходе при $l \rightarrow \infty$ матрица C_l равна

$$\lim_{l \rightarrow \infty} C_l = \begin{bmatrix} \int_{\lambda_{\min}}^{\lambda_{\max}} \sigma_1^2(\lambda) d\lambda & \int_{\lambda_{\min}}^{\lambda_{\max}} \sigma_1(\lambda) \sigma_2(\lambda) d\lambda & \dots & \int_{\lambda_{\min}}^{\lambda_{\max}} \sigma_1(\lambda) \sigma_p(\lambda) d\lambda \\ \int_{\lambda_{\min}}^{\lambda_{\max}} \sigma_2(\lambda) \sigma_1(\lambda) d\lambda & \int_{\lambda_{\min}}^{\lambda_{\max}} \sigma_2^2(\lambda) d\lambda & \dots & \int_{\lambda_{\min}}^{\lambda_{\max}} \sigma_2(\lambda) \sigma_p(\lambda) d\lambda \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \int_{\lambda_{\min}}^{\lambda_{\max}} \sigma_p(\lambda) \sigma_1(\lambda) d\lambda & \int_{\lambda_{\min}}^{\lambda_{\max}} \sigma_p(\lambda) \sigma_2(\lambda) d\lambda & \dots & \int_{\lambda_{\min}}^{\lambda_{\max}} \sigma_p^2(\lambda) d\lambda \end{bmatrix}$$

Это классическое определение ковариационной матрицы. Данный результат позволяет сделать ещё один важный вывод о максимальном количестве длин волн, необходимом при анализе. Если разрешающая способность лидера составляет $l_{\max}$ длин волн и найден спектр матрицы $C_{l_{\max}}$, то при анализе целесообразно использовать такое количество длин волн l , при котором достигается сходимость

$$\chi_{\min}^l \rightarrow \chi_{\min}^{l_{\max}}, \quad (10)$$

где $\chi_{\min}^l, \chi_{\min}^{l_{\max}}$ – минимальные собственные числа матриц C_l и $C_{l_{\max}}$.

Подведем итог проведенного в этом разделе анализа. Главным результатом является установление принципиально важных условий разрешимости задачи (3): – ограничение на параметр p , описывающий состав различных веществ в смеси, на основе неравенства (8); – ограничение на параметр l , описывающий набор длин волн, необходимых для решения задачи, на основе выражения (10).

5. Тестовая задача. Пусть задана смесь из $p = 7$ веществ. Их концентрации составляют $n_i = 2^{i-1}$, а спектральные признаки $\sigma_i(\lambda)$ описываются функциями Гаусса, определёнными в диапазоне от $\lambda_{\min} = 0,4$ до $\lambda_{\max} = 0,6$, с различными матожиданиями. На рис. 1 приведены их графики. На рис. 2 представлен спектр смеси $g(\lambda)$, полученный на основе решения прямой задачи (1).

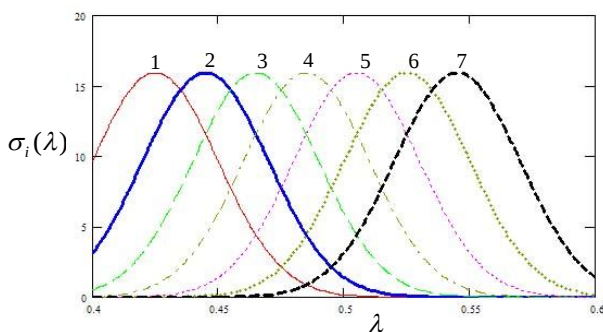


Рис. 1. Спектральные признаки $\sigma_i(\lambda)$.

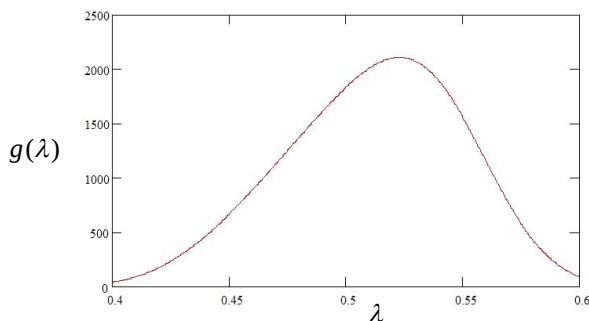


Рис. 2. Спектр смеси $g(\lambda)$

Минимальное собственное число ковариационной матрицы C для выбранных спектральных признаков равно $\sqrt{\chi_{\min}^{l_{\max}}} = 0,02$. Это свидетельствует о хорошей обусловленности задачи и её разрешимости при средней измерительной погрешности 1 %. Количество длин волн, достаточных для анализа, выбирается равным $l = p + 1 = 8$, так как в этом случае $\sqrt{\chi_{\min}^l} = 0,028 \rightarrow \sqrt{\chi_{\min}^{l_{\max}}} = 0,02$.

Решения задачи (3) находим на основе регуляризирующего алгоритма с использованием модификаций, позволяющих оценить параметр регуляризации в условиях отсутствия информации о погрешности измерения $g(\lambda)$ [6]. Сравнение заданного при решении прямой задачи вектора n и полученного при решении обратной задачи (3) показывает абсолютное совпадение. При введении относительной погрешности $\delta(\lambda)$ в правую часть $g(\lambda)$ на уровне 1 % по нормальному закону, решение задачи (3) находится с точностью до 10 %.

6. Выводы. 1) Сформулирована задача идентификации произвольной смеси по спектральным данным лидарного зондирования. Рассматриваемая задача является некорректной и сводится к решению СЛАУ. 2) Для исследования свойств задачи через свойства соответствующей матрицы проводится принципиальный компонентный анализ. Поставленная задача разрешима, если минимальное собственное число больше средней относительной погрешности измерений $\chi_{min} > l^{-1} \delta^2$. 3) На примере задачи идентификации смеси по спектральным данным лидарного зондирования применением принципиального компонентного анализа получены условия, при которых задача определена. Сделана оценка количества длин волн, необходимых при зондировании. 4) На основе метода регуляризации Тихонова найдено решение тестовой задачи. Проведён сравнительный анализ с точным решением и получено подтверждение результатов, предсказанных предварительно выполненным принципиальным компонентным анализом

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. S. Twomey. Introduction to the Mathematics of Inversion in Remote Sensing and Direct Measurements. - New York, Elsevier, 1977.
2. Donovan D. P. and Carswell A. I., "Principal component analysis applied to multiwavelength lidar aerosol backscatter and extinction measurements," Appl. Opt. 36, 9406-9424 (1997)
3. I. Veselovskii, A. Kolgotin. Information Content of Multiwavelength Lidar Data With Respect to Microphysical Particle Properties Derived From Eigenvalue Analysis. Appl. Opt (received)
4. Виноградов А.М. Конспект лекций по линейной алгебре. – М: МГТУ им. Баумана, 1992
5. Бахвалов Н.С. Численные методы. – М.: Наука, 1973
6. Veselovskii I., Kolgotin A. Inversion with regularization for the retrieval of tropospheric aerosol parameters from multiwavelength lidar sounding // Appl. Opt. – 2002. – №41. – P.3685-3699

УДК 629.7.05

В.В. Виленский, Г.Г.Плавник, В.С. Рябиков,
И.Е. Чифилов, Д.В. Плахов

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНО-АППАРАТНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СТЕНДА ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Представлена программно-аппаратная реализация стенда полунатурного моделирования процессов управления угловой ориентацией с цифровой системой управления. Стенд позволяет достичь полной имитации орбитального полета в наземных условиях.

1. Цели и задачи. Для подтверждения работоспособности и предусмотренной проектом малого космического аппарата (МКА) эффективности системы управления движением (СУД) целесообразно создать стенд полунатурного моделирования динамических режимов [1,2].

Рассматривается СУД МКА, которая построена на базе бесплатформенной гироскопической системы ориентации (БСО) и системы стабилизации (СС), включающей электромеханические и жидкостные реактивные исполнительные органы. Счетно-решающим элементом СУД является цифровая вычислительная машина (ЦВМ). Внутрисистемный интерфейс ЦВМ СУД с датчиками ориентации и исполнительными органами является полностью цифровым и реализован в соответствии с ГОСТ 26765.52-87 (мультиплексный канал обмена).

Обсуждаемый в работе стенд полунатурного моделирования предназначен для решения следующих задач: 1) отработка законов управления ориентацией МКА; 2) отработка программного математического обеспечения (ПМО) СУД.

2. Элементы стенда. Основными элементами предлагаемого стенда являются ЦВМ СУД в штатном программно-аппаратном исполнении, промышленный компьютер (ПК1), в котором реализованы математическая модель углового движения (ММ) МКА, имитаторы датчиков ориентации и исполнительных органов стабилизации, имитатор порта бортовой вычислительной сети (ВВС) МКА ПК2 (рис. 1).

Цифровые интерфейсы между ЦВМ СУД и указанными имитаторами аналогичны интерфейсам, реализованным на борту МКА. Аппаратно имитаторы реализованы на платах мультиплексного канала обмена (МКО):

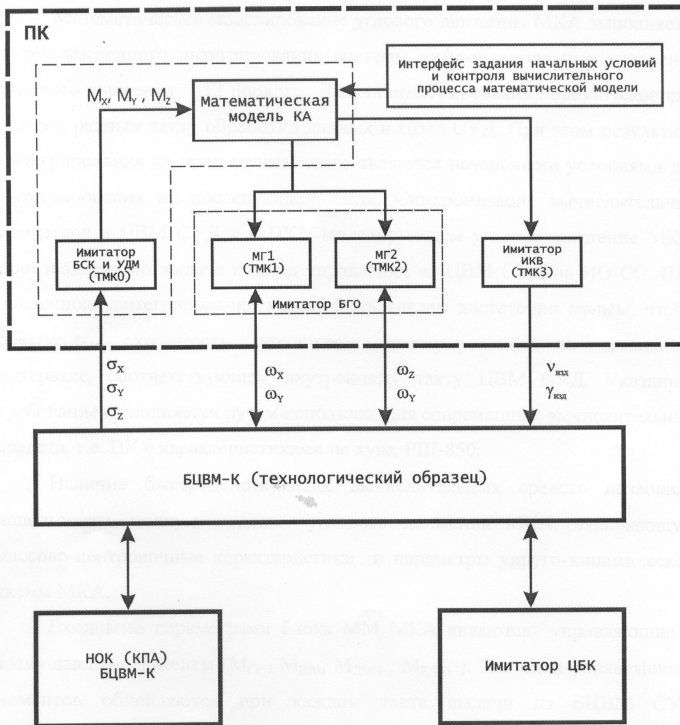


Рис. 1. Схема моделирующего стенда

- плата ТМК0 имитирует прием команд управления от ЦВМ СУД на прибор согласования команд управления ИО СС (прибор БСК) – вход ММ по механическим моментам управления ориентацией;
- платы ТМК1 и ТМК2 имитируют работу гиromодулей бесплатформенного гиросприбора ориентации – выход ММ по угловым скоростям;
- плата ТМК3 имитирует работу измерителя углов ориентации МКА (ИК-вертикаль или звездный датчик ДЗ) при коррекции БСО – выход ММ по углам;

- плата ТМК5 в составе ПК2 имитирует работу порта ВВС по информационному обмену с ЦВМ СУД.

Дополнительным элементом стенда является персональный компьютер для контроля функционирования и перезаписи ПЗУ ЦВМ СУД (ПКЗ).

3. Программное обеспечение имитаторов стенда ПНМ разработано на языке С++ под многозадачную операционную систему типа АЛГТЫВО 2000 и функционирует следующим образом.

Обращение к платам МКО выполнено в отдельных программах (процессах), т.к. драйвер платы не работает одновременно (параллельно) в одной программе с несколькими платами. Таким образом, для того чтобы имитировать приборы СУД с адаптерами (МКО) (БСК, БГО, ИКВ, ДЗ) и работать с ними одновременно, необходимо несколько отдельных плат ТМК, программирование которых осуществляется в отдельных программах (процессах).

Математическая модель углового движения и имитатор ИО СС (прибора БСК) являются основной программой (родителем) из которой запускаются дочерние процессы (имитаторы МГ1, МГ2, ИКВ, ДЗ). Синхронизация и обмен данными между процессами реализован с помощью объектов ядра Windows: событий (Event) и файлов спроецированных в память (file-mapping). Также использовались мьютексы (mutex) для защиты от потери данных.

Математическое моделирование углового движения МКА выполняется путем численного интегрирования системы дифференциальных уравнений углового движения 12 порядка. Задача интегрирования перезапускается с тактом, равным такту обработки данных в ЦВМ СУД. При этом результаты интегрирования на предыдущем такте являются начальными условиями для интегрирования на последующем такте. Синхронизация вычислительных процессов в ЦВМ СУД и в ПК1, моделирующем угловое движение МКА, производится по выдаче команд управления из ЦВМ СУД на ИО СС. Шаг численного интегрирования может быть сделан достаточно малым, чтобы обеспечить сходимость результатов интегрирования на временном интервале, соответствующем внутреннему такту ЦВМ СУД. Указанное требование выполняется путем использования современных вычислительных средств, т.е. ПК с характеристиками не хуже РИИ-850.

Наличие быстродействующих вычислительных средств позволило использовать полную модель углового движения МКА, включающую массово-центровочные характеристики и параметры упруго-динамической схемы МКА.

Входными параметрами блока ММ МКА являются управляющие и возмущающие моменты ($M_{ГРi}$, M_{BAi} , $M_{ДМi}$, $M_{РДi}$). Значения управляющих моментов обновляются при каждом такте выдачи из БЦВМ СУД управляющих сигналов на ИО СС посредством их переноса из выходного регистра карты ТМКО. Возмущающие моменты определяются расчетным путем по заложенным в модель зависимостям.

Выходными параметрами блока ММ МКА являются углы φ_{ai} (крен рыскание, тангаж) и проекции угловых скоростей $\omega_{ги}$ ($i = x, y, z$) на связанные оси МКА. Указанные выходные параметры интегрирования переносятся в выходные регистры карт ТМК 1,2,3 и опрашиваются ЦВМ СУД для последующего решения внутренней задачи определения параметров ориентации и формирования команд управления на ИО СС. Алгоритм работы приведен на рис 2.

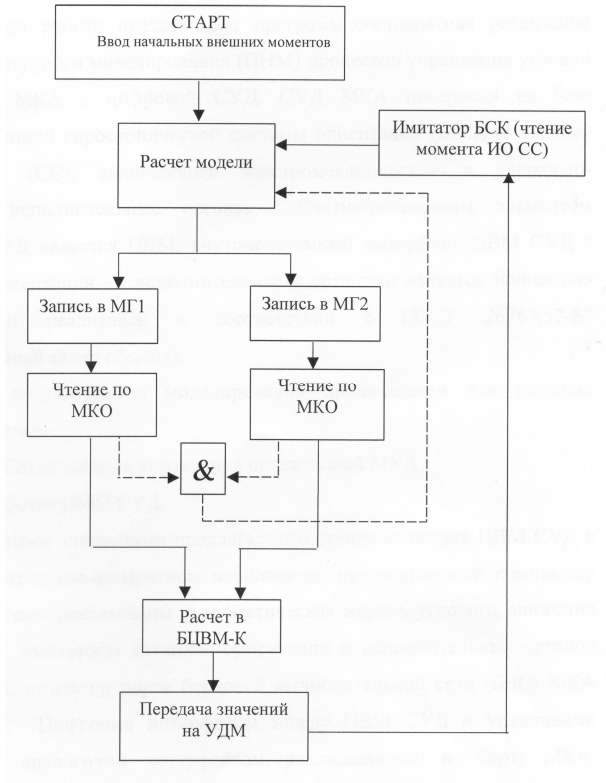


Рис. 2

При запуске программы на ПК1 появляется окно. Запуск задачи осуществляется нажатием кнопки «СТАРТ». После чего запускаются дочерние процессы, поток опроса платы имитатора ИО СС и поток расчета модели. На начальном такте с учетом введенных внешних воздействий производится расчет поворота КА за время 100 мс с шагом 0,2 мс (т.е. 500 итераций), рассчитанные угловые скорости записываются в подадреса плат, и ожидается чтение по МКО этих подадресов.

Если произошло чтение по МКО, то возникает «событие» (event, на схеме изображено пунктиром). Следующий такт расчета происходит после чтения с двух плат РТМК400 (имитатор БГО).

Персональный компьютер ПК1 имеет следующую конфигурацию:

- промышленное шасси IPC-610;
- материнская плата ROCKY-3705EV-R2;
- CPU INTEL PII-850, RAM 256 MB; HDD 20 GB;
- 4 Платы РТМК400 .

Плата РТМК400 предназначена для сопряжения подсистем-абонентов (ПЭВМ с интерфейсом типа ISA) с мультиплексным каналом по ГОСТ 26765.52-87 (МК). РТМК400 обеспечивает в режимах контроллера канала (КК) или оконечного устройства (ОУ) управление обменом в МК отдельными сообщениями в полном соответствии со стандартом на МК. При программировании платы используются драйвер и библиотека функций, входящие в комплект поставки платы.

4. Заключение. Результаты моделирования подтвердили достаточность аппаратных средств ПК1 для выполнения расчетной задачи ММ и совместимость универсальных контроллеров РТМК400 со специализированными контроллерами МКО в составе ЦВМ СУД.

Создание стенда позволяет достичь полной имитации орбитального полета в наземных условиях, что крайне актуально при наемной отработке МКА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Суханов Э.Д. Комплекс полунатурного моделирования полета летательных аппаратов. Аэрокосмические технологии: Труды Всероссийской научно-технической конференции (2002, Реутов) / Под ред. Симоньянца Р.П. – М: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003.

УДК 629.78

Д.А. Рябов

СПОСОБЫ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ НАЧАЛЬНОЙ АЗИМУТАЛЬНОЙ ВЫСТАВКИ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Рассматриваются вопросы обеспечения требуемой точности начальной выставки инерциальной навигационной системы в азимуте с помощью маршрутно-навигационной системы топологической привязки и ориентации.

1. Введение. Одним из основных параметров, определяющих эффективность комплекса ракетного оружия, является точность выведения изделия в расчетную точку для последующего самонаведения. Это становится особенно важным при работе по наземным целям, так как повышение точности выведения изделия в заданную точку уменьшает вероятность ошибочного наведения на другой объект.

Необходимым условием выведения изделия в заданную точку является прицеливание изделия, то есть измерение начального азимутального положения осей инерциальной навигационной системы (ИНС) изделия относительно направления истинного меридиана в стартовой системе координат до начала проведения предстартовой подготовки.

В составе самоходной пусковой установки (СПУ) в штатной комплектации базовой системой отсчета азимутального положения ИНС изделия является маршрутно-навигационная система топологической привязки и ориентации (МНСТО), которая обеспечивает выдачу на борт изделия информации о текущих координатах СПУ (широта, долгота, высота), а также азимутальной ориентации СПУ относительно направления истинного меридиана. В процессе летно-конструкторских испытаний информацию о положении СПУ по азимуту можно получить и посредством использования оптического хранителя известного азимутального направления.

Для обеспечения возможности определения азимутального положения ИНС изделия по известному азимутальному положению СПУ необходимо проведение предварительного углового согласования осей чувствительности двух инерциальных систем (в случае штатной комплектации) или осей ИНС изделия и контрольного оптического элемента, закрепленного на СПУ (в процессе ЛКИ).

2. Основные способы обеспечения начальной азимутальной выставки можно разделить на две основные группы: автономная выставка (с помощью гирокомпасирования) и выставка по известному азимуту. Источником известного азимутального направления может служить оптический хранитель азимута или эталонная навигационная система (Мастер-ИНС). При использовании Мастер-ИНС (в случае подвижного ракетного комплекса это МНСТО) необходимо предварительно провести угловое согласование осей чувствительности двух инерциальных систем. К основным способам проведения углового согласования можно отнести следующие:

- Способы, основанные на измерениях и расчете отдельных составляющих, определяющих положения осей приборов ИНС изделия и МНСТО относительно истинного меридиана по данным о точностных характеристиках конструктивных элементов комплекса. Структурная схема составляющих погрешностей измерений углового положения осей ИНС изделия относительно осей МНСТО представлена на рис. 1.

- Способы, основанные на непосредственных измерениях положения осей ИНС изделия и МНСТО относительно истинного меридиана (например, путем гирокомпасирования или оптического согласования).

- Комбинированные способы, использующие, как измерение взаимного положения отдельных элементов комплекса, так и расчет взаимного положения. Расчет проводится по данным о характеристиках конструктивных элементов комплекса, определяющих точность положения осей приборов относительно истинного меридиана.

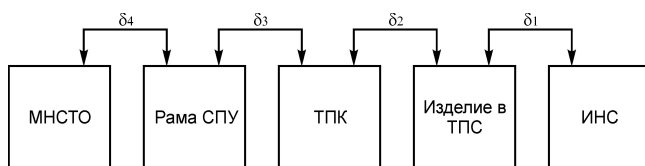


Рис. 1. Структурная схема составляющих погрешностей измерений углового положения осей ИНС изделия относительно осей МНСТО

3. Погрешность начальной выставки осей ИНС изделия и МНСТО по данным о характеристиках точности конструктивных элементов комплекса:

3.1. Погрешность углового согласования осей ИНС и МНСТО

Эта погрешность определяется составляющими, название которых и предельные значения приведены таблице. 1.

Суммарная погрешность точностной выставки осей чувствительности ИНС изделия относительно МНСТО по курсу по конструктивным допускам составляет:

$$\delta_{\Sigma 1} = \sqrt{\sum_{i=1}^4 \delta_i^2} = \sqrt{6^2 + 3^2 + 30^2 + 6^2} = \pm 31,5 \text{ угл. мнт.}$$

Таблица 1.

	<i>Название погрешности</i>	<i>Обозначение</i>	<i>Предельное значение</i>
1.	Погрешность определения положения осей ИНС изделия относительно внешних стыковочных узлов ТПС по курсу	δ_1	± 6 угл. мнт
2.	Погрешность определения положения осей ТПС относительно базовых осей ТПК по курсу	δ_2	± 3 угл. мнт
3.	Погрешность определения углового рассогласования осей ТПК относительно осей рамы СПУ по курсу	δ_3	± 30 угл. мнт
4.	Погрешность выставки осей МНСТО относительно осей рамы СПУ курсу	δ_4	± 6 угл. мнт

Уменьшение погрешности начальной выставки по курсу может быть обеспечено путем измерения фактического углового положения осей ТПК относительно МНСТО.

3.2. Погрешность измерения фактического углового положения осей ТПК относительно МНСТО методом гирокомпасирования

Для проведения измерений СПУ необходимо выставить в горизонт и произвести определение азимута средствами ИНС изделия, установленного на одно из посадочных мест ТПК СПУ, и средствами МНСТО СПУ методом гирокомпасирования.

Таблица 2.

	<i>Название погрешности</i>	<i>Обозначение</i>	<i>Предельное значение</i>
1.	Погрешность определения азимута СПУ средствами ИНС изделия в режиме гирокомпасирования	δ_1	± 10 угл. мнт
2.	Погрешность определения азимута СПУ средствами МНСТО СПУ в режиме гирокомпасирования	δ_2	± 9 угл. мнт
3.	Погрешность измерения фактического положения ИНС изделия относительно внешних стыковочных узлов ТПС по курсу	δ_3	± 6 угл. мнт
4.	Погрешность выставки посадочных мест под каждый ТПС в ТПК относительно базовых осей ТПК по курсу	δ_4	± 3 угл. мнт

По результатам измерений определяется положение осей ТПК относительно МНСТО по курсу. Погрешность данных измерений определяется составляющими, название которых и предельные значения приведены в таблице 2. Суммарная погрешность определения фактического положения осей ТПК относительно осей МНСТО по курсу методом гирокомпасирования составит:

$$\delta' = \sqrt{\sum_{i=1}^4 \delta_i^2} = \sqrt{10^2 + 9^2 + 6^2 + 3^2} = \pm 15,0 \text{ угл. мнт.}$$

С учетом полученного значения δ' и значений δ_1 и δ_2 , рассчитанных выше, суммарная погрешность начальной выставки осей ИНС изделия и МНСТО по курсу составит:

$$\delta_{\Sigma 2} = \sqrt{\sum_{i=1}^2 \delta_i^2 + (\delta')^2} = \sqrt{6^2 + 3^2 + 15^2} = \pm 16,5 \text{ угл. мнт.}$$

3.3. Погрешность измерения фактического углового положения осей ТПК относительно МНСТО методом оптического согласования

Эти измерения проводятся с помощью двух теодолитов и позволяют определить угловое рассогласование между контрольными оптическими элементами, материализующими оси ТПК и МНСТО. Погрешность данных измерений определяется составляющими, название которых и предельные значения приведены в табл. 3.

Таблица 3.

	Название погрешности	Обозначение	Предельное значение
1.	Погрешность материализации продольной оси ТПК с помощью оптического контрольного элемента (ОКЭ)	δ_1	± 2 угл. мнт
2.	Погрешность оптических измерений	δ_2	± 1 угл. мнт
3.	Погрешность материализации осей чувствительности МНСТО с помощью ОКЭ по курсу	δ_3	± 3 угл. мнт

Таким образом, суммарная погрешность определения фактического положения осей ТПК относительно осей МНСТО по курсу методом оптического согласования составит:

$$\delta'' = \sqrt{\sum_{i=1}^3 \delta_i^2} = \sqrt{2^2 + 1^2 + 3^2} = \pm 3,7 \text{ угл. мнт.}$$

С учетом полученного значения δ'' и значений δ_1 и δ_2 , рассчитанных в п. 2.1, суммарная погрешность начальной выставки осей ИНС изделия и МНСТО по курсу составит:

$$\delta_{\Sigma 3} = \sqrt{\sum_{i=1}^2 \delta_i^2 + (\delta'')^2} = \sqrt{6^2 + 3^2 + 3,7^2} = \pm 7,7 \text{ угл. мнт.}$$

4. Комбинированный метод контроля углового положения ИНС изделия относительно ОКЭ ТПК по курсу состоит в следующем.

После загрузки штатных ТПС с изделием в ТПК СПУ производится установка ТПК в вертикальное положение, после чего производится измерение углового положения ОКЭ ТПК вокруг оси ОУ_к контейнера оптическими методами контроля. Одновременно производится измерение углового положения осей ИНС изделия вокруг оси ОУ_и изделия электрическим методом (путем снятия сигналов с чувствительных элементов) для каждого изделия в отдельности.

По результатам измерений определяется угловое положение ИНС каждого изделия относительно ОКЭ ТПК по курсу. Погрешность данного метода определяется инструментальными и алгоритмическими погрешностями акселерометров и датчиков команд ИНС изделия и составляет $\pm 2,7$ угл. мнт.

Таким образом, суммарная погрешность начальной выставки осей ИНС изделия и МНСТО по курсу с учетом погрешности определения фактического положения осей ТПК относительно осей МНСТО по курсу методом оптического согласования, рассчитанной выше, составит:

$$\delta_{\Sigma 4} = \sqrt{2,7^2 + 3,7^2} = \pm 4,5 \text{ угл. мнт.}$$

5. Выводы. Показано, что требуемая точность начальной выставки ИНС в азимуте может быть достигнута с помощью использования МНСТО СПУ в качестве эталонной навигационной системы. Рассмотрены методы повышения точности. Выбор конкретного способа начальной выставки определяется так называемой идеологией эксплуатации комплекса (стрельба с марша или с подготовленной позиции, резерв времени).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Репников А.В. Начальная выставка гироскопических систем ориентации. Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ, 1983. – 52 с.: ил.
2. Риглей В., Вудбери Р., Говорка Дж. Инерциальная навигация. – М.: Изд-во иностранной литературы, 1958. – 86 с.: ил.
3. Гироскопические системы. Проектирование гироскопических систем. Под ред. Д. С. Пельпора. Учебное пособие для вузов. – М.: ВШ, 1977. – 216 с.: ил.

УДК 629.7.076

П.В. Аверьянов, В.А. Сипович

РАСЧЁТ УСТАВОК ДЛЯ ПЕРЕВОДА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ЗАДАННУЮ ОРБИТУ

Рассматривается плоская задача перевода космического аппарата (КА) на заданную орбиту. Предлагается методика определения длительности работы двигательной установки и расчета моментов времени включения и выключения тяги для перевода КА в близкую окрестность заданной орбиты.

1. Введение. Изменения параметров орбиты под действием непрерывно действующей тяги в общем случае могут быть определены численным решением дифференциальных уравнений движения аппарата. Приближенные решения в удобной для инженерных расчетов форме удастся получить только для частных случаев [1, 2].

В работе рассматривается задача компланарного перевода космического аппарата на заданную орбиту и предлагается разработанная авторами упрощенная методика приближенного расчета параметров этого маневра. Полагаем, что исходная и заданная орбиты близки к круговым и находятся в одной плоскости. Большая полуось исходной орбиты меньше, чем у заданной орбиты. Выбирается трансверсальная ориентация тяги и исключается работа на торможение.

Параметры орбит задаются в восходящем узле набором величин оскулирующих элементов. Долгота восходящего узла не используется. По параметрам заданной орбиты $q_{зад}, k_{зад}$, где $q = e \cdot \cos(\omega)$, $k = e \cdot \sin(\omega)$ – элементы вектора Лапласа, вычисляется аргумент перигея $\omega_{зад} = \arctg(k_{зад} \cdot q_{зад}^{-1})$. На основе прогноза параметров движения, вычисляются минимальный и максимальный радиусы орбиты $\min r_{зад}, \max r_{зад}$. По параметрам исходной орбиты $q_{исх}, k_{исх}$ вычисляется $\omega_{исх}$. Предлагается следующий порядок перевода КА на заданную орбиту. Сначала производится переход с исходной орбиты на орбиту с аргументом перигея (в восходящем узле), равным $\omega_{зад}$. Затем минимальный и максимальный радиусы переходной орбиты изменяются до значений на заданной орбите. Необходимые приращения скорости ΔV определяются в импульсной постановке, а затем производится численное интегрирование уравнений движения с реальной тягой ДУ. Для

вычисления ΔV , обеспечивающего изменение ω исходной орбиты, производится численное определение частной производной от аргумента перигея исходной орбиты $\omega_{исх.}$ в восходящем узле по ΔV .

2. Расчет в импульсной постановке. Движение КА по орбите вычисляется с использованием известных зависимостей:

$$\left\{ \begin{array}{l} p(u) = p(u_0) + \Delta p(u) - \Delta p(u_0), \\ q(u) = q(u_0) + \Delta q(u) - \Delta q(u_0), \\ k(u) = k(u_0) + \Delta k(u) - \Delta k(u_0), \\ \Delta p(u) = p_0 \cdot 3 \cdot C_{20} \cdot \left(\frac{a_3}{p_0} \right)^2 \cdot \sin^2 i_0 \cdot \sin^2 u, \\ \Delta q(u) = 3 \cdot C_{20} \cdot \left(\frac{a_3}{p_0} \right)^2 \cdot \left\{ \left(-\frac{1}{2} + \frac{3}{2} \sin^2 i_0 \right) \cdot \cos u - \frac{7}{6} \sin^2 i_0 \cdot \cos^3 u \right\}, \\ \Delta k(u) = 3 \cdot C_{20} \cdot \left(\frac{a_3}{p_0} \right)^2 \cdot \left\{ -\frac{1}{2} \sin u + \frac{7}{6} \sin^2 i_0 \cdot \sin^3 u \right\}, \end{array} \right. \quad (1)$$

где $a_3 = 6378136$ м, $C_{20} = -0.0010826257$, u – аргумент широты, p – фокальный параметр. Нижний индекс «0» относится к начальной точке прогнозируемого движения. Далее вычисляются параметры:

$$\left\{ \begin{array}{l} r(u) = \frac{p(u)}{1 + q(u) \cos u + k(u) \sin u}, \\ V_n(u) = \sqrt{\frac{\mu}{p(u)}} \cdot (1 + q(u) \cos u + k(u) \sin u), \\ V_r(u) = \sqrt{\frac{\mu}{p(u)}} \cdot (q(u) \sin u - k(u) \cos u) \end{array} \right. \quad (2)$$

где $\mu = 398600.44 \text{ км}^3 \text{ с}^{-2}$. После увеличения на величину ΔV трансверсальной составляющей скорости в точке с аргументом широты u_1 , параметры новой орбиты вычисляются по формулам:

$$\left\{ \begin{array}{l} \bar{p}(u_1) = \mu^{-1} (V_n(u_1) + \Delta V)^2 \cdot r^2(u_1), \\ \bar{q}(u_1) = A \cdot \cos u_1 + B \cdot \sin u_1, \\ \bar{k}(u_1) = A \cdot \sin u_1 - B \cdot \cos u_1, \end{array} \right. \quad (3)$$

$$\text{где } A = (V_n(u_1) + \Delta V) \cdot \left(\sqrt{\frac{\mu}{\bar{p}(u_1)}} - 1 \right)^{-1}, \quad B = V_r(u_1) \cdot \left(\sqrt{\frac{\mu}{\bar{p}(u_1)}} \right)^{-1}. \quad (4)$$

3. Алгоритм вычислений. Расчёт частной производной выполняем для $\Delta V = 1 \text{ м/с}$. Расчётные значения параметров $\bar{p}(u_1)$, $\bar{q}(u_1)$, $\bar{k}(u_1)$ принимаются в качестве начальных для прогноза в восходящий узел, где вычисляется аргумент перигея $\omega(u_1)$ для этой орбиты. Величина $\omega(u_1) - \omega_{исх.}$ является искомой частной производной. Варьируя u_1 от 0 до 2π , можно получить два значения величины частной производной. Они максимальны по величине и противоположны по знаку. В этих точках производная от эксцентриситета (в восходящем узле) равна нулю. Выбираем то из них, которое совпадает по знаку со значением разности: $\omega_{зад.} - \omega_{исх.}$. Разделив эту разность на выбранную частную производную, получим ΔV . Добавку ΔV к V_n вводим в выбранной точке и выполняем необходимые вычисления для получения нового значения аргумента перигея ω . Если разность $\omega_{зад.} - \omega$ по абсолютной величине превышает допустимую погрешность, то она делится на ранее определённую частную производную и определяется величина добавки ΔV_1 .

После введения дополнительной поправки ΔV_1 вычисляется $\Delta V_{\Sigma} = \Delta V + \Delta V_1$ в выбранной точке. В итоге получаем (в импульсной постановке) переходную орбиту со значением аргумента перигея в восходящем узле $\omega_{зад.}$.

Полученная величина приращения ΔV_{Σ} преобразуется к длительности работы двигательной установки. Время включения тяги выбирается так, чтобы момент импульсного изменения орбиты оказался в середине интервала времени действия тяги. После численного интегрирования уравнений движения с включенной тягой двигателя определяются минимальный и максимальный радиусы переходной орбиты.

Разности минимальных радиусов и разности максимальных радиусов переходной и заданной орбит пересчитываются в величины импульсов скорости. Затем выполняется численное интегрирование уравнений движения с тягой двигательной установки.

4. Пример расчета. Рассмотрим частный случай перевода КА с орбиты выведения на рабочую орбиту. Расчёт производим в соответствии с изложенной методикой.

Пусть задана солнечно-синхронная орбита, имеющая следующие параметры в восходящем узле:

$$p = 6.87238 \cdot 10^3 \text{ км}, \quad k = 1.16083 \cdot 10^{-3}, \quad q = 4.81112 \cdot 10^{-4}, \quad e = 1.25658 \cdot 10^{-3},$$

$w = 67.48813^0, I = 97.37443^0, r_\pi = 6.85793 \cdot 10^3 \text{ км}, r_a = 6.87390 \cdot 10^3 \text{ км}.$
 Параметры орбиты выведения в восходящем узле: $p = 6,86659 \cdot 10^3 \text{ км},$
 $k = 4.74729 \cdot 10^{-4}, q = 7.91443 \cdot 10^{-4}, e = 0.92290 \cdot 10^{-3}, w = 30.95648^0,$
 $I = 97.36379^0, r_\pi = 6.85662 \cdot 10^3 \text{ км}, r_a = 6.86603 \cdot 10^3 \text{ км}.$

Рассмотрим способ приведения исходной орбиты к динамически устойчивой (солнечно синхронной), при котором производится коррекция аргумента перигея ω с помощью приложения импульса в точке, где частная производная $\partial\omega/\partial V_n$ имеет максимальное значение, и после чего осуществляется коррекция радиусов апогея и перигея.

Значение частной производной $\partial\omega/\partial V_n$ найдём для каждого аргумента широты, воспользовавшись приложением импульса $\Delta V_n = 1 \text{ м/с}.$ После чего получим зависимость $\partial\omega/\partial V_n = f(u)$ в восходящем узле, графически представленную на рис. 1. Как следует из графика, в рассматриваемом примере максимуму соответствует аргумент широты $u = 2.38 \text{ рад}.$ Для коррекции аргумента перигея ω приложением импульса в точке с максимальной частной производной при аргументе широты $u = 2.38 \text{ рад}$ ($t = 2142 \text{ с}$) необходимая величина импульса равна: $V_{n1} = 2.208 \text{ м/с}.$ Для обеспечения этой величины нужно прикладывать тягу в течение $\Delta t_1 = 164 \text{ с}.$ Поэтому включить тягу необходимо в момент $t_1 = 2060 \text{ с}$ и выключить в момент $t_2 = 2224 \text{ с}.$

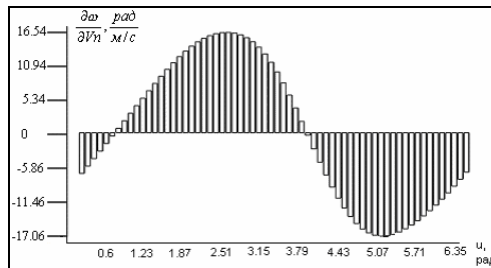


Рис.1. Зависимость $\partial\omega/\partial V_n$

Затем получим значение ошибки ω в восходящем узле: $\Delta\omega = 0.527^0.$ Так как есть ошибка по ω после первого приложения импульса, то введём дополнительную поправку: $V_{n2} = 0.032 \text{ м/с}.$ Таким образом, получаем суммарный импульс для коррекции ω , равный: $V_{n\omega} = V_{n1} + V_{n2} = 2.24 \text{ м/с}.$ Чтобы создать этот импульс при аргументе широты $u = 2.38 \text{ рад}$ ($t = 2142 \text{ с}$), нужно прикладывать тягу в

течение $\Delta t_{\omega} = 167$ с. Поэтому следует включить и выключить тягу соответственно при $t_1 = 2059$ с и $t_2 = 2226$ с. Тогда получим: $\Delta r_a = 3281$ м, $\Delta r_{\pi} = -158$ м, $\Delta \omega = 0.057^0$.

Переходим к коррекции максимального и минимального радиусов орбиты. Импульс, необходимый для коррекции r_a , равен: $V_{n3} = 0.912$ м/с. После его приложения в перигее при $u = 1.19$ ($t = 1072$ с) получим: $\Delta r_a = 430$ м, $\Delta r_{\pi} = -291$ м, $\Delta \omega = 0.05^0$.

Так как r_{π} полученной орбиты больше r_{π} СС орбиты то, чтобы не использовать тормозной импульс для коррекции r_{π} , увеличим величину импульса V_{n3} так, чтобы отклонения r_{π} и r_a были симметричными (т.е. одинаковыми по величине, но противоположными по знаку). Для этого введём следующую поправку на коррекцию максимального и минимального радиусов орбиты: $V_{n4} = 0.0386$ м/с. Таким образом, значение величины импульса для коррекции максимального и минимального радиусов орбиты равно: $V_{nr} = V_{n3} + V_{n4} = 0.9506$ м/с. Чтобы обеспечить приложение этого импульса необходимо прикладывать тягу в течение $\Delta t_r = 71$ с в окрестности перигея ($u = 1.19$ рад, $t = 1072$ с). Поэтому следует включить тягу в момент $t_1 = 1037$ с и выключить в момент $t_2 = 1108$ с. Получим: $\Delta r_a = 298$ м, $\Delta r_{\pi} = -296$ м, $\Delta \omega = 0.048^0$, $p = 6.87237 \cdot 10^3$ км, $k = 1.1174 \cdot 10^{-3}$, $q = 0.4642 \cdot 10^{-3}$, $e = 1.2099 \cdot 10^{-3}$, $w = 67.439^0$. Убеждаемся, что величина большой полуоси полученной орбиты соответствует большой полуоси СС орбиты, так как $\Delta r_a + \Delta r_{\pi} \approx 298 - 296 \approx 2$ м. Таким образом, суммарная величина импульса: $V_{n_{\Sigma}} = V_{n\omega} + V_{nr} = 2.24 + 0.9506 = 3.19$ м/с.

5. Вывод. Предложенная методика позволяет получать приближенные решения задач компланарных маневров перевода космического летательного аппарата на заданную орбиту, выполнять удобные в инженерной практике расчеты уставок и определять длительности тяги двигательной установки, рассчитывать моменты включения и выключения двигателя.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Охочимский Д.Е. Механика космических полётов. М, 1962.
2. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полёта искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965.

УДК 629.73

М.В. Палкин

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ОРИЕНТИРОВАНИЯ НЕКОТОРЫХ ТИПОВ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Предлагается способ ориентирования по крену беспилотных летательных аппаратов, оснащенных широкоугольными матричными приемниками планово–перспективного визирования. Реализация предложенного способа позволяет минимизировать состав бортового оборудования.

1. Введение. Разрабатываются принципы работы системы ориентирования по каналу крена беспилотных летательных аппаратов с оптическим приемником изображения в качестве датчика крена. Приводятся алгоритмы привязки к различным типам внешних ориентиров. Описывается циклограмма работы системы ориентирования. В настоящее время разработки систем высокоточной навигации и наведения летательных аппаратов (ЛА), с точки зрения критерия «эффективность – стоимость», подошли к своеобразной «точке бифуркации», за которой просматриваются следующие основные направления развития. Первое направление связано с разработкой массовых недорогих систем с ограниченным «интеллектом». Второе направление предполагает разработку дорогостоящих и сложных многоспектральных систем с максимизацией их «интеллектуальных» возможностей.

2. Предлагаемый способ. В развитие первого направления предлагается новый способ ориентирования по крену относительно простых и недорогих беспилотных летательных аппаратов, оснащенных широкоугольными матричными приемниками планово–перспективного визирования оптического диапазона длин волн на участках движения без скольжения в боковой плоскости. Ориентирование ЛА по крену осуществляется посредством корреляции координатных осей матричного приемника, жестко закрепленных в канале крена со связанными осями ЛА, и условно «неподвижных» (относительно ЛА) местных ориентиров. В качестве ориентиров могут использоваться линия горизонта, контрастные локальные зоны подстилающей поверхности (озера, отдельные лесопосадки, здания и т.п.), метеообразования типа отдельных облаков и другие ориентиры.

В качестве примера возможного применения предлагаемого способа ориентирования ЛА по крену можно привести концепцию созда-

ния перспективных комплексов специализированного назначения на базе баллистических неуправляемых ЛА, дополненных управляющим модулем дооснащения (УМД) и полезной нагрузкой. Комплексы могут использоваться, например, для высокоточной доставки груза при решении различных задач подразделениями МЧС, для тушения локальных очагов возгорания и других целей. УМД оснащается, в частности, матричным приемником изображения – оптической головкой самонаведения (ГСН), бортовым вычислительным комплексом, органами управления.

Идеология применения шарнирно соединенной связки (вращающийся баллистический ЛА + УМД) подразумевает стабилизацию УМД по каналу крена [1]. При решении задачи ориентирования УМД по крену ГСН будет функционировать не только на завершающем участке траектории полета ЛА, но и по всей трассе баллистического полета. Алгоритмы ориентирования УМД предполагают обнаружение и ликвидацию крена на основе визирования линии горизонта с последующей стабилизацией заложенного крена по ориентирам подстилающей поверхности (приповерхностного воздушного слоя).

При расчетных метеоусловиях применения связки использование в качестве ориентира изображения линии горизонта обладает, по сравнению с другими ориентирами, рядом преимуществ. А именно: инвариантностью к изменению масштаба и повороту и информационной достаточностью, позволяющей, с учетом прогноза параметров движения ориентира в плоскости визирования, судить об измеряемой величине.

3. Циклограмма работы системы ориентирования включает два временных интервала t_1 и t_2 , характеризующихся работой по своему типу ориентира и рассчитываемых до запуска ЛА в зависимости от прогнозируемых параметров баллистической траектории полета. Укрупненная блок-схема циклограммы работы системы ориентирования представлена на Рис.1.

Первый интервал инициируется в момент t_1 , обуславливаемый прогнозируемым появлением в поле обзора ГСН линии горизонта. При этом начинает работать алгоритм распознавания линии горизонта и определения углового отклонения (привязки) опорной оси связанной системы координат ГСН относительно линии, аппроксимирующей изображение ориентира [2]. Начало первого интервала t_1 рассчитывается из условия:

$$\theta_{\text{УМД}} - \beta_N \leq 0,$$

где $\theta_{\text{УМД}}$ – угол наклона продольной оси связки к горизонту, β_N – максимальный растрouser угла обзора ГСН относительно продольной оси связки.

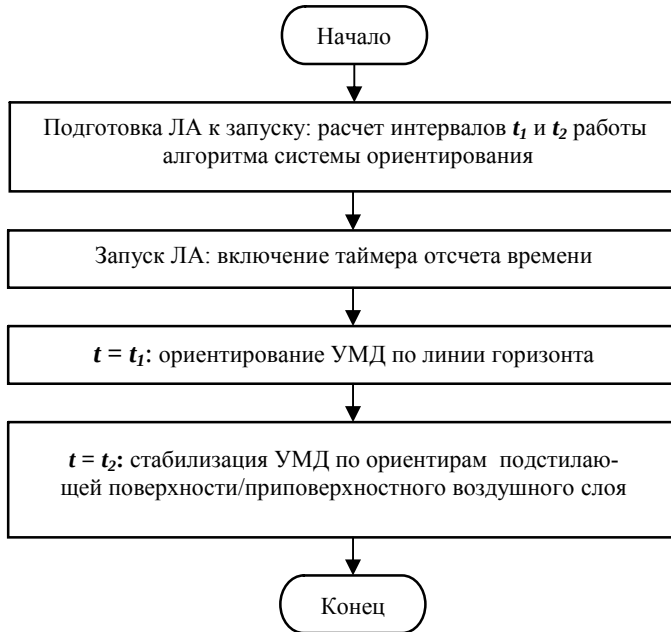


Рис. 1. Блок-схема циклограммы работы системы ориентирования ЛА

В случае стабильной работе алгоритма распознавания и привязки к ориентиру (что определяется набором заданного количества обработанных последовательно полученных изображений ориентира) производится выдача команд органам управления УМД по крену. При этом осуществляется разворот УМД до совмещения изображения линии горизонта с характерной осью связанной системы координат ГСН.

Неоднозначность определения крена УМД, определяемая таким образом, составляет 180 градусов. Для ликвидации неоднозначности осуществляется определение направления прямого или обратного последовательного по номерам строк перемещения изображения линии горизонта на матричном приемнике ГСН, на котором строки размещают перпендикулярно, а столбцы – параллельно вертикальной плоскости связанной системы координат УМД. При определении бор-

товым вычислительным комплексом перемещения как прямого производится выдача команды на разворот УМД по крену на 180 градусов.

Начало второго интервала – t_2 , определяется прогнозируемым выходом из поля обзора ГСН линии горизонта. На этом интервале работает алгоритм стабилизации крена УМД по ориентирам подстилающей поверхности. При планово-перспективном визировании ориентиров ГСН наличие крена, в самом простом случае, может быть определено по последовательному по номерам столбцов перемещению изображений ориентиров на матричном приемнике.

В качестве таких ориентиров могут выбираться любые оптически различимые элементы поверхности (приповерхностного воздушного слоя), включая контрастные компоненты фона, целеподобные объекты, выделяемые по «энергетическим» или «геометрическим» признакам. При этом количество и расположение на плоскости изображений матричного приемника выбираемых ориентиров должны обеспечивать устойчивость к сбоям работы алгоритма стабилизации крена УМД при выходе части ориентиров из поля зрения ГСН.

4. Выводы. Реализация предложенного способа ориентирования ЛА по крену позволяет минимизировать состав бортового оборудования, упразднив специализированные аппаратурные блоки системы стабилизации (в частности, гироскопические измерители крена), и уменьшить стоимость системы ориентирования, особенно для недорогих ЛА, выпускаемых большими сериями.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Палкин М.В. Основы концепции относительно недорогих аэробаллистических систем с элементами искусственного интеллекта. – Труды 6-го международного симпозиума «Интеллектуальные системы»/ СГТУ – Россия, Саратов, 2004.
2. Дуда Р., Харт П. Распознавание образов и анализ сцен. – М.: Мир, 1977.

УДК 629

А. И. Яковлев, Р. П. Симоньянц, А. В. Туманов

АДАПТРОННЫЕ СИСТЕМЫ В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Обсуждаются адаптронные системы. Отмечается, что при определенных условиях системы управления КЛА являются адаптронными. По структуре, реализуемым функциям и используемым элементам они относятся к классу принципиально слабо формализованных систем и обладают свойством рефлексии.

1. Введение. При решении многих практических задач освоения космоса с помощью космической техники активизируется необходимость создания новых материалов, механических структур, миниатюрных датчиков и исполнительных устройств, повышение их эффективности. Одним из перспективных направлений развития космической техники является адаптроника и создаваемые на ее основе технологии (адаптронные технологии) и системы (адаптронные системы).

Термин «адаптроника» образован в результате сокращения словосочетания двух слов «АДАПтация» и «элекТРОНИКА». Вначале под адаптроникой, как показано в работе [1], понимался механизм или связующее звено между современными разумными (или интеллектуальными) материалами и системами, проявляющими структурный интеллект.

Практическое применение в технических разработках адаптронных систем и технологий в последние годы показало, что адаптроника фактически является развитием мехатроники как научного направления. Адаптроника родилась в результате интегрированного использования новых «разумных» или интеллектуальных материалов и структур для реализации адаптивного изменения свойств создаваемых машин, систем, комплексов и их элементов. В настоящее время адаптронные системы находятся только на стадии обсуждения и их концептуальной отработки [5, 6].

2. 2. Обобщенная схема адаптронной системы показана на рис.1. Основной особенностью является наличие в ней, во-первых, разумных материалов, которые реагируют на воздействие внешней среды и адаптируют свойства и функции системы к эффективному взаимодействию с внешней средой. Во-вторых, в системе имеется блок компьютерного принятия решения (КПР), интегрированный с измерителями и чувствительными элементами, получающими информацию о

внешней среде и о состоянии системы. Компьютерный блок по информации с датчиков формирует решения по изменению состояния структуры системы и управляет состоянием разумных материалов.

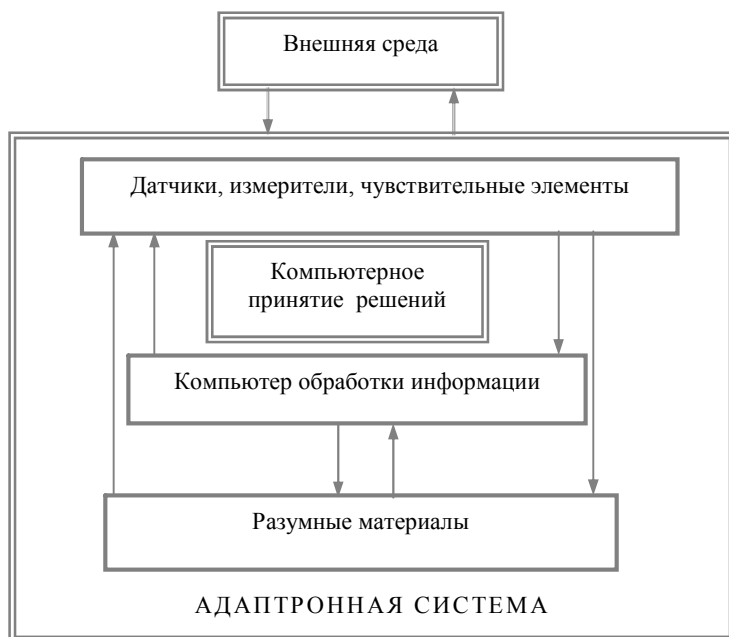


Рис. 1

Компьютерное принятие решения осуществляется на основе информации, оперативно получаемой в процессе функционирования системы и обрабатываемой в компьютере. При этом возможны две технические реализации КПР. В одном случае, может использоваться датчик, в котором имеется свой микрокомпьютер, и тогда принимается решение по оценке факторов, явлений или ситуации в этом компьютерном датчике или приборе, т.е. в автономном устройстве принятия решений, которое проще реализуется специализированными организациями. В другом случае, сбор необходимой информации осуществляется автономным датчиком, а обработка полученной информации реализуется с помощью компьютера системы, который формирует принятие решения.

Адаптронные системы проектируются и функционируют в условиях различного вида неопределенностей: стохастических и поведенческих, параметрических и структурных, априорных и апостериорных, стратегических и оперативных, антагонистических и корпоративных, идентифицируемых и неидентифицируемых, а также их различных комбинаций.

Необходимость разработки новых технологий, алгоритмов и методов создания устройств компьютерного принятия решений для адаптронных систем, учитывающих специфику условий их применения, ведет к большому разнообразию альтернативных вариантов. Это оказывает существенное влияние на эффективность и качество создаваемых систем.

3. Адаптронная система управления КЛА. Важным элементом адаптронной системы управления пилотируемым космическим кораблем является компьютерное принятие решения (КПР), которое реализуется в виде отдельной подсистемы. Оно существенным образом влияет на эффективность и качество этого класса систем, в которой КПР реализуется в виде сенсоров и части компьютера.

КПР позволяет не только управлять разумными материалами и контролировать качество их работы, но и предлагать решения летчику-космонавту по изменению структуры системы управления, по выполняемым функциям и осуществлять взаимодействие с центром управления полетом. Эффективность функционирования системы определяется воздействиями внешней среды и теми целями и задачами, которые сформулированы лицом, принимающим решение (ЛПР), т.е. физическое лицо или орган управления, объединяющий ряд субъектов.

Анализируя адаптронные системы, следует отметить, что по своей структуре, реализуемым функциям и используемым элементам они близки к интеллектуальным системам [2]. Интеллектуальные и адаптронные системы относятся к классу принципиально слабо формализованных систем и обладают свойством рефлексии. Они способны оценивать, запоминать и учитывать собственное поведение.

Свойство рефлексии в интеллектуальных и адаптронных системах позволяет этим системам самостоятельно формировать принятие решений в зависимости от конкретной ситуации при изменениях внешней среды, что является основным их отличием от кибернетических систем, в которых рефлексия отсутствует и всегда действует активный алгоритм решения одного типа задач. Интеллектуальные системы обладают рефлексивными свойствами. В них всегда протекают взаимодействующие процессы оценивания, мотивации, проектирова-

ния, принятия решений, активации, адаптации, самообучения, саморасширения.

В технических адаптронных системах предполагается использование элементов только искусственного интеллекта, т.е. компьютерных технологий. В сложных человеко-машинных адаптронных системах (например, при управлении космическими кораблями [3] в полете к дальним планетам) могут быть использованы практически все перечисленные типы интеллекта. В этом случае возникает задача распределения функций между элементами интеллекта.



Рис. 2.

Можно предполагать, что в принятии технических решений на нижних уровнях иерархии будет использован искусственный интел-

лект, а стратегические и критические оперативные решения будут приниматься группой высококвалифицированных экспертов во главе с ответственным лицом, как это практикуется при управлении космическими кораблями в центре управления полетом [3]. Схема полуавтоматической адаптронной системы управления космического корабля приведена на рис 2.

4. Выводы. В настоящее время методы и технологии адаптронных систем успешно разрабатываются в различных приложениях: робототехнике, автомобилестроении, станкостроении. Адаптронные технологии и системы должны занять важное место в развитии всей космической техники.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Станислав Лем. На пороге кванттехнологии. Компьютерная газета. №33/ 2000.
2. Чечкин А.В. Рефлексия – центральная особенность интеллектуальных систем./ Научно-методические материалы «Математические методы решения инженерных задач». // Под редакцией профессоров В. В. Баженова и А. В. Чечкина.- М.: МО РФ, 2002.
3. Береговой Г. Т., Яковлев А. И., Василец В. М., Туманов А. В., Суханов Э. Д. Моделирование систем полуавтоматического управления космических кораблей / под ред. Яковлева А. И. – М.: Машиностроение, 1986.
4. Надежность и эффективность в технике: Справочник: в 10 т. / Ред. совет В. С. Авдуевский (пред.) и др. - М.: Машиностроение, 1988.
5. Ulrich Gabbert. Smart Mechanical Systems – Adaptronics. – SAE International, June 1, 1998,
6. Брейбах Е. Использование компонентов адаптроники в машиностроении. / В сб. трудов: «Четвертый технологический colloквиум СРК –004 «Технологические инновации в приводной технике, производстве авиационных и автомобильных двигателей, узлов и компонент», Каменец, 21-22 сентября 2004.