

Г.А. Ефремов

ШКОЛА В.Н. ЧЕЛОМЕЯ – ЭТО ВЫСОКИЙ НАУЧНЫЙ УРОВЕНЬ ИНЖЕНЕРНЫХ РЕШЕНИЙ

*Выступление Генерального конструктора, Генерального директора
ФГУП «НПО машиностроения», профессора Ефремова Г.А. –
научного руководителя Первой Международной научно-технической
конференции «Аэрокосмические технологии», посвященной 90-летию
академика В.Н. Челомея. (24-25 мая 2004, Реутов).*

Разрешите открыть Пленарное заседание Первой международной научно-технической конференции «Аэрокосмические технологии». Её организаторами выступили НПО машиностроения, МГТУ им. Н.Э.Баумана, наукоград Реутов и Союз ученых и инженеров имени академика В.Н. Челомея. Мы определились, что научными руководителями будут: ваш покорный слуга, а так же ректор МГТУ им. Н.Э.Баумана, член-корреспондент РАН, профессор Игорь Борисович Федоров и академик Константин Васильевич Фролов – директор института машиноведения РАН.

Работа конференции будет проходить 24 и 25 мая в Реутове и в Москве по секциям. Выделено 7 основных научных направлений: Проблемы проектирования и создания аэрокосмических систем. Прикладные задачи математического моделирования. Компьютерные системы и технологии. Динамика движения и системы управления. Нелинейная механика и теория нелинейных процессов управления. Вопросы экономики и менеджмента. Новые технологии подготовки специалистов.

В работе секций будут рассматриваться актуальные вопросы научно-технической деятельности нашей ракетно-космической отрасли и вопросы гражданской тематики. Оказали поддержку конференции и принимают в ней активное участие ФГУП «ОКБ Вымпел» и Государственный Космический Научно-Производственный Центр имени М.В. Хруничева. Известно, что раньше мы с ними работали в государственном содружестве, которое называлось «Объединенное НПО машиностроения». Сегодня свои усилия мы объединяем добровольно, в том числе и на этой конференции. Это показательно. Свое сотрудничество мы намерены развивать и впредь.

Конференция наша посвящена 90-летию со дня рождения Генерального конструктора, академика Владимира Николаевича Челомея. Нам хорошо известна величайшая роль и заслуга этого гениального человека в развитии отечественной и мировой ракетно-космической техники. Мы хорошо знаем, сколь велико значение тех грандиозных достижений, которые были достигнуты творческими коллективами наших предприятий, нашими учеными и инженерами, нашими замечательными специалистами. Но я бы хотел настроить

участников конференции не на славословие прошлого, а на глубокий анализ научно-технической проблематики сегодняшнего дня. Хотел бы настроить работу конференции на деловой лад. Главное, что из Прошлого сейчас сохранилось – это Школа Челомея. Это – высокий научный уровень инженерных решений. Это – высокая ответственность в наших делах. Ведь мы понимаем, что были, есть и будем в оборонном секторе нашей экономики.

Несколько слов необходимо сказать об особенностях той обстановки в которой мы проводим конференцию. Сегодня мы устраиваем смотр нашего состояния на новом этапе развития российской экономики. Ведь за 20 лет после ухода из жизни В.Н. Челомея изменилось принципиально всё, изменилось радикально – развернулось на 180 градусов. Изменились угрозы государственной безопасности. Изменились подходы государства к формированию оборонных программ. Изменились отношения между наукой и промышленностью. Мы до сих пор находимся в состоянии, когда нет внятной промышленной политики государства в отношении, прежде всего, высоких технологий. Мы наблюдаем отрыв финансовой политики государства от промышленной политики наших предприятий. Все это изменило до не узнаваемости обстановку, в которой мы сейчас находимся по сравнению с той обстановкой, в которой работали при Владимире Николаевиче Челомее. Раньше, например, никогда не было проблем с финансированием государственного оборонного заказа. Сейчас этот заказ финансируется либо недостаточно, либо со срывами сроков, либо, как ни странно, вообще не финансируется.

То, что мы находимся в сфере высоких технологий – это добровольный выбор каждого из нас, каждого из предприятий, участвующих в нашей конференции. И, несмотря на все трудности, мы должны смотреть не на Прошрое, каким бы блестящим и неповторимым оно ни было, а сосредоточиться на проблемах сегодняшнего дня и устремляться в Будущее. Пусть Прошрое таким прекрасным, таким неповторимым и остается в прошлом, в том периоде, который называется советским.

На нашей конференции представлено много актуальных докладов, в которых рассматриваются вопросы инноваций, вопросы организации работ в рыночных условиях. Особый интерес вызывают работы, отражающие корпоративные подходы в решении организационных и научно-технических проблем. А при этом возникают уже и новые проблемы – проблемы интеллектуальной собственности, проблемы авторского права. В условиях нашей нерформированной оборонной отрасли к этим вопросам мы приходим невольно. Без их решения нам не выжить.

Желаю успехов всем участникам конференции.

И.Б. Федоров

**ТВОРЧЕСКАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ АКАДЕМИКА
В.Н. ЧЕЛОМЕЯ В МГТУ им. Н.Э. БАУМАНА**

Текст выступления ректора МГТУ им. Н.Э. Баумана, члена-корреспондента РАН Федорова И.Б.. Дана оценка творческой деятельности академика В.Н. Челомея как профессора, основателя кафедры «Аэрокосмические системы» в МГТУ им. Н.Э. Баумана, талантливого ученого, основателя научно-технической школы.

1. Профессор. Творческая деятельность академика В.Н. Челомея была неразрывно связана с МГТУ им. Н.Э. Баумана. Перед зданием нашего университета со стороны Яузы стоит бюст В.Н. Челомея. Когда Владимиру Николаевичу как дважды Герою Социалистического труда было предоставлено право выбора места для установки бюста, он не случайно выбрал именно Бауманский университет. В МГТУ им. Н.Э. Баумана (тогда еще МВТУ), в 1951 году В.Н. Челомей защитил докторскую диссертацию. В ней он исследовал крутильно-изгибные колебания авиационных двигателей. А через год по представлению ученого совета ему было присвоено звание профессора.

Говоря о В.Н. Челомее как о профессоре, следует особо подчеркнуть его особый дар педагога. Своими глубокими по содержанию и яркими по форме лекциями он буквально привораживал студентов. Да и не только студентов. Мне довелось слышать совершенно блистательные выступления Владимира Николаевича. Хорошо помню один из докладов на ученом совете о парадоксах в механике, вызываемых вибрациями. Челомей рассказывал об обнаруженных им удивительных явлениях и тут же демонстрировал опыты на маленьких лабораторных установках, которые принес с собой. Весь ученый совет, а это – 120 заведующих кафедрами и ведущих профессоров во всем спектре научных интересов, слушали его, буквально затаив дыхание [1].

Педагогическое мастерство и ораторский дар не однажды В.Н. Челомей использовал для достижения поставленных им целей. Одной из важнейших задач, которые Челомей решал в МГТУ, была задача создания эффективной и надежной системы пополнения своего предприятия квалифицированными, хорошо подготовленными инженерными кадрами. Он понимал, что никакие гениальные планы и задачи без сильного инженерного состава предприятию никогда не решить. За эту ответственнейшую задачу он взялся сам.

2. Основатель кафедры. В 1960 году Челомей основал в МГТУ

им. Н.Э.Баумана кафедру, которая ныне называется «Аэрокосмические системы». К преподаванию он привлек лучших специалистов предприятия. Со временем это помогло ему сформировать ту научно-инженерную школу, и тот высокопрофессиональный коллектив специалистов, который оказался способным решать самые трудные задачи, создавать лучшие в мире ракеты и космические корабли.

3. Ученый. Как ученый Владимир Николаевич никогда не стоял на месте. Он постоянно испытывал непреодолимую жажду творчества. Эта черта ярко проявилась еще в студенческие годы. Позже в 1956 г. будучи профессором МВТУ, он выполнил сложное фундаментальное исследование, указав на практическую возможность повышения устойчивости упругих систем с помощью высокочастотных вибраций.

В 1958г В.Н. Челомеем была разработана нелинейная теория статики и динамической устойчивости гидравлических и пневматических золотниковых сервомеханизмов. Впервые была сформулирована теорема о начальных давлениях в силовых полостях сервомеханизмов. Специальными экспериментами разработанная теория была подтверждена.

В.Н. Челомей опубликовал ряд оригинальных работ по различным проблемам прикладной математики, устойчивости упругих систем, теории колебаний динамических систем с периодически меняющимися параметрами. В.Н. Челомей достиг выдающихся результатов в исследованиях эжекции. Было обнаружено явление аномально высокого прироста (120 – 140%) реактивной силы, возникающей при эжектировании атмосферного воздуха пульсирующей реактивной струей. Уже после смерти Владимира Николаевича, в 1986 году, эти результаты были зарегистрированы как открытие.

Все научные исследования, которые проводил Владимир Николаевич лично и которые проводились кафедрой, были тесно связаны с актуальными потребностями промышленности. Таким же было и отношение к организации учебного процесса на кафедре. Содержание учебных планов и дисциплин специальности, по которым кафедра вела подготовку, тематика и результаты работ аспирантов – все это находилось в поле зрения В.Н. Челомея, обсуждалось на кафедре и корректировалось им.

Членом-корреспондентом АН СССР В.Н. Челомей был избран в 1958 году, а в 1962 – действительным членом АН СССР по специальности «Механика». Научные успехи академика В.Н. Челомея были высоко оценены учеными. В 1964 году за лучшую работу по теории авиации он был удостоен Золотой медали имени Н.Е. Жуковского. В 1977 году Челомей получил высшую награду АН СССР за выдающиеся работы в области математики и механики – Золотую медаль имени А.М.

Ляпунова.

4. Школа В.Н. Челомея. Ученики и последователи академика В.Н. Челомея достойно продолжают начатое им дело. В 2002 году мы проводили Всероссийскую научно-техническую конференцию «Аэрокосмические технологии», в которой приняло участие большое число молодых ученых и инженеров. Многие работы были выполнены на очень высоком научном уровне. Вот и на этой конференции молодое поколение представлено весьма достойно.

Огромные успехи, достигнутые коллективом НПО машиностроения в наше нелегкое время, подтверждают: научно-инженерная школа академика В.Н. Челомея живет и развивается. В значительной мере этому способствует наша совместная деятельность по подготовке инженерных кадров на Аэрокосмическом факультете. Его студентами и выпускниками по праву гордятся и университет и предприятие. На них мы возлагаем свои особые надежды.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Челомей В.Н. Избранные труды / – М.: Машиностроение, 1989. – 448 с.

К.В. Фролов

МЫ В ДОЛГУ ПЕРЕД В.Н. ЧЕЛОМЕЕМ

Текст обращения Президента Союза ученых и инженеров имени академика В.Н. Челомея, директора Института Машиноведения РАН, академика К.В. Фролова к участникам Первой международной научно-технической конференции «Аэрокосмические технологии». 24 мая 2004, Реутов.

1. Скорость Челомея. Сегодня мы все в долгу перед Владимиром Николаевичем Челомеем и хотим не только сохранить добрую память о нем, но и сделать все, чтобы тот энтузиазм и энергия, которыми обладал этот замечательный человек, продолжали жить и помогали нам преодолевать преграды на пути к высоким целям.

Конечно, его нельзя идеализировать. Нельзя сказать, что В.Н. Челомей был абсолютно во всем безупречен. Но он был выдающимся, ярким, стремительным человеком. Он двигался быстро всегда и во всем. По фантастическим темпам работы он не знал себе равных. Но эта скорость всегда сочеталась с невероятной глубиной аналитического проникновения в сущность проблем и шокирующей смелостью изобретательских решений.

Г.А.Ефремов рассказывал, что от аванпроекта первого в мире маневрирующего на орбите спутника «Полёт» в 1961 году до его запуска в 1963 прошло чуть больше двух лет. А ведь это был совершенно новый аппарат с новой системой управления, с новыми двигателями и, что самое главное, с новым чрезвычайно смелым и поразительно эффективным конструкторским решением. Этот аппарат, ставший прототипом известного истребителя спутников ИС, произвел ошеломляющее впечатление в мире и вынудил наших соперников изменить военную стратегию в космосе.

Вот что такое скорость Челомея! Но, как известно, любое движение вызывает сопротивление среды. Чем быстрее движение, тем выше сопротивление. С ростом скорости сопротивление резко возрастает, становится большим, ... становится колоссальным! Владимир Николаевич в своем стремительном движении преодолевал огромное сопротивление. И при этом всегда сохранял устойчивость, всегда проявлял поразительную настойчивость и очень достойно служил тому делу, которому посвятил свою жизнь.

2. Он крепил мощь оборонного щита. Своим неукротимым характером Владимир Николаевич часто вызывал на «ринг» многих генеральных конструкторов. Нельзя сказать, что у него при этом все

было безоблачно. На самом деле все как раз не так. Но, благодаря тому, что были сильные оппоненты, что они поднимались до уровня Владимира Николаевича, он получал возможность развивать самую тонкую, самую сложную область теоретических знаний и инженерного искусства. Благодаря этому и крепла мощь оборонного щита и мощь экономики той страны, которую мы с вами потеряли.

Сейчас не модно говорить «оборонный щит Родины». Но именно в его создании неоценима роль Владимира Николаевича, неоценимо значение его таланта и титанического труда. Например, после того, как наш подводный флот был оснащен ракетами конструкции академика Челомея В.Н., стратеги того времени вынуждены были не просто задуматься над оборонной доктриной, но и пересмотреть ее по существу.

3. Он был Инженером. Многое можно рассказать о том, сколько сделал В.Н. Челомей для развития аэрокосмической техники. Много можно сказать и о том, сколько он дал науке для глубокого понимания принципиальных основ механики. Владимир Николаевич был Инженером. Но он был и Ученым: искал все время и все время сомневался. Он любил и хорошо знал как механику твердого тела, так и механику жидкости и газа - все разделы механики! Но мне, помню, он говорил: «...Обычно все хорошо в теории, пока не столкнешься с реальной конструкцией. Вот, например, простой гидропривод. На практике все как-то не согласуется с теорией, происходят какие-то чудеса!» И он строил новую теорию, но такую, которая понятна инженеру.

Да, Владимир Николаевич был ученым, но и был инженером! Математику он поднимал до уровня инженера, а инженера – до уровня математика. Инженеру, конструктору своим примером он показывал как много из области математики, физики, теоретической механики нужно знать.

4. Он учился всю жизнь. Самым удивительным, самым великим качеством человека, я считаю, стремление учиться всю жизнь. И чем больше мы познаем, тем больше понимаем, что очень много еще не знаем. Таким удивительным человеком был Владимир Николаевич. Он не стеснялся признаваться в том, что чего-то не может понять, не стеснялся учиться. На эту тему мы с ним многократно беседовали.

При проведении экспериментов, например, он стремился к тому, чтобы технические средства и методы измерения были точными. С другой стороны, он проникновенно смотрел на то, что любой эксперимент – это тоже теория. Что замерять, как замерять, насколько доверять получаемой информации? Такими мучительными вопросами Владимир Николаевич часто задавался, устремлено искал и находил на них ответы.

1. Мы намерены действовать. Он был блистательным исследе-

дователем и был равнодушен ко всему тому, что нас и сегодня волнует. Вот почему я полагаю важным, что мы сегодня не просто возвращаемся к памяти Челомея В.Н, а намерены действовать. Для этого в 2001 году мы создали Союз ученых и инженеров имени академика В.Н.Челомея. Мы приложим все силы, чтобы деятельность Союза была результативной. Предстоит много дел: ведь еще не полностью мы воздали ему должное.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ефремов Г.А. Современная концепция обеспечения национальной безопасности и стратегические задачи НПО машиностроения //Аэрокосмические технологии: Труды Всероссийской научно-технической конференции (22 мая 2002, г. Реутов, ФГУП «НПО машиностроения») – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. – С. 8-15.

Г.Д. Дермичев, А.А. Медведев, Ю.Н.Труфанов

ЧЕЛОМЕЙ В ФИЛИХ

Дается исторически анализ творческой деятельности Конструкторского бюро «Салют» ГКНПЦ имени М.В. Хруничева (Фили) в период с 1960 по 1981 год, когда оно в качестве филиала №1 предприятия ОКБ 52 («НПО машиностроения», Реутов) работало под руководством Генерального конструктора В.Н. Челомея. Приводится перечень наиболее значимых работ, во многом определивших развитие отечественной ракетно-космической техники.

1. Курс на баллистические ракеты. В октябре 1960 года перестало существовать ОКБ-23. Генеральный конструктор Мясищев В.М. был переведен на должность начальника ЦАГИ, а созданный им коллектив перешел в подчинение возглавлявшему тогда предприятие ОКБ 52 («НПО машиностроения» в Реутове) новому Генеральному конструктору авиационной техники Владимиру Николаевичу Челомею. Предприятие ОКБ-23 стало именоваться филиалом № 1 ОКБ 52. Объясняется это тем, что руководство страны в тот период считало, что межконтинентальные ракеты перспективнее стратегических бомбардировщиков. Владимир Николаевич получил новое правительственное задание. Но ОКБ-52 в то время специализировалось на создании крылатых ракет. Для разработки баллистических ракет потребовалось подключить новые силы.

Выбор ОКБ-23 был не случаен, его конструкторский коллектив был молод, полон сил и обладал уже опытом создания уникальных образцов авиационной и ракетной техники. Рядом находился передовой завод, способный производить сложные конструкции, используя передовые технологии. Придя В.Н. в Фили, Челомей начал знакомиться с тематикой работ в ОКБ-23 при В.М. Мясищеве. В кабинет к нему по очереди вызывались заместители Генерального конструктора и ведущие конструкторы со своими разработками. В.Н. Челомей выслушивал их доклады. Поддерживает ли он продолжение тематики или нет, по началу понять было нельзя. Впоследствии же стало ясно, что ни одна из новых разработок В.М. Мясищева поддержана не была. Были сохранены лишь подразделения, обеспечивающие эксплуатацию находящихся на вооружении самолетов «М4» и «ЗМ».

2. Разработка УР-200. Началась разработка боевой межконтинентальной ракеты 130-тонного класса УР-200. Коллектив ОКБ перераспределил свои силы: те, кто раньше разрабатывал конструкцию крыла и фюзеляжа, стали разрабатывать баки и сухие отсеки ракеты. Механики и шассисты занялись стартовым устройством. Маневрирующими в полете головными частями и спутниками-разведчиками занимался основной кол-

лектив ОКБ-52 в Реутове. Боевые головные части разрабатывались во вновь созданных подразделениях филиала № 1.

Проектируемая тогда ракета УР-200 по сравнению с разработками других ракетных КБ имела ряд новшеств. Впервые применены высокоэффективные компоненты ракетного топлива – азотный тетроксид и несимметричный диметилгидразин. Впервые управление первой ступенью выполнялось с помощью отклонения основных маршевых двигателей. Впервые в конструкции обечаек баков была применена вафельная конструкция. Эти проектные решения оказались весьма удачными и являлись как бы почерком Филевского КБ в последующих разработках.

Руководителем филиала № 1 был назначен В.Н. Бугайский, обладавший прекрасными организаторскими способностями. Общее руководство работами, выбор смежников, "пробивание" различных решений в Правительстве было за В.Н. Челомеем. Такое распределение работ оказалось в первые годы работы филиала № 1 весьма плодотворным. Владимир Николаевич много сил уделял подбору смежников, нацеленных преимущественно только на его тематику. Это были Воронежское КБ Косберга С.А., КБ Кузнецова В.И. и др. Правда, не со всеми КБ удавалось договориться. Так КБ Пилюгина Н.А. "придворным" стать не захотело, хотя и активно сотрудничало в создании систем управления УР-100, УР-200 и УР-500. Такая "непокорность" вызвала впоследствии отказ В.Н. Челомея от сотрудничества с этим КБ.

Трудно вспомнить, с кем Владимир Николаевич был по-настоящему открыт. Своих подчиненных он держал на удалении. Вот характерный пример. В начале освоения ракетной тематики В.Н. Челомей организовал поездку на полигон в Капустин Яр группы заместителей Главного и специалистов КБ. Возглавил её он сам. Никто из Филевского КБ раньше там не был. Когда самолет приземлился в пункте назначения, к трапу подъехал «ЗИМ», туда сел Челомей и, никому ничего не говоря, уехал. Правда, вскоре и за остальными приехал автобус. И ещё один штрих. Когда в начале пребывания на полигоне филевцы провели на ногах непрерывно более суток и, решив, что насмотрелись всего, стали собираться в Москву, к ним в домик, как будто прочитав их мысли, зашел Челомей. «Все, что вы успели увидеть – цветочки, а ягодки впереди» – сказал он и был прав. Месяц, проведенный на полигоне, оказался крайне полезным для дальнейшей работы.

Ракета УР-200 была освоена производством завода № 23 и выполнила ряд успешных полетов, но на вооружение принята не была. Аналогичная ракета была разработана в КБ Янгеля М.К.. Ей и было дано предпочтение. Кроме того, к этому времени стало ясно, что в условиях упреждающего удара противника боевые ракеты с открытым стартом не имеют перспектив. На начальном этапе были прекращены работы и по более мощному варианту – УР-200Б. Однако создание этой ракеты позволило КБ и заводу № 23 получить неоценимый опыт. А прототипы I и II ступеней

УР-200 составили облик II и III ступеней РН «Протон».

3. Ракта-носитель «Протон». Разработка «Протона» началась в 1962 году. Первоначально стартовая масса этой ракеты планировалась в районе 500 тонн, откуда возник и её шифр УР-500. Первые варианты УР-500 были совершенно не похожи на то, что впоследствии стало называться «Протоном». Была даже попытка связать в одно целое четыре ракеты УР-200. Окончательный облик «Протона» сейчас известен всем. При его выборе Владимир Николаевич проявил истинный демократизм. По первоначальному Постановлению Правительства УР-500 создавалась как много-целевая ракета. В качестве полезных нагрузок рассматривались боевая головная часть, ракетоплан и космические аппараты. Но уже в процессе изготовления ракеты вышло уточняющее Постановление, перепределившее основное назначение ракеты: выведение на околоземные орбиты тяжелых космических аппаратов. Уточнение назначения УР-500 потребовало переделки III ступени и дооснащения производства Завода имени М.В. Хруничева (ЗИХ). Чтобы не терять времени, испытание УР-500 Владимир Николаевич Челомей решил начать, не ожидая изготовления III ступени - в июле 1965 года. Двухступенчатая ракета вынесла на орбиту свою первую полезную нагрузку - научный спутник «Протон».

Распределение работ по проектированию полезной нагрузки было аналогичным УР-200. КБ в Реутово разрабатывало все головные части, кроме боевых. Испытания ракеты-носителя в трехступенчатом варианте начались в марте 1967. В отличие от американских традиций по ракете «Сатурн», первые пуски «Протонов» выполнялись с реальной целевой полезной нагрузкой. Генеральный конструктор был уверен в ракете. Период разработки «Протона» отличался высокой целеустремленностью в работе инженеров Филевского КБ, испытателей и работников завода № 23.

По инициативе В.Н. Челомея ОКБ в Филах разрабатывало проекты и существенно более мощных ракет-носителей – для пилотируемой экспедиции на Луну (как альтернативу королёвской ракете «Н-1»), а затем и для экспедиции на Марс. Проекты получили наименование УР-700. Отличались они оригинальностью. Все их блоки допускали транспортировку на полигон и в места проведения стендовых испытаний железнодорожным транспортом, в отличие от «Н-1», для которой на полигоне в Байконуре и на испытательных стендах строились филиалы завода-изготовителя, что было весьма дорого и снижало качество изготовления ракеты. Идею транспортабельности активно поддерживал В.П. Глушко – Генеральный конструктор двигателей 150-тонной тяги, установленных на I ступени «Протона», а также уникальных двигателей с тягой 600 тонн в одной камере для УР-700. Владимир Николаевич приглашал В.П. Глушко и к обсуждению выбора компоновочных схем УР-700.

4. Боевая баллистическая ракета УР-100. Величайшей заслугой В.Н. Челомея, коллектива Филевского КБ и завода им. М.В. Хруничева является создание в кратчайшие сроки боевой баллистической ракеты УР-

100 (SS-11 по коду НАТО). В этом проекте было заложено несколько пионерских решений, обеспечивающих возможность длительного хранения ракеты в шахтных пусковых установках при высочайшей боеготовности. Над проектом плодотворно работала кооперация разработчиков. Разработкой двигателей занимались С.А. Косберг (впоследствии А.Д. Конопатов) и С.П. Изотов. Над разработкой шахтной пусковой установки трудился коллектив В.П. Бармина. К разработке системы управления был привлечен Н.А. Пилюгин.

Испытания УР-100 начались в 1965 году с открытого старта, а затем перешли к пускам из шахты. Время требовало скорейшего ввода в строй этих боевых ракет: США активно наращивали число своих межконтинентальных ракет шахтного базирования «Минитмен». Денег не жалели. В ходе ЛКИ было проведено 70 пусков ракеты.

При разработке боевых ракет семейства УР-100 и его модификаций Владимир Николаевич в полной мере продемонстрировал свои стратегические способности. Так, закладывая решения по УР-100, он предусмотрел возможность увеличения стартового веса ракеты в тех же габаритах контейнера и шахты, что позволило создать существенно более мощную ракету УР-100К практически в тех же шахтах. Но сотрудники ОКБ считали В.Н. Челомея академиком и по знанию психологии. Так в феврале 1963 он проявил эти способности при проведении в Филях выездного заседания Совета обороны с участием Н.С. Хрущева, Л.И. Брежнева, многих marshалов и министров. Во многом благодаря умелой организации этого мероприятия было получено одобрение на разработку УР-100. Создание ракеты УР-100 позволило стране обрести свой ракетно-ядерный щит. Заводом им. М.В. Хруничева в кратчайшие сроки было изготовлено несколько сотен боевых ракет.

5. Преодолевая разногласия. Работы по боевым ракетам бурно развивались, но прежняя кооперация стала распадаться. Не сошелся Владимир Николаевич во многих взглядах на перспективу развития систем управления с Н.А. Пилюгиным и появился другой Главный конструктор систем управления боевыми ракетами В.Н. Челомея – В.И. Кузнецов. Именно его система управления стояла на следующей модификации УР100 – УР100К. В это же время начались и разногласия В.Н. Челомея с В.Н. Бу-гайским. Это был последний период их совместной работы.

Следующая модификация, задуманная Владимиром Николаевичем, казалась малореальной – практически в тот же транспортно-пусковой контейнер, что был спроектирован для УР-100, он требовал поместить ракету вдвое большего веса. Причем диаметр ствола шахты должен быть сохранен, то есть иметь те же размеры как для УР-100 и УР-100К. Скептики предрекали неудачу. КБ Бармина также выражало серьезные опасения в реализуемости задачи. Тогда Челомей пошел на замену кооперации и по пусковой установке. Её стали разрабатывать выходцы из ОКБ-23, выделившиеся после разработки автоматизированного старта ракеты УР-200 в

самостоятельное КБ «Вымпел» (как филиал № 2 ОКБ 52) под руководством В.М. Барышева. Головной блок этой ракеты разрабатывался в Реутово. Новая ракета получила наименование УР-100Н. Она успешно несет боевое дежурство и в нынешние времена. В соответствии с договорами с США о сокращении наступательных вооружений, под которое подпадает и УР-100Н, блок ускорителей этой ракеты используется в составе космической ракеты-носителя «Рокот».

6. Новое задание. В 1969 году Владимир Николаевич получил новое ответственное задание – создать орбитальную пилотируемую станцию «Алмаз» 20-ти тонного класса, оснащенную мощной фотоаппаратурой. Для периодической смены экипажа и доставки на борт станции расходных материалов был предусмотрен транспортный корабль снабжения (ТКС) тоже 20-ти тонного класса. Весь проект первоначально разрабатывался в Реутово, а в 1970 году Владимир Николаевич разработку ТКС передал в Фили. Работы начались с чистого листа. ТКС имел в своем составе возвращаемый аппарат (ВА) оригинальной схемы и активный стыковочный узел. ВА разрабатывали в Реутово, но изготавливали, как и саму станцию, и транспортный корабль, на заводе в Филях. Для летной отработки в Филях были разработаны космические аппараты для выведения на орбиту одновременно двух возвращаемых аппаратов. Было проведено 4 таких пусков.

Проект транспортного корабля получился интересным и на его базе Владимир Николаевич задал КБ в Филях ряд разработок специального назначения. Эти работы также были выполнены успешно, но всё осталось на бумаге. Поскольку при разработке орбитальной станции встретился ряд трудностей, сдерживались и работы по ТКС. Но завод работал. И корпус ОПС был изготовлен. Не хватало его «начинки». И вот в 1970 году, не спрашивая согласия В.Н. Челомея, в Правительстве было принято решение о создании пилотируемой долговременной орбитальной станции (ДОС) на базе приборного оборудования кораблей «Союз» и с использованием корпуса станции «Алмаз». К этому заданию были подключены ЦКБЭМ (ныне РКК «Энергия») и КБ в Филях. Работы Филевского КБ возглавлял В.Н. Бугайский.

Работы по ДОС шли успешно при обоюдном стремлении двух КБ решить поставленную задачу наилучшим образом. Запуск ДОС с помощью «Протона» состоялся 19 апреля 1971 года. Орбитальная станция получила наименование «Салют-1». Работы по «Алмазу», а, следовательно, и ТКС ушли на второй план. Правда, впоследствии, по инициативе «снизу» ТКС обрел вторую жизнь в виде серии тяжелых кораблей «Космос», на которых отрабатывалось взаимодействие транспортных кораблей с орбитальными станциями «Салют 6» и «Салют 7» (в период с 1977 по 1980 год). Конструкция ТКС явилась базовой и для всех модулей орбитальной станции «Мир». Эта же конструкция использована и в составе первого модуля международной космической станции.

7. КБ «Салют». Последним крупным заданием, которое Владимир Николаевич выдал в свой филиал, была разработка стартовой разгонной ступени крылатой ракеты, базирующейся на подводной лодке. Саму крылатую ракету и контейнер разрабатывало КБ в Реутово. Филиям было предложено разместить разгонную ступень с ЖРД в оставшемся между ракетой и контейнером зазоре. Конструкция разгонной ступени получилась многоэлементной и достаточно сложной. Тем не менее, разгонная ступень была создана и проходила летные испытания.

В июне 1981 года конструкторское бюро на Филиях было передано в состав НПО «Энергия», получив при этом название КБ «Салют НПО Энергия». Генеральным конструктором был назначен Д.А. Полухин. Связи с НПО Машиностроения в Реутово сохранились в части поддержания в готовности той техники, которая была создана коллективами Реутова и Филей в период их совместной работы.

8. Оценивая тот период работ по прошествии многих лет, можно констатировать, что он был весьма плодотворным, хотя и трудным и сложным по взаимным отношениям как с другими предприятиями, так и внутри КБ. Но, как говорится, «цель оправдывает средства», а значимость достигнутых под руководством Владимира Николаевича Челомея целей неоспорима.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева / Проспект предприятия – М.: ООО «Глобал-М», 1998. – 49с.

Д.К. Драгун, В.Г. Молчанов

АКАДЕМИК В.Н. ЧЕЛОМЕЙ И ОКБ «ВЫМПЕЛ»

Кратко излагается история создания и развития предприятия «ОКБ Вымпел», когда оно функционировало как Филиал № 2 фирмы, возглавляемой В.Н. Челомеем (г. Реутов). Дан аналитический обзор созданного коллективом предприятия наземного оборудования ракетно-космических комплексов.

1. Введение. 30 июня 2004 года мы отмечаем 90-летие со дня рождения выдающегося ученого и конструктора XX века, академика Владимира Николаевича Челомея, а в сентябре – 60 лет со дня основания предприятия «Научно-производственное объединение машиностроения» (НПОМ) [1]. Под руководством В.Н. Челомея ученые, конструкторы, инженеры и рабочие НПОМ и ряда других предприятий в течение 40 лет создавали уникальные образцы ракетно-космической техники, среди которых боевые ракетные комплексы, космические корабли и спутники. В.Н. Челомей и возглавляемые им коллективы – создатели морского щита Родины, разработчики современных крылатых ракет, в том числе и известных ракет «Гранит». Созданными ими межконтинентальными баллистическими ракетами типа «сотка» были переоснащены РВСН.

Под руководством В.Н. Челомея решено огромное число многообразных задач по освоению космического пространства, созданы уникальные образцы ракетно-космической техники от маневрирующих спутников типа «Полет» и космических кораблей «Алмаз» до тяжелой ракеты «Протон». Природный ум, необыкновенный талант и огромная работоспособность – вот основные качества В.Н. Челомея, которые способствовали небывалым успехам страны в развитии ракетно-космической техники и в укреплении обороноспособности.

После смерти В.Н. Челомея в 1984 году предприятие возглавил его соратник Герберт Александрович Ефремов.

2. Создание предприятия «ОКБ Вымпел». Одним из предприятий, созданных В.Н. Челомеем для решения задач наземного обеспечения ракетно-космической деятельности страны, было и предприятие, получившее впоследствии название ФГУП «ОКБ Вымпел». А тогда оно функционировало как Филиал № 2 фирмы, возглавляемой В.Н. Челомеем (ЦКБМ, позже – НПОМ). Произошло это в 1963 году. Первым руководителем предприятия был назначен сподвижник и заместитель В.Н. Челомея – Владимир Михайлович Барышев. Претворяя в

жизнь научно-технические идеи и решения В.Н. Челомея, коллектив Филиала № 2 под руководством В.М. Барышева, вел разработки наземного оборудования всех образцов ракетно-космической техники, создаваемых В.Н. Челомеем.

Первой крупной работой для коллектива ученых, конструкторов и инженеров будущего ФГУП «ОКБ Вымпел» было создание комплекса наземного оборудования для РН 8К81 (УР 200). Комплекс обеспечивает автоматизированную подачу лежащей на самоходной тележке ракеты к установщику, стыковку пневматических, электрических и заправочных коммуникаций. В него входит также система заправки ракеты на пусковом столе, созданная совместно с ЖЗТМ (в бывшем городе Жданов, а ныне – Мариуполь).

В то же время коллектив участвовал в создании испытательной базы и полигонного испытательного комплекса на космодроме Байконур как для РН 8К81, так и для следующей ракеты В.Н. Челомея – 8К82 (УР 500). Ракета 8К81 была заменена ракетой 11К69. В связи с этим стартовый комплекс был перепроектирован КБТМ и перестроен. Филиал № 2 ЦКБМ принял участие в создании РН 8К82 с первых дней разработки новой ракеты.

Для стартового комплекса РН 8К82 предприятием были созданы так называемые «наземные бортовые системы» – система дежурного наддува, система термостатирования и система прокачки рулевых машин. Разработаны и изготовлены системы, обеспечивающие подготовку стартовых устройств. Все они успешно работали, а их модификации работают на стартовом комплексе до сих пор, обеспечивая пуски РН 8К82К с различными космическими аппаратами.

Предприятие является головным по техническому комплексу РН 8К82К, где эксплуатируется различное оборудование, созданное коллективом предприятия и смежниками. Оборудование для технического и стартового комплексов, созданное ФГУП «ОКБ Вымпел», и модификации этого оборудования более 30 лет успешно участвуют в подготовке и пуске РН 8К82, а затем – 8К82К.

3. Первые проекты коллектив предприятия начал осуществлять в 1962 году для комплексов ИС и УС разработки В.Н. Челомея. Работы велись в кооперации с рядом предприятий. Среди них такие как «Горизонт», завод «Прожектор», Савёловский завод «Прогресс» и другие. С того времени было создано много уникальных образцов наземного оборудования по сборке ракет-носителей и по их испытаниям. Созданы стенды для обеспечения комплексных и автономных проверок работы систем наведения и навигации, солнечных батарей и энергетической станции, стендов сборки аппаратов, взвешивания и центрирования, проведения юстировочных работ, транспортное и пневмовакуум-

ное оборудование, системы обеспечения температурно-влажностного режима и другое оборудование.

В 1975-1985 годы предприятие работало над созданием технических комплексов для космических станций «Алмаз», «Салют», Мир», для космических аппаратов систем связи, телевидения и навигации и для других объектов. Все они были разработаны под руководством Генеральных конструкторов Челомея В.Н., Бабакина Г.Н., Решетнева М.Ф., Ковтуненко В.М., Полухина Д.А., Ефремова Г.А.. Предприятие также участвовало в создании монтажно-испытательного корпуса 92А-50 на космодроме Байконур.

В процессе работы использовались новые подходы к созданию технических комплексов. В результате были разработаны и находятся в эксплуатации: 1. Единая система газоснабжения всех сооружений технической позиции; вакуумный центр и унифицированное оборудование по обеспечению проверок на герметичность всех КА. 2. Унифицированный ряд транспортно-заправочных агрегатов, обеспечивающих транспортировку внутри полигона КА, РБ и КГЧ. 3. Холодильный центр, обеспечивающий тепловые режимы при подготовке КА. 4. Унифицированное грузоподъемное оборудование и средства обслуживания КА. 5. Оборудование, обеспечивающее испытания КА с раскрытием внешних приборов и антенн. 6. Стенды для автономных испытаний солнечных батарей. 7. Оборудование взвешивания и определения фактического центра масс космических аппаратов от 4 до 25 т.

4. Транспортно-пусковой контейнер. В конструкторском бюро В.Н. Челомея в 60-х годах осуществлялась разработка одного из первых ракетных комплексов второго поколения РС-10 с легкой ампулизированной ракетой 8К84. Эта ракета, называемая «соткой», размещалась в транспортно-пусковом контейнере. Для предприятия она была важным этапом в его становлении как головного предприятия, создающего ракетную технику.

Основной задачей на первом этапе было конструкторское обеспечение решения В.Н. Челомея по созданию ракетного оружия по принципу «завод – пусковая установка». Выполнение данной задачи во многом определялось созданием транспортно-пускового контейнера. Была предложена и реализована конструкция контейнера, изготовленного из прессованных панелей и профилей из алюминиевого сплава.

Аналогичные конструкции были впервые освоены и применены Мясичевым В.М. на самолетах ЗМ, М4, М50. Здесь впервые были применены направляющие, изготовленные также из алюминиевых прессованных профилей. Это позволило резко сократить вес и трудоемкость, привело к снижению стоимости. Но самое главное – это привело к повышению научно-технического уровня контейнера, его тех-

нологичности и серийности. Позволило в кратчайшие сроки изготовить, испытать и поставить на боевое дежурство нужное количество ракет, обеспечить их высокую надежность. Разработка документации, организация кооперации по изготовлению – все это было выполнено в кратчайшие сроки, было произведено несколько десятков пусков на космодроме Байконур и, уже в августе 1967, первый полк ракетных шахтных пусковых установок поставлен на боевое дежурство.

Одновременно с разработкой транспортно-пускового контейнера предприятием была разработана система бескрановой перегрузки контейнера с транспортных средств и погрузка его обратно на транспортные средства. Это позволило снизить стоимость боевых комплексов за счет исключения из их состава дорогостоящих подъемных кранов, а также позволило проводить погрузочно-разгрузочные работы при скорости ветра до 12-15 м/сек, тогда как крановая перегрузка могла производиться при скорости ветра не более 5-7 м/сек. Повысилась надежность комплексов за счет исключения возможности выхода из строя перегружаемых изделий из-за соударения их с окружающими конструкциями при порывах ветра.

5. Шахтные пусковые установки. Если первую шахту проектировал и создавал коллектив специалистов под руководством В.П. Бармина, то, начиная со следующей модификации, шахтные пусковые установки создавались Филиалом № 2 ЦКБМ. В это время проводилась работа по повышению технических характеристик установок с ракетой. В 1969 году Филиал № 2 ОКБ 52 выиграл конкурс на проект системы амортизации модификаций «сотки» и создал оригинальную двухпорную систему пневмогидравлической амортизации. Созданию системы амортизации предшествовала длительная проектная, опытно-конструкторская, исследовательская и экспериментальная работа. Система не имеет аналогов в мире и защищена более, чем 50 авторскими свидетельствами и патентами.

Впервые была создана система дежурного контроля (СДК) за параметрами ПУ. При создании первого БРК учеными и конструкторами предприятия решены многочисленные проблемные задачи. Одна из них – ампулизация заправочных магистралей и постоянный контроль давления в баках ампулизированного изделия. Была разработана ПГС контейнера. Для дальнейших модификаций изделий разработаны системы предстартовой подготовки, агрегат осушки контейнера, решены задачи защиты топливных полостей изделия от попадания загрязнений извне, решены задачи слива компонентов из баков изделия, потерявших герметичность и удаления остатков компонентов из магистралей контейнера после использования изделия, а также решены задачи по нейтрализации контейнера. Кроме того, предприятие на всех

этапах создания БРК курировало вопросы заправки, слива и нейтрализации изделий. По ТЗ предприятия КБТХМ разработало унифицированные средства заправки, которые обеспечили заправку и слив всех последующих модификаций изделий.

Для этих комплексов коллективом предприятия также были созданы системы амортизации прицеливания, решены проблемы обеспечения температурно-влажностного режима, проработаны и решены задачи по защите от факторов ядерного оружия и решен ряд других вопросов. Большая часть этих установок, с учетом проведенных модернизаций, до настоящего времени обеспечивают безопасность нашей Родины. Во главе этой работы находился В.М. Барышев. Расчетно-теоретическое обоснование и экспериментальное подтверждение произведено коллективом специалистов во главе с Ю.С. Храповицким.

6. Решение сложных научно-инженерных задач. Создание нового транспортно-пускового контейнера с габаритами, соизмеримыми с ракетой, потребовали решения сложных научно-инженерных задач. С целью обеспечения безаварийного старта ракеты в условиях высоких газодинамических и тепловых нагрузок произведена отработка тепловой защиты конструкции транспортно-пускового контейнера. Задачи эти были успешно решены теоретическим отделом ОКБ с участием институтов ВИАМ и ЦНИИМАШ. Были созданы модельные установки и проведен большой объем экспериментов, результаты которых легли в основу конструкции. Был разработан новый высокоэффективный теплозащитный материал, защищенный авторским свидетельством. Успешные пуски ракеты на полигоне подтвердили правильность принятых научных решений.

Одновременно проводились работы по улучшению агрегатов всего наземного оборудования комплексов, по их совершенствованию, повышению качества и долговечности. С 1973 на предприятии проводились работы по созданию (доработке) комплектующих изделий повышенной надежности и долговечности. За это время было разработано (доработано) более 250 видов комплектующих изделий разработки предприятий Минприбора, Минмаша и Миноборонпрома.

В период с 1970 по 1974 гг. были разработаны первые ракетные комплексы повышенной защищенности. Их особенность заключается в следующем. Пусковые установки, отличаясь по степени защиты и создаваясь для различных по размерам и характеристикам ракет, были унифицированы в части конструктивно-компоновочных решений, размеров и состава оборудования. Была также сохранена отработанная и проверенная на космодроме Байконур газодинамическая эжекторная схема старта, несмотря на различия в тяговооруженности этих ракет.

В последствии на полигонах нашим предприятием проводились

опытные работы и экспериментальные исследования, направленные на совершенствование и модернизацию стартовых комплексов.

В конце 70-х годов академик В.Н. Челомей поручил Филиалу № 2 ЦКБМ разработку КНО для КР морского и авиационного базирования. Нашим предприятием были созданы комплексы наземного оборудования для КР «Гранит» и ряда других. Для обеспечения натурных совместных испытаний были развернуты технические позиции в городах Севастополь, Капустин Яр, Северодвинск, Североморск. Для отработки КР предприятием были созданы стационарные технические позиции.

В 1984 году предприятию поручено переоборудование пусковых установок ракет СС-19 под новую твердотопливную ракету СС-24 разработки академика В.Ф. Уткина. Коллектив конструкторов успешно справляется с поставленной задачей. На основе имеющихся разработок предприятие создает новую, опорную систему амортизации, обеспечивающую защиту ракеты от внешних факторов и ее безопасный старт.

7. Дальнейшее воплощение идей. Заложенные В.Н. Челомеем и В.М. Барышевым идеи и решения, в последние годы нашли дальнейшее воплощение. Они были реализованы при создании пусковой установки ракеты «Тополь-М», при создании технических позиций для различного вида космических кораблей и спутников, в том числе и в интересах иностранных заказчиков. Они нашли применение и в различных разработках для народного хозяйства Москвы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Федеральное государственное унитарное предприятие «Научно-производственное объединение машиностроения». 60 лет самоотверженного труда во имя мира / Составители: Ефремов Г.А. и др. – М.: Изд. Дом «Оружие и технологии», 2004. – 332с.

Ю.С.Архипов, Ю.А.Бешенев, С.А.Булдашев,
Ф.А.Казанкин, К.П.Кулябин, Р.Х.Кутуев,
Е.Г.Ларин, Е.В.Леденева, Л.А.Потабачный

СОСТОЯНИЕ РАБОТ НИИМАШ В ОБЛАСТИ КОСМИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

Изложены основные результаты НИОКР НИИ Машиностроения в обеспечение создания реактивных двигателей малой тяги (РДМТ) и двигательных установок (ДУ) на их основе для современных и перспективных космических программ.

1. Введение. Собственные опытно-конструкторские работы по созданию ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) НИИ Машиностроения (НИИМаш) начал в 1969 году. 19 апреля 1971 года первая в мире орбитальная станция "Салют" с 32 двигателями НИИМаш на борту была выведена в космос. В 70-х годах применительно к орбитальному космическому аппарату (КА) 11Ф668 по техническим заданиям НПО машиностроения в НИИМаш были разработаны двигатели управления 11Д458, 11Д459 и 17Д58 тягой 400, 200 и 12 $\kappa\Gamma\text{с}$ соответственно.

Разработанные в НИИМаш двигатели при более высоком по тем временам уровне экономичности, особенно на импульсном режиме, не имели ограничений работы при любом сочетании команд и пауз во всем рабочем диапазоне входных давлений и температуры конструкции и компонентов топлива. Средняя величина удельного импульса тяги (при длительности управляющей команды 0,1с) имела значение $\sim 200 \kappa\Gamma\text{с}/\text{кг}$. Одним из существенных отличий разработанных двигателей по отношению к аналогам [1] было значительное снижение мас-сы. Эти преимущества были обеспечены рядом особенностей их конструкции.

2. Особенности конструкции. Для подачи компонентов топлива в смесительную головку в двигателях были применены электромагнитные клапаны с "мягким" уплотнением "фторопласт по металлу". Это решение позволило в значительной степени улучшить габаритно-массовые и динамические характеристики клапанов и уменьшить за-клапанные объемы смесительной головки, что в свою очередь улучшило динамические характеристики двигателя в целом. В смесительной головке применена соосная струйно-центробежная двухкомпонентная форсунка, которая при среднем удельном импульсе тяги двигателя 252 $\kappa\Gamma\text{с}/\text{кг}$ позволила организовать рабочий процесс в камере, выполненной из нержавеющей стали, обеспечивающий приемлемый

тепловой режим при всех условиях эксплуатации КА.

Для поддержания теплового режима смесительной головки при неработающих двигателях в их состав вводят электронагреватели и каналы для циркуляции теплоносителя жидкостной системы терморегулирования космического аппарата. При этом для поддержания требуемого теплового режима достаточно было любого из этих элементов. В дальнейшем эти решения нашли свое применение и развитие на всех современных и перспективных двигателях разработки НИИ Машиностроения. К началу 90-х годов был разработан ряд двигателей с уровнем тяги от 0,08 $\kappa\Gamma\text{с}$ до 200 $\kappa\Gamma\text{с}$ и комплекс агрегатов двигательных систем для широкого спектра космических аппаратов.

3. Принципы интеграции. Скачок в развитии космического приборостроения на рубеже 80-х и 90-х годов поставил перед разработчиками двигательных систем задачу по совершенствованию их характеристик, т.к. они стали лимитирующим звеном при создании космических аппаратов нового поколения, особенно для малых космических аппаратов. Применительно к аппаратам этого класса с 1989 года в НИИмаш были начаты работы по формированию направлений исследований на принципах конструкторской и функциональной интеграции при создании агрегатов, систем и ДУ в целом с качественно новым уровнем характеристик. Работы ведутся по направлениям: - повышение технического уровня РДМТ; - разработка компоновочных схем ДУ модульного типа; - совершенствование системы хранения и подачи топлива.

Первым модернизированным двигателем на базе традиционных технологий и конструкций был двигатель тягой 13,5 $\kappa\Gamma\text{с}$, использовавшийся в кораблях "Союз-Т" и "Прогресс", а также на долговременных орбитальных станциях "Салют". Использование жаропрочного ниобиевого сплава с дисилицидмолибденовым жаростойким покрытием в качестве материала камеры сгорания и сопла двигателя, а также оптимизация схемы организации рабочего процесса в камере позволили повысить удельный импульс тяги двигателя с 250 $\kappa\Gamma\text{с}\cdot\text{с}/\text{кг}$ до 290 $\kappa\Gamma\text{с}\cdot\text{с}/\text{кг}$. Этот двигатель работает сейчас на борту служебного модуля "Звезда" МКС, им комплектуются все корабли "Союз" и "Прогресс", доставляющие на МКС экипажи и грузы.

К настоящему времени в НИИМаш проведены опытные работы по созданию РДМТ с величиной номинальной тяги 40 $\kappa\Gamma\text{с}$. В результате работ получены опытные образцы двигателей, обеспечивающие удельный импульс тяги 300 ± 5 $\kappa\Gamma\text{с}\cdot\text{с}/\text{кг}$ при удовлетворительном тепловом состоянии (температура камеры не превышает 1250°C при допустимой температуре конструкции 1350°C, установленной из условия надежности двигателя) во всем эксплуатационном диапазоне. Лучшие

образцы опытных двигателей обеспечивают получение величины удельного импульса тяги $308...312 \text{ кгс}\cdot\text{с}/\text{кг}$. В режиме одиночных включений при длительности команды на включение $0,05 \text{ с}$ удельный импульс тяги двигателей достигает значения $270 \text{ кгс}\cdot\text{с}/\text{кг}$. Требуемый диапазон стабилизации тяги обеспечивается в диапазоне входных давлений компонентов топлива от 11 до $22 \text{ кгс}/\text{см}^2$.

Общий вид двигателя тягой 40 кгс представлен на рис.1. Камера сгорания с соплом изготавливается из жаропрочного ниобиевого сплава с дисилицидномолибденовым покрытием.

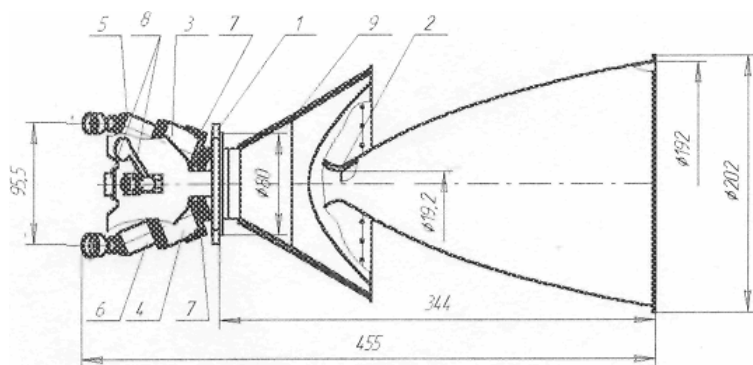


Рис. 1. Двигатель РДМТ400А. 1 - смесительная головка; 2 - камера сгорания с соплом; 3 - клапан горючего; 4 - клапан окислителя; 5 - стабилизатор расхода горючего; 6 - стабилизатор расхода окислителя; 7 - электронагреватели; 8 - электрические кабели с соединителями; 9 - теплоизоляционный экран камеры сгорания

Двигатель оснащен электроклапанами по трактам окислителя и горючего. Они разработаны на базе решений-аналогов НИИМаш. Основным отличием этих электроклапанов от серийно-изготавливаемых является уменьшенный перепад давления при заданном расходе компонентов топлива. На входе в каждый электроклапан устанавливается стабилизатор расхода компонента топлива, который обеспечивает стабильность тяги и приемлемый тепловой режим двигателя в широком диапазоне входных давлений компонентов топлива, в том числе и при значительной разности последних. Камера сгорания и сопло от головки двигателя до критического сечения и начальная часть сверхзвуковой части сопла закрыты теплоизоляционным экраном для защиты узлов и агрегатов космического аппарата, головки, а также фланца крепления двигателя от теплового излучения.

На рис. 2, 3 приведены зависимости тяги и удельного импульса

тяги двигателей РДМТ400А №№ 2, 4, 5, полученные при испытаниях в высотных условиях.

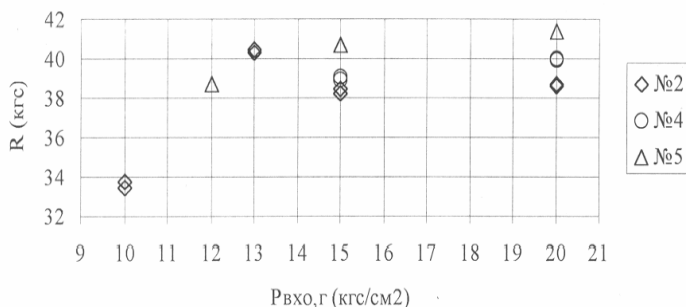


Рис. 2. РДМТ400А №2,4,5. Изменение тяги от давления топлива на входе в двигатель (давления окислителя и горючего равны)

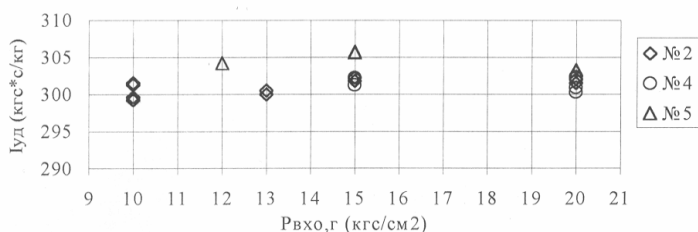


Рис. 3. РДМТ400А №2,4,5. Изменение удельного импульса тяги от давления топлива на входе в двигатель (давления окислителя и горючего равны)

Температура конструкции при импульсных режимах работы существенно ниже температуры при непрерывных режимах работы. Экономичность двигателей в импульсном режиме работы при различных длительностях команды на включение и при номинальном давлении компонентов топлива представлена на графике рис. 4. Применение стабилизаторов расхода позволяет создавать двигательные установки без использования редукторов давления. Достигается это за счет ступенчатого подсоединения в систему наддува топлива шар-баллонов с газом высокого давления.



Рис. 4. Двигатели РДМТ 400А №№ 2,3,5. Зависимость удельного импульса тяги от длительности команды на включение при длительности паузы 10 с

Это увеличивает ресурс работы двигателей, поскольку работа двигателя происходит постоянно на оптимальном режиме, дает существенную экономию материальных средств за счет сокращения объема доводочных испытаний. Изменение входных давлений топлива в широком диапазоне и изменение разности давлений окислителя и горючего практически не приводит к изменению режима работы двигателя и его запас работоспособности определяется, по существу, на одном режиме.

4. РДМТ параметрического ряда. В НИИМаш ведутся работы по совершенствованию РДМТ параметрического ряда. В частности, работы по улучшению параметров двигателя с номинальной тягой 20 $\kappa\Gamma\text{с}$. Характеристика удельного импульса тяги лучшего из них представлена на рис. 5.

Важно, что максимальное значение удельного импульса тяги реализуется при минимальном значении давления компонентов топлива. Из чего следует, что при установке стабилизаторов расхода окислителя и горючего, обеспечивающих номинальные расходы двигателя тягой 20 $\kappa\Gamma\text{с}$, можно обеспечить стабильность тяги при относительно высоком удельном импульсе тяги 307...308 $\kappa\Gamma\text{с}\cdot\text{с}/\text{кг}$ в широком диапазоне входных давлений топлива, начиная с давления 12,5 $\kappa\Gamma\text{с}/\text{см}^2$. Верхнее значение перепада давления на стабилизаторах, при котором обеспечивается номинальный расход, в принципе не ограничено. Практически номинальный расход поддерживается стабилизаторами расхода при максимальном перепаде давления до 25 $\kappa\Gamma\text{с}/\text{см}^2$ и более (подтверждено экспериментально, в т.ч. и летной эксплуатацией двигателей-аналогов).

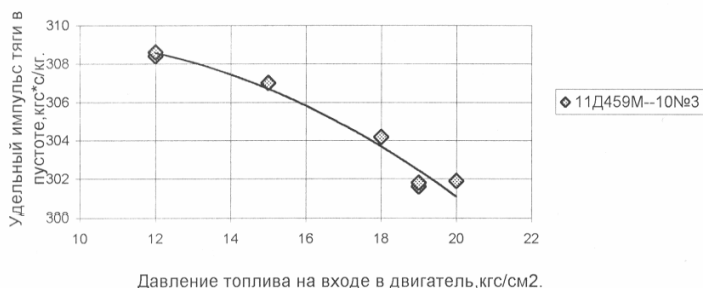


Рис. 5. Зависимость удельного импульса тяги от давления топлива

Тенденция к снижению массы КА повышает уровень требований к эффективности выполнения коррекции орбиты, что может быть обеспечено применением РДМТ с уровнем тяги $0,3 \text{ кгс}$ и менее. При этом предъявляются высокие требования к динамическим характеристикам и уровню удельного импульса тяги. Повышаются требования к точности дозирования управляющих импульсов тяги. Минимизируются затраты топлива.

В НИИмаш был изготовлен экспериментальный двигатель тягой $0,3 \text{ кгс}$. При проведении демонстрационных испытаний получены изложенные ниже результаты. Подтверждена работоспособность схемы смесеобразования на основе подачи компонентов топлива в виде струй, распыляемых на кромке кольцевого дефлектора. При давлении КТ на входе в двигатель 15 кгс/см^2 $J_{уд} \approx 271 \pm 2,3 \text{ кгс} \cdot \text{с/кг}$. В диапазоне $P_{вх} = 12 \dots 20 \text{ кгс/см}^2$ величина $J_{уд} \approx 249 \dots 294 \text{ кгс} \cdot \text{с/кг}$ и достигает $\approx 305 \text{ кгс} \cdot \text{с/кг}$ при давлении 24 кгс/см^2 . Прогнозируется возможность достижения величины $J_{уд} \approx 290 \dots 295 \text{ кгс} \cdot \text{с/кг}$ при $P_{вх} = 15 \text{ кгс/см}^2$.

В экспериментальном двигателе применен быстродействующий ЭК собственной разработки и минимизированы заклапанные объемы смесительной головки. Время открытия и закрытия ЭК при номинальных входных условиях составляет не более $0,001 \text{ с}$, а при изменении входных условий во всем эксплуатационном диапазоне — не более $0,0015 \text{ с}$. Суммарная величина заклапанных объемов составляет не более 10 мм^3 .

Применение этих технических решений позволило добиться следующих результатов. 1). На порядок сократилось время переходных процессов и его разброс из-за влияния входных условий при запуске и останове двигателя по сравнению с аналогичными параметрами серийного двигателя тягой $1,3 \text{ кгс}$. 2). Повысилась стабильность динамических характеристик. 3). Увеличился диапазон ре-

гулирования величины импульса тяги. 4). Подтвердилось удовлетворительное тепловое состояние камеры сгорания.

Результаты испытаний приведены на графиках рис. 6. При испытаниях максимальная температура камеры сгорания в зоне минимального сечения сопла составила 1270°C , на смесительной головке - 50°C , на фланце двигателя - 70°C .

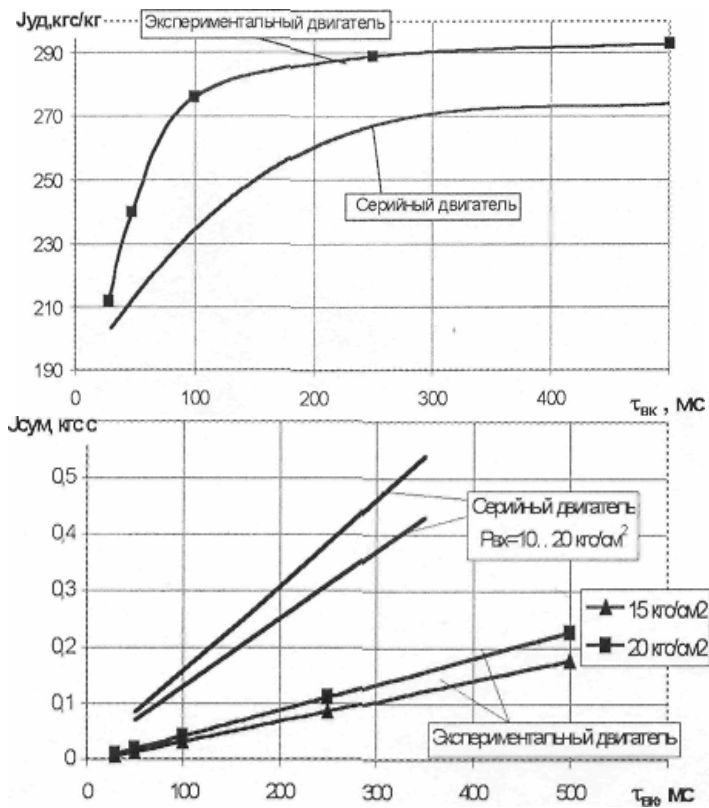


Рис. 6. Сравнительные характеристики экспериментального двигателя с уровнем тяги $0,3 \text{ кгс}$ и серийного двигателя с уровнем тяги $1,3 \text{ кгс}$ в импульсных режимах работы

5. Система хранения и подачи топлива. В части элементной базы системы хранения и подачи компонентов топлива к двигателям в настоящее время в НИИМаш работы ведутся по следующим направлениям: 1). Создание быстродействующего электро-пнеumo клапана

(ЭПК). 2). Подтверждение возможности расширения области применения баков с металлическими разделителями диафрагменного типа. 3). Создание композиционных баковых систем для жидких и газообразных рабочих тел. 4). Формирование универсальной системы наддува (СН) топливных баков.

В обеспечение Федеральной космической программы России по развитию малых космических аппаратов проводятся опытно-конструкторские работы по созданию быстродействующего ЭПК для управления газообразными рабочими телами (азот, гелий) с давлением до 350 кгс/см^2 и температурой от минус 50 до плюс 50 °С, имеющего следующие параметры: масса не более 0,5 кг, габаритные размеры $039 \times 98 \text{ мм}$, время открытия/закрытия менее 0,03 с, токопотребление не более 0,5 А, допускаемые утечки рабочего тела через закрытый ЭПК не более 10 см^3 в сутки, ресурс по включениям не менее 10000.

В процессе ОКР найдены конструкторские решения запорного элемента, обеспечивающие работоспособность ЭПК в заданных условиях. В целях уменьшения потребного тягового усилия электромагнитного привода и обеспечения герметичности запорного элемента применено традиционное для НИИМаш клапанное уплотнение типа "фторопласт-металл" отлично зарекомендовавшее себя в электроклапанах РДМТ. В качестве материала уплотнителя выбран плавкий фторопласт-40П. Изготовлены и испытаны с положительными результатами первые экспериментальные образцы.

Использование металлических разделителей топливных полостей и полостей наддува в топливных баках ДУ на основе РДМТ повышает уровень тактико-технических и эксплуатационных характеристик ДУ. Исключается при этом необходимость в специальных устройствах забора компонентов топлива из баков и снижаются требования к системе наддува в части разделения газовых полостей баков окислителя и горючего. Дополнительным преимуществом применения металлических разделителей диафрагменного типа является то, что их жесткость допускает воздействие на бак ускорений произвольной ориентации без нарушения работоспособности.

В настоящее время используются металлические разделители на основе сильфонов и диафрагменного типа. Однако применение разделителей диафрагменного типа до сих пор ограничено областью КА с коротким сроком существования. Данное ограничение обусловлено широким диапазоном температуры конструкции КА, что и приводит к необходимости компенсации "теплового" изменения объема компонентов топлива при эксплуатации в реальных условиях в диапазоне температуры конструкции ДУ и компонентов топлива от 0 °С до 40 °С. В направлении расширения области применения баков с металличе-

скими разделителями диафрагменного типа проведены специальные расчетно-экспериментальные исследования на базе КДУ 414НС, выполненной в виде моноблока.

Расчетная оценка динамики теплового состояния ДУ выполнена для следующих экстремальных изменений температуры элементов КА в зоне крепления ДУ: - скачкообразное от минимального до максимального значений с последующей стабилизацией на достигнутом уровне; - циклическое повышение от 0°C до 40°C за 8 часов с последующим снижением от 40°C до 0°C за 4 часа. Результаты расчетов показывают: 1) Скачкообразное изменение температуры элементов КА отслеживается на конструкции ДУ через 6 суток. 2) Циклические изменения температуры элементов КА при минимальных остатках компонентов топлива в баке (что снижает тепловую инерционность) отслеживаются на конструкции ДУ с размахом не более 3°C .

Для оценки допустимости подобных изменений теплового состояния без компенсации изменения объемов компонентов топлива проведены специальные исследования. При автономных испытаниях бака диафрагмы выдержали без нарушения работоспособности десятикратную циклическую деформацию, эквивалентную изменению температуры компонентов топлива с размахом на уровне 20°C , при остаточном количестве топлива до 85% от заправляемого. Диафрагмы сохранили герметичность при воздействии до 500 осесимметричных циклов, эквивалентных колебаниям температуры компонентов топлива с размахом на уровне 20°C , при остаточном количестве топлива $\sim 50\%$ от заправляемого.

При испытаниях двух экземпляров двигательных установок на натурных компонентах топлива в условиях воздействия изменения температуры с размахом до 50°C проводилась дополнительная оценка работоспособности диафрагм. Оба экземпляра ДУ сохранили работоспособность до полной выработки топлива. Скачкообразное изменение температуры КА с последующей стабилизацией на достигнутом уровне, приводящее к пластической деформации диафрагм, в процессе эксплуатации носит эпизодический характер и не приводит к нарушению работоспособности диафрагм. Учитывая выработку топлива из бака, при которой происходит смещение зоны деформации по образующей диафрагмы, допустимо в процессе эксплуатации многократное изменение температуры КА в широком диапазоне без нарушения работоспособности диафрагм.

6. Результаты исследований построения СП. По результатам расчетно-аналитических и экспериментальных исследований выработана концепция построения СП на основе безроторного насоса. Эффективность предложенной концепции характеризуется следующим:

1). Из СП исключаются вспомогательные емкости, т.к. газ наддува генерируется из компонентов топлива основных баков, а сама СН становится унифицированной для широкого спектра КА с различным запасом компонентов топлива на борту. 2). В связи с тем, что дозированную подачу компонентов топлива для генерации газа наддува обеспечивает саморегулирующийся насос на базе магнитоуправляемого переключателя, отпадает необходимость в элементах автоматики (сигнализаторы давления, ЭПК, редукторы и т.п.) и, следовательно, не нужны блок управления и энергопотребление от бортовых источников питания.

Реализуемость предлагаемой концепции подтверждена испытаниями модельных образцов на натуральных компонентах топлива с обеспечением генерации газа на уровне 30 нормальных литров в секунду. В направлении создания баковых систем из композиционных материалов получены экспериментальные результаты, подтверждающие возможность создания элементной базы, отвечающей мировому уровню космической техники. Изготовлены и испытаны первые образцы однокомпонентных баков для высококипящих топлив типа АТ и НДМГ с металлической вытеснительной диафрагмой. Характеристики: вместимость - 1,74 л; масса - 0,31 кг; рабочее давление - 100 кгс/см^2 при давлении разрушения более 200 кгс/см^2 .

Получены положительные результаты по испытаниям экспериментальных образцов баллонов для хранения нейтральных газообразных рабочих тел. Характеристики: вместимость от 25 л до 60 л; масса от 6 кг до 10 кг; рабочее давление на уровне 150 кгс/см^2 при давлении разрушения более 220 кгс/см^2 .

Эффективность комплекса выбранных направлений научно-исследовательских работ и их перспективность подтверждены экспериментально. По предварительным результатам проектно-конструкторской проработки агрегатов и систем был сформирован облик модульной малогабаритной ДУ. Был изготовлен и испытан на натуральных компонентах топлива (АТ+НДМГ) модельный образец ДУ со следующими характеристиками: масса незаправленной установки 4 кг (в составе ДУ четыре двигателя с уровнем тяги 1 кгс и один двигатель тягой 60 кгс) при заправке 10 кг топлива. Масса в незаправленном состоянии подобной ДУ, спроектированной традиционными методами и на основе существующей элементной базы, составит 16...18 кг.

7. Электрореактивная двигательная установка. Параллельно с традиционными работами по созданию и совершенствованию двигательных систем на базе РДМТ НИИМаш проводит исследования по созданию электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ) на основе импульсного электронно-детонационного реактивного двига-

теля (ЭДРД).

ЭРДУ имеет ряд эксплуатационных особенностей. Диапазон регулирования секундного импульса тяги 1:1000 при частоте включений достигает 1000 Гц. Рабочее тело – жидкофазное. Вектор тяги изменяется в диапазоне $0...360^{\circ}$ (дискретно через 90° по количеству разрядных промежутков в составе ЭДРД). Эксплуатация ЭРДУ возможна в составе КА с различным уровнем располагаемой мощности (потребляемая мощность ЭРДУ есть функция от частоты включений ЭДРД). Тепловые потери на нагрев конструкции ЭДРД и ЭРДУ в целом малы.

Достигнутый уровень характеристик по импульсу тяги при частоте 100 Гц и 1000 Гц (ожидаемый уровень) с энергией в единичном импульсе $E = 0,5$ Дж представлен на рис. 7.

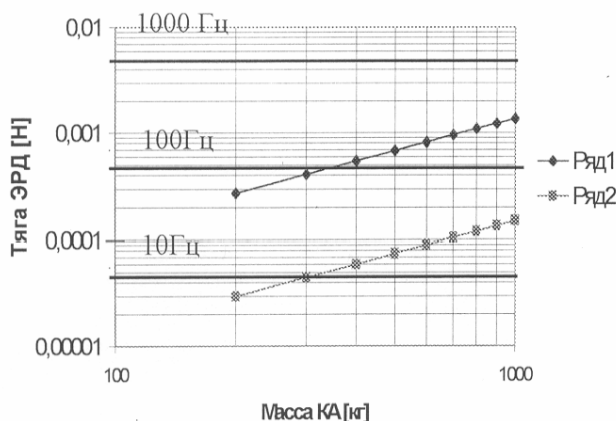


Рис. 7

В составе КА предполагается использовать блок из четырёх модулей ЭРДУ, с ожидаемой сухой массой по 10 кг каждый. Такой блок ЭРДУ располагает не только возможностью создания силовых импульсов тяги для задач ориентации и стабилизации, но и возможностью работы одновременно до четырёх модулей в одном направлении для выполнения задач коррекции орбиты КА. Сухая масса одного модуля указана для варианта компоновки ЭРДУ четырьмя "топливными" баллонами объёмом по два литра каждый разработки НИИ Машиностроения.

Приведенные выше характеристики и особенности ЭРДУ во многом определяются разрядным процессом в ЭДРД, который характеризуется высоким уровнем импульсной мощности разряда (более 1 МВт) за счёт наносекундной его длительности (менее $50 \cdot 10^{-9}$ с) при относительно малом энергетическом вкладе в разряд (0,5... 5 Дж) и

высоком напряжении импульса (до 200 кВ). При этом на вход высоковольтного преобразователя ЭРДУ поступает стандартный уровень напряжения в диапазоне 20.... 100 В. Данный тип разряда по текущим представлениям механизма плазмообразования назван электронно-детонационным.

8. Заключение. Таким образом, анализ современного состояния элементной базы двигательных систем показывает, что имеющийся научно-технический задел позволяет при своевременном формировании заказов обеспечить комплектацию современных и перспективных КА двигательными системами с характеристиками, соответствующими уровню предъявляемых требований.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Беляев Н.М., Белик Н.П., Уваров Е.И. Реактивные системы управления космических летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1979.

А.Е.Буравин, М.Г.Красногорский

ПРОЕКТ СОЗДАНИЯ ЦЕНТРА РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ГЕОТЕХНОЛОГИЙ

Обсуждается проект создания специализированного Центра космической радиолокационной информации в интересах социально-экономического развития России и международного сотрудничества. Отмечается тенденция роста интенсивности развития сектора высоко детальных данных дистанционного зондирования Земли и наиболее динамично развивающегося сектора космических данных.

1. Цели и задачи проекта. Обсуждается проект создания специализированного Центра космической радиолокационной информации. (Проект награжден серебряной медалью IV Московского международного салона инноваций и инвестиций.) Проект ориентирован на обеспечение информацией и технологиями ее использования органов власти субъектов Федерации, предприятий и организаций федерального значения, а также коммерческих структур, нуждающихся в обновлении геопространственных данных, в интересах социально-экономического развития России и международного сотрудничества.

Проект направлен на достижение следующих целей: коммерциализация геопространственной информации, получаемой из космоса и технологий ее обработки с доведением полученных результатов до конечных пользователей, обучение и техническая поддержка пользователей такой информации и программных средств для ее обработки, реализация проектов в области геоинформатики.

Реализация проекта позволит решить следующие задачи. Создать структуру, способную обеспечить коммерциализацию результатов научно-технических разработок и внедрение новых технологий. Вовлечь город Реутов в сферу высокотехнологичной наукоёмкой деятельности, способствующей развитию взаимовыгодного сотрудничества в региональном, общероссийском и международном масштабах, и обладающей серьезным потенциалом инвестиционной привлекательности. (Подобные региональные центры успешно функционируют в Канаде, Великобритании, США, Индии и Финляндии.) Привлечь обширный позитивный опыт ФГУП «НПО машиностроения» с его высокими технологиями в решение региональных задач. Содействовать развитию новых производств в перспективных областях прикладного использования данных дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) из

космоса и информационных технологий, ориентирующихся на интеллектуальные высококвалифицированные кадры, а также обеспечить условия для подготовки таких кадров.

Проект будет реализован на базе технологических и имущественных инвестиций со стороны ФГУП «НПО машиностроения» и с привлечением финансовых инвестиционных ресурсов программы «Результаты – наукоград». Привлекаемые финансовые ресурсы будут направлены в первую очередь на формирование минимально необходимой для функционирования Центра организационно-технологической, маркетинговой, сбытовой и сервисной инфраструктуры.

2. Исполнитель проекта – ФГУП «НПО машиностроения». Предприятие в рассматриваемый проект вносит:

- разработанные технологии обработки и использования радиолокационных пространственных данных и соответствующее программно-математическое обеспечение (только в рамках настоящей конференции заявлено 3 доклада по данной тематике);

- архивную радиолокационную информацию, полученную с космического аппарата «Алмаз-1», наряду с которой будет использоваться информация от зарубежных спутников ДЗЗ (в настоящее время ведутся переговоры с потенциальными зарубежными партнерами);

- преимущественные права на использование радиолокационной информации коммерческого и социально-экономического назначения с космических аппаратов предприятия нового поколения (начиная с 2005 г.);

- уникальный 15-летний опыт высококвалифицированных специалистов ФГУП «НПО машиностроения».

За время эксплуатации космического аппарата «Алмаз-1», выведенного на орбиту в марте 1991 г. было получено 1060 радиолокационных изображений земной поверхности. Полученные данные широко используются в различных областях науки и народного хозяйства, а также в сфере международного сотрудничества.

Была продемонстрирована актуальность использования космических радиолокационных данных высокого разрешения для России с ее обширными северными территориями, которые большую часть года закрыты облаками и недоступны для наблюдения оптическими средствами. Радиолокационные космические системы ДЗЗ, способны оперативно осуществлять круглосуточное всепогодное проведение съемок практически любых территорий планеты. Главное преимущество таких космических технологий – их глобальный характер и возможность многодисциплинарного применения полученных данных во многих сферах научной и хозяйственной деятельности.

В настоящее время ФГУП «НПО машиностроения» завершает разработку малого космического аппарата двойного назначения с аппаратурой радиолокационного наблюдения земной поверхности (рис.1). Таким образом, у проекта появится свой надежный источник радиолокационных данных высокого и среднего разрешения, отвечающих по основным характеристикам требованиям потенциальных потребителей. Это обеспечит возможность выполнения полного цикла операций, включающего заказ, съемку, обработку и доставку радиолокационных данных.

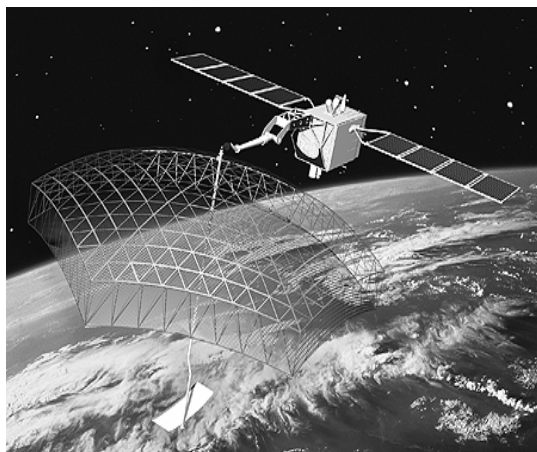


Рис 1. Малый космический аппарат ДЗЗ

Развитие средств радиолокационного зондирования привело к созданию мощного инструментария, используемого в решении целого спектра задач государственного, социально-экономического и коммерческого секторов[1]. Современные методы обработки радиолокационных данных, например интерферометрическая обработка, создание цифровых моделей рельефа и цифровых карт местности, позволяют использовать их как в качестве самостоятельного источника информации, так и как цифровую картографическую основу для разнообразных геоинформационных проектов.

Опыт использования радиолокационных данных высокого разрешения продемонстрировал широкий диапазон возможных тематических приложений и направлений их использования: геология, картография, лесное хозяйство, рыбное хозяйство и промышленное рыболовство, сельскохозяйственное производство, контроль природопользования и экология, прогнозирование и мониторинг чрезвычайных си-

туаций, водное хозяйство, ледовая разведка, телекоммуникации и линии электропередачи, землеустройство и дорожно-строительное планирование.

Жизненный цикл проекта включает 2 фазы. 1-я (инвестиционная), в рамках которой за два года создается минимально необходимая для успешной деятельности Центра инфраструктура, и фаза коммерческого развития.

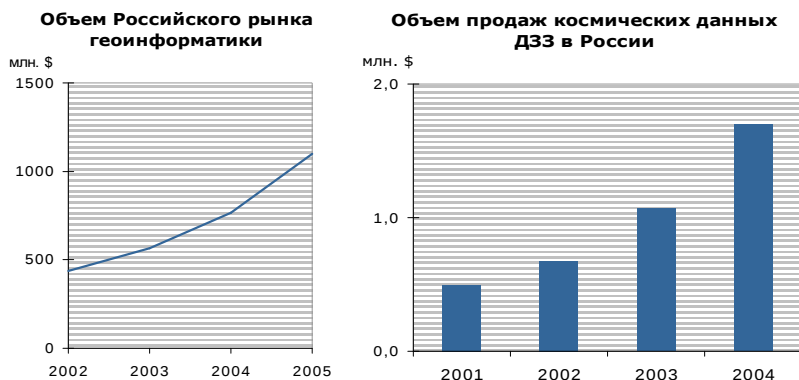


Рис. 2.

3. Перспективы. По данным аналитического обзора ГИС-ассоциации российский рынок геоинформатики в 2003 г. вырос на 29% по сравнению с предыдущим годом и составил 566 млн. \$ (рис.2). Большая доля рынка приходится на производство пространственных данных в процессе постановки на государственный кадастровый учет объектов недвижимости, а также инженерные изыскания, связанные с проектированием и строительством. Это обусловлено, в том числе, продолжением реформ в сфере ведения кадастров, растущим интересом городских властей к комплексным территориальным кадастрам, позволяющим осуществлять оперативную оценку недвижимости и применять гибкие схемы налогообложения, направленные на развитие территорий, а также реформированием системы БТИ и построением национальной инфраструктуры пространственных данных. На 2004 г. прогнозируются интегральные темпы роста 35%.

В числе основных тенденций следует отметить развитие сектора высоко детальных данных дистанционного зондирования Земли. При этом наиболее динамично развивается сектор космических данных. По оценкам ведущих американских экспертов, общий объем мировых

продаж космических данных ДЗЗ вырастет с 3 млрд. \$ в 2003 г. до 6 млрд. \$ в 2012 г. В России прирост этого сегмента за истекший год составил 63%. Ожидается, что в 2004 г. объем продаж космических данных впервые превысит объем продаж данных аэрофотосъемки.

Остается добавить, что в процессе создания Центра (инвестиционный период) только поступления в бюджеты всех уровней при существующем налоговом окружении превысят 5,8 млн. руб. Срок окупаемости проекта согласно разработанному бизнес-плану составляет 2,5 года после завершения инвестиционной фазы. А сумма ежегодных налоговых поступлений от коммерческой деятельности Центра составит не менее 9,5 млн. руб.

4. Заключение. Специалисты предприятия закладывают фундамент для успешной деятельности Центра, предметно работая с различными государственными структурами и институтами, заинтересованными в использовании радиолокационной информации высокого разрешения. Верстается программа работ в интересах таких потребителей на этапе летно-конструкторских испытаний создаваемого НПО машиностроения спутника ДЗЗ нового поколения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Елизаветин И.В., Гудилин Д.С., Сысенко В.А., Сысенко Д.В. Моделирование процесса получения и обработки радиолокационных изображений высокого качества.// *Аэрокосмические технологии: Труды Всероссийской научно-технической конференции (22мая 2002, г. Реутов, ФГУП НПО машиностроения)* / Под ред. Симоньянца Р.П. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2003.

В.В. Виленский, В.Ф. Матвеев, Е.Е. Чугунов

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ГИРОСКОПИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ ИСЗ В РЕЖИМЕ ОРБИТАЛЬНОЙ ГИРОПАМЯТИ

Для гироскопической системы ориентации ИСЗ, содержащей блок датчика угловых скоростей, звездный датчик и вычислитель, к которому подключен источник навигационной информации, проведено исследование составляющих ошибок системы в режиме орбитальной гиropaмяти.

1. Введение. С появлением звездных датчиков (ДЗ) нового поколения, обладающих повышенной точностью и способностью автономно определять угловое положение космического аппарата (КА) относительно инерциальной системы координат (ИСК), стало возможным существенно улучшить точность системы ориентации (СО) КА.

Однако реализация повышенной точности ДЗ в системе ориентации возможна при решении ряда сопутствующих вопросов[1-4]. К ним относятся: 1). Построение структурно-функциональной схемы и алгоритмов работы СО со звездным датчиком при построении приборной орбитальной системы координат (ОСК). 2). Анализ погрешностей системы в режиме орбитальной гиropaмяти при периодическом кратковременном применении ДЗ. Повторно-кратковременный режим работы ДЗ позволяет сохранять его ресурс и снизить расход электроэнергии системы. 3). Формирование и введение поправок на ряд ошибок СО, характерных режиму орбитальной гиropaмяти.

2. Структурно-функциональная схема астрогироскопической СО представлении на рис. 1. В её состав входят: трехкоординатный блок датчиков угловых скоростей (блок ДУС), звездный датчик и БЦВМ. Выходы блока ДУС, ДЗ и дополнительной приёмной аппаратуры спутниковой навигации (АПСН) подключены ко входу БЦВМ, с выхода которой в систему угловой стабилизации (СС) поступает информация об углах и угловых скоростях КА относительно орбитальной системы координат.

Углы, измеренные ДЗ относительно ИСК, в БЦВМ преобразуются в углы относительно ОСК при использовании навигационной информации АПСН. Формирование выходной информации БЦВМ производится взаимосвязанными позиционными каналами крена (k_1) и курса (k_2) и независимым интегрально-позиционным каналом тангажа

$(k_3 + k_4/p)$. Перекрестная связь каналов крена и курса осуществляется с коэффициентом передачи (Ω_n), равным измеренному значению текущей орбитальной угловой скорости. Поправки на дрейф гироскопов блока ДУС ($\Delta\dot{\psi}_n, \Delta\dot{\gamma}_n, \Delta\dot{\vartheta}_n$) формируются с использованием сигналов ДЗ (см. раздел 4). Поправки в системе СО на прецессию и эллиптичность орбиты ($\Delta\psi_n, \Delta\gamma_n, \Delta\vartheta_n$) формируются с использованием известных параметров орбиты КА. На рис. 1 команды «Корр» и «ОГП» соответствуют режиму коррекции гироскопов сигналами ДЗ и режиму орбитальной гиropaмяти.

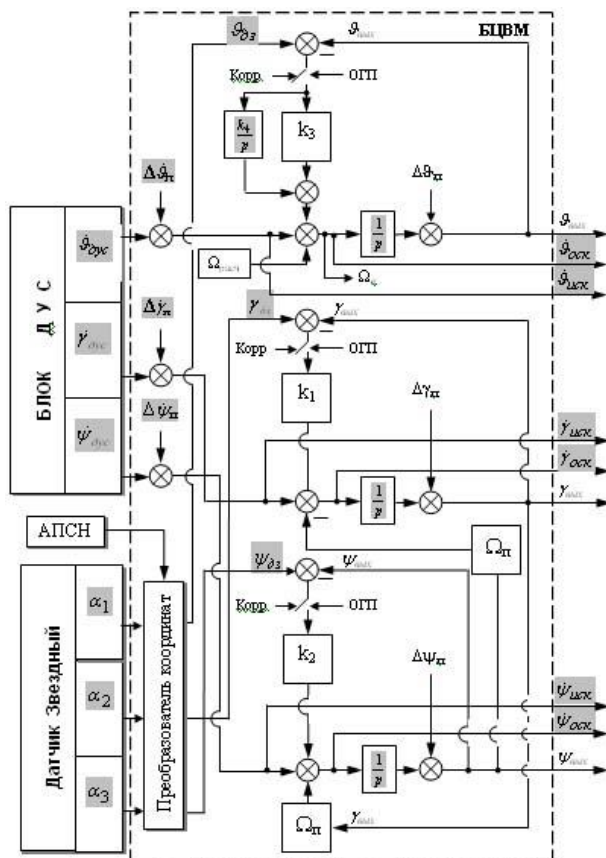


Рис. 1 Структурно-функциональная
схема астрогироскопической системы ориентации

Интегрально-позиционная коррекция в канале тангажа в отличие от позиционной коррекции в каналах курса и крена необходима для так называемого запоминания текущей орбитальной угловой скорости во время режима коррекции и использования её при орбитальной гиropaмяти.

3. Уравнения системы ориентации. Линеаризованные уравнения СО и её погрешностей в режиме коррекции гиropaприбора сигналами ДЗ связанных каналов курса и крена в соответствии со схемой на рис. 1 имеют вид:

$$\begin{cases} \psi_{\text{вых}} = \frac{1}{p} [\dot{\psi}_{\text{дз}} + k_2(\psi_{\text{дз}} - \psi_{\text{вых}}) + \Omega_n \gamma_{\text{вых}}], \\ \gamma_{\text{вых}} = \frac{1}{p} [\dot{\gamma}_{\text{дз}} + k_1(\gamma_{\text{дз}} - \gamma_{\text{вых}}) - \Omega_n \psi_{\text{вых}}]. \end{cases} \quad (1)$$

Характеристическое уравнение:

$$\Delta = p^2 + (k_1 + k_2)p + k_1 k_2 + \Omega_n^2. \quad (2)$$

Уравнения выходных сигналов системы:

$$\begin{cases} \psi_{\text{вых}} = \psi_{\text{ка}} + \Delta \psi_{\text{со}}; \\ \gamma_{\text{вых}} = \gamma_{\text{ка}} + \Delta \gamma_{\text{со}}, \end{cases} \quad (3)$$

где $\Delta \psi_{\text{со}}(p) = \frac{(p + k_1)k_2 \Delta \psi_{\text{дз}} + k_1 \Omega_n \Delta \gamma_{\text{дз}} + (p + k_1) \Delta \dot{\psi}_{\text{дз}} + \Omega_n \Delta \dot{\gamma}_{\text{дз}}}{p^2 + (k_1 + k_2)p + k_1 k_2 + \Omega_n^2}, \quad (4)$

$$\Delta \psi_{\text{со}}^{\text{уст}} = \frac{k_1 k_2 \Delta \psi_{\text{дз}} + \Omega_n k_1 \Delta \gamma_{\text{дз}} + k_1 \Delta \dot{\psi}_{\text{дз}} + \Omega_n \Delta \dot{\gamma}_{\text{дз}}}{k_1 k_2 + \Omega_n^2} \approx \Delta \psi_{\text{дз}} + \frac{\Delta \dot{\psi}_{\text{дз}}}{k_2}$$

при $k_1, k_2 \gg \Omega_n$, где $\Delta \psi_{\text{дз}}$ и $\Delta \gamma_{\text{дз}}$ даны с учетом ошибок установки ДЗ на КА и преобразований углов ДЗ из ИСК в ОСК.

$$\Delta \gamma_{\text{со}}(p) = \frac{(p + k_2)k_1 \Delta \gamma_{\text{дз}} - k_2 \Omega_n \Delta \psi_{\text{дз}} + (p + k_2) \Delta \dot{\gamma}_{\text{дз}} - \Omega_n \Delta \dot{\psi}_{\text{дз}}}{p^2 + (k_1 + k_2)p + k_1 k_2 + \Omega_n^2}, \quad (5)$$

$$\Delta \gamma_{\text{со}}^{\text{уст}} = \frac{k_1 k_2 \Delta \gamma_{\text{дз}} - k_2 \Omega_n \Delta \psi_{\text{дз}} + k_2 \Delta \dot{\gamma}_{\text{дз}} - \Omega_n \Delta \dot{\psi}_{\text{дз}}}{k_1 k_2 + \Omega_n^2} \approx \Delta \gamma_{\text{дз}} + \frac{\Delta \dot{\gamma}_{\text{дз}}}{k_1},$$

при $k_1, k_2 \gg \Omega_n$.

Соответствующие уравнения СО по тангажу (независимый канал) записываются в виде:

$$\vartheta_{\text{вых}} = \frac{1}{p} \left[\dot{\vartheta}_{\text{дз}} + k_3(\vartheta_{\text{дз}} - \vartheta_{\text{вых}}) + \frac{k_4}{p}(\vartheta_{\text{дз}} - \vartheta_{\text{вых}}) + \Omega_{\text{расч}} \right], \quad (6)$$

$$\Delta = p^2 + k_3 p + k_4, \quad (7)$$

$$\vartheta_{вых} = \vartheta_{ка} + \Delta \vartheta_{co}, \quad (8)$$

$$\Delta \vartheta_{co}(p) = \frac{(k_3 p + k_4) \Delta \vartheta_{\partial 3} + p(\Delta \dot{\vartheta}_{\partial yc} + \Omega_{расч} - \Omega)}{p^2 + k_3 p + k_4}. \quad (9)$$

В уравнениях 1-9 обозначено: $\gamma_{вых}$, $\psi_{вых}$, $\vartheta_{вых}$ - выходные сигналы СО по крену, курсу и тангажу соответственно; $\gamma_{\partial 3}$, $\psi_{\partial 3}$, $\vartheta_{\partial 3}$ - выходные сигналы ДЗ после преобразования в ОСК по соответствующим каналам; $\dot{\gamma}_{\partial yc}$, $\dot{\psi}_{\partial yc}$, $\dot{\vartheta}_{\partial yc}$ - выходные сигналы блока ДУС; $\Delta \dot{\gamma}_{\partial yc}$, $\Delta \dot{\psi}_{\partial yc}$, $\Delta \dot{\vartheta}_{\partial yc}$ - погрешности ДУС по соответствующим каналам; $\gamma_{КА}$, $\psi_{КА}$, $\vartheta_{КА}$ - углы поворота КА относительно ОСК по соответствующим каналам; $\Delta \gamma_{co}$, $\Delta \psi_{co}$, $\Delta \vartheta_{co}$ - погрешности СО по соответствующим каналам; $k_1...k_4$ - коэффициенты коррекции. $\Delta \vartheta_{co}^{ycm} = \Delta \vartheta_{\partial 3}$, где $\Delta \vartheta_{\partial 3}$ с учетом ошибок установки ДЗ на КА и преобразований углов ДЗ из ИСК в ОСК.

Влияние прецессии и эксцентриситета орбиты на погрешности СО незначительно в связи с достаточной жесткостью коэффициентов $k_1...k_4$ контуров коррекции по сигналам ДЗ.

4. Режим орбитальной гиропамати. Линеаризованные уравнения по курсу и крену

$$\begin{cases} \psi_{вых} = \frac{1}{p} [\dot{\psi}_{\partial yc} + \Omega_n \gamma_{вых}] + \psi^o \\ \gamma_{вых} = \frac{1}{p} [\dot{\gamma}_{\partial yc} - \Omega_n \psi_{вых}] + \gamma^o \end{cases}, \quad (10)$$

где ψ^o и γ^o последние значения углов $\psi_{вых}$ и $\gamma_{вых}$ предыдущего режима коррекции.

Характеристическое уравнение (для консервативной системы), уравнения выходных сигналов и погрешностей системы имеют вид:

$$\Delta = p^2 + \Omega_n^2.$$

$$\begin{cases} \gamma_{вых} = \gamma_{ка} + \Delta \gamma_{co}(\Delta \dot{\gamma}_{\partial yc}, \Delta \dot{\psi}_{\partial yc}, \Delta \gamma^o, \Delta \psi^o), \\ \psi_{вых} = \psi_{ка} + \Delta \psi_{co}(\Delta \dot{\psi}_{\partial yc}, \Delta \dot{\gamma}_{\partial yc}, \Delta \psi^o, \Delta \gamma^o). \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} \Delta \psi_{co}(p) = \frac{p \Delta \dot{\psi}_{\partial yc} + \Omega_n \Delta \dot{\gamma}_{\partial yc} + p^2 \psi^o + \Omega_n p \gamma^o}{p^2 + \Omega_n^2}, \\ \Delta \gamma_{co}(p) = \frac{p \Delta \dot{\gamma}_{\partial yc} - \Omega_n \Delta \dot{\psi}_{\partial yc} + p^2 \gamma^o - \Omega_n p \psi^o}{p^2 + \Omega_n^2}. \end{cases} \quad (12)$$

Влияние предыдущего режима коррекции на погрешности системы находим в соответствии с уравнениями (12):

$$\begin{cases} \Delta\psi_{огп1}(t) = \Delta\psi^o \cos \Omega t + \Delta\gamma^o \sin \Omega t, \\ \Delta\gamma_{огп1}(t) = \Delta\gamma^o \cos \Omega t - \Delta\psi^o \sin \Omega t. \end{cases} \quad (13)$$

В режиме гиropaмяти при орбитальном движении МКА происходит так называемая обкатка гироскопов БДУС с орбитальной угловой скоростью Ω . Начальные углы гироскопов по курсу и крену для данного режима гиropaмяти, являющиеся конечными углами предыдущего режима коррекции, в результате эффекта обкатки периодически меняются местами в соответствии с выражениями (13).

Влияние дрейфа гироскопов на погрешности системы определяются в соответствии с уравнениями (12):

$$\begin{cases} \Delta\psi_{огп2} = \frac{\Delta\dot{\psi}_{\text{др}}}{\Omega_n} \sin \Omega t + \frac{\Delta\dot{\gamma}_{\text{др}}}{\Omega_n} (1 - \cos \Omega t), \\ \Delta\gamma_{огп2} = \frac{\Delta\dot{\gamma}_{\text{др}}}{\Omega_n} \sin \Omega t - \frac{\Delta\dot{\psi}_{\text{др}}}{\Omega_n} (1 - \cos \Omega t). \end{cases} \quad (14)$$

Линеаризованное уравнение по тангажу записывается в виде

$$\mathcal{G}_{\text{вых}} = \frac{1}{p} \left[\dot{\mathcal{G}}_{\text{др}} + u + \Omega_{\text{расч}} \right] + \mathcal{G}^o, \quad (15)$$

где $\mathcal{G}^o$ - последнее значение угла $\mathcal{G}_{\text{вых}}$ предыдущего режима коррекции;

$$u = k_4 \int_{t_0}^{t_{\text{кон.корр}}} (\mathcal{G}_{\text{др}} - \mathcal{G}_{\text{вых}}) dt - \text{постоянная величина в режиме гиropaмяти.}$$

Без учета внешних факторов (изменение параметров орбиты) и неустойчивости ошибок БДУС, погрешность системы по тангажу в режиме орбитальной гиropaмяти соответствует последнему значению погрешности. Нетрудно показать, что с учетом этих факторов погрешность системы по тангажу в режиме орбитальной гиropaмяти будет нарастать.

Взаимозависимое движение по курсу и крену, происходящее по гармоническим законам с частотой орбитального движения, объясняется переориентацией внешних возмущающих моментов, действующих на гироскопы, со скоростью орбитального движения. В канале тангажа уход гироскопа компенсируется интегрально-позиционной коррекцией. В режиме гиropaмяти запоминается последнее значение интеграла тангажа, что приводит к компенсации запомненного ухода гироскопа. Однако, из-за изменения угловой скорости орбитального движения при наличии эксцентриситета орбиты и переменной состав-

ляющей ошибки ДУС, ошибка системы по каналу тангажа накапливается пропорционально времени.

5. Формирование поправок. Поправки на дрейф гироскопов БДУС при использовании сигналов ДЗ рассматривается на примере варианта, когда система переводится в режим ИГП:

$$\psi_{\text{вых}} = \frac{1}{p} \dot{\psi}_{\text{вых}}; \quad \gamma_{\text{вых}} = \frac{1}{p} \dot{\gamma}_{\text{вых}}; \quad \vartheta_{\text{вых}} = \frac{1}{p} \dot{\vartheta}_{\text{вых}}.$$

В начале и конце заданного интервала времени, например равного периоду орбитального движения, фиксируются угловые показания ДЗ относительно ИСК. Разность углов ДЗ с поправкой на разность углов на выходе системы, из-за изменения ошибок системы стабилизации, отнесенные ко времени гиropaмяти, характеризует дрейф гироскопов. На этот дрейф в БЦВМ формируются соответствующие поправки $\Delta\dot{\psi}_n$, $\Delta\dot{\gamma}_n$, $\Delta\dot{\vartheta}_n$ (см. рис.1), с учетом изменения ошибок системы угловой стабилизации в начале и конце заданного интервала времени: $\Delta\dot{\psi}_n = \{[\psi_{\text{дз}}(t_2) - \psi_{\text{дз}}(t_1)] - [\psi_{\text{вых}}(t_2) - \psi_{\text{вых}}(t_1)]\}(t_2 - t_1)^{-1}$. Аналогично для каналов крена и тангажа. Возможны уточняющие варианты введения поправок на дрейф гироскопов.

Вектор прецессии орбиты (ω_p) параллелен вектору суточного вращения Земли. Поэтому проекции ω_p на оси курса и крена гироскопов БДУС, совершающих орбитальное вращение с угловой скоростью Ω , равны:

$$\begin{cases} \dot{\psi}_{\text{ОГПЗ}} = -\omega_p \sin i \cdot \sin \Omega(t - t_{\text{ГП}}) \\ \dot{\gamma}_{\text{ОГПЗ}} = -\omega_p \sin i \cdot \cos \Omega(t - t_{\text{ГП}}) \end{cases}, \quad (16)$$

где $t = 0$ в восходящем узле орбиты, i - угол наклона плоскости орбиты к плоскости экватора.

Проекция вектора ω_p на ось тангажа складывается с вектором угловой скорости орбитального движения Ω и, как бы увеличивая или уменьшая её, практического влияния на ошибки системы по тангажу не оказывает. Решение (16) показывает расходящийся процесс:

$$\begin{cases} \Delta\psi_{\text{ОГПЗ}} = t \cdot \omega_p \sin i \cdot \sin \Omega(t - t_{\text{ОГП}}), \\ \Delta\gamma_{\text{ОГПЗ}} = t \cdot \omega_p \sin i \cdot \cos \Omega(t - t_{\text{ОГП}}). \end{cases} \quad (17)$$

Поправки на прецессию орбиты формируются в БЦВМ и равны соответствующим ошибкам, но с обратным знаком.

При малых значениях эксцентриситета орбиты влияние его на погрешности системы распространяется практически только на канал тангажа:

$$\Delta \vartheta_{\text{ОГП4}} = \int_{t_{\text{огп}}}^t \Delta \Omega dt + \int_{t_{\text{огп}}}^t \left(\frac{d\Delta \vartheta}{dt} - \Delta \Omega \right) dt \quad (18)$$

Первая составляющая – гармоническая величина – характеризует непрерывное влияние переменной составляющей орбитальной угловой скорости из-за эксцентриситета орбиты, вторая составляющая – нарастает во времени и характеризует влияние запомненного остаточного сигнала интегрирующего звена k/p при переходе из режима коррекции в режим ОГП.

Уравнение (18) можно привести к упрощенному виду в функции времени:

$$\Delta \vartheta_{\text{ОГП4}} = 2e \left(\frac{\Omega_0}{k_4} + \sin \Omega_0 t + \Omega_0 \cdot t \sqrt{\frac{\Omega_0}{k_4} + 1} \right) \quad (19)$$

Время t отсчитывается с момента прохождения перигея орбиты.

6. Пример расчета. Расчетные погрешности АГСО в предшествующем режиме коррекции и последующем режиме орбитальной гиropaмяти приведены в таблице 1.

Таблица 1

Погрешности элементов СО и возмущающие факторы		Погрешности СО (3σ), угл.сек			Примеч.
Наименование	Величины	Курс	Крен	Тангаж	
Режим астрокоррекции в ОСК					
1.1. Погрешность ДЗ	18"	18	18	18	
1.2. Погрешность измерения углов выставки ДЗ относительно МКА	15"	15	15	15	
1.3. Дрейф гироскопов БДУС - без калибровки в полете - с калибровкой	0,3 % 0,02 %	6 0,4	6 0,4	6 0,4	$k_1, k_2 = 0,05$ 1/сек
1.4. Упрощение алгоритмов БЦВМ	7"	7	7	7	
Итого		25"	25"	25"	
Режим орбитальной гиropaмяти в ОСК (ПСК) в течение 30 минут после коррекции БГО сигналами ДЗ					
2.1. Погрешность СО от предыдущего режима коррекции	25"	25	25	25	
2.2. Погрешность выставки гироскопов БДУС на МКА	30"	43	43	0	
2.3. Дрейф гироскопов БДУС - без калибровки в полете		423	423	~ 0	0,5 часа

- с калибровкой	0,3 %ч 0,02 %ч	28	28		
-----------------	-------------------	----	----	--	--

Продолжение

Погрешности элементов СО и возмущающие факторы		Погрешности СО (3σ), угл.сек			При меч.
Наименование	Величины	Курс	Крен	Тан- гаж	
2.4. Отклонение запомненной скорости по тангажу от Ω_{cp} из-за эксцентриситета орбиты - без поправки - с поправкой	$2\epsilon\Omega \cdot 0,5ч$ $0,05(2\epsilon\Omega \cdot 0,5ч)$	0 0	0 0	742 37	$\epsilon = 0,001$
2.5. Прецессия орбиты - без поправки - с поправкой	$0,16$ °/виток $0,01$ °/виток	190 12	190 12	0 0	
2.6. Упрощение алгоритмов БЦВМ	7"	7	7	7	
Итого		466 56	466 56	743 45	

Таким образом, в принятом числовом примере погрешности (3σ) СО, при введении поправок могут быть приняты равными: а) 25" в режиме коррекции гироскопов сигналами ДЗ по трем каналам; б) 56" в режиме орбитальной гиропамяти в течении 30 минут по курсу и крену и 45" по тангажу. Без указанных поправок и калибровки гироскопов ошибки (3σ) возрастают на порядок.

7. Выводы. Исследование рассматриваемой системы ориентации ИСЗ показало, что в режиме гиропамяти собственный уход гироскопов и ошибки предыдущего режима коррекции по каналам курса и крена обуславливают гармонические ошибки с частотой орбитального движения и постоянной амплитудой. Прецессия орбиты по этим каналам приводит к дополнительным ошибкам, частота которых соответствует частоте орбитального движения, а амплитуда непрерывно возрастает. По каналу тангажа в режиме орбитальной гиропамяти из-за эллиптичности орбиты ошибка непрерывно возрастает.

С целью повышения точности системы и времени орбитальной гиропамяти при повышенной точности предложены алгоритмические пути уменьшения постоянно возрастающих погрешностей путем формирования и введения соответствующих поправок и выбора времени перехода в гиропамять.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Иванов Н.М., Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. и др. Баллистика и навигация космических аппаратов: Учебник для технических вузов / – М.: Машиностроение, 1986 – 296 с.
2. Каргу Л.И. Измерительные устройства летательных аппаратов / – М.: Машиностроение, 1988 – 256 с.
3. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов /– М.: Наука, 1974 – 600 с.
4. Туманов А.В., Матвеев В.Ф., Чугунов Е.Е. Системы управления движением малых космических аппаратов дистанционного зондирования и связи. // Аэрокосмические технологии: Труды Всероссийской научно-технической конференции (22мая 2002, г. Реутов, ФГУП НПО машиностроения) / Под ред. Симоньянца Р.П. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2003.

В.П. Матвеевко, Е.П. Клигман, Н.А. Юрлова

УПРАВЛЕНИЕ ДЕМПФИРУЮЩИМИ СВОЙСТВАМИ КОНСТРУКЦИЙ, СОДЕРЖАЩИХ ПЬЕЗОЭЛЕМЕНТЫ

Рассматривается задача управляемого гашения колебательных процессов в механических системах, конструкция которых содержит пьезоволокна. Разработана методика определения диссипативных свойств такой конструкции. Показана высокая эффективность и универсальность предложенного подхода.

1. Введение. В последнее время в качестве конструкционных материалов все более активно используют пьезоэлектрические материалы и изготовленные на их основе дискретные пьезоэлементы и пьезоволокна, называемые *intellifibers* («умные волокна»). Для демпфирования вибраций конструкций с помощью пьезоэлементов их встраивают в определенные места деформируемой системы и соединяют между собой или с точкой нулевого потенциала пассивными RLC-цепями. При использовании пьезоволокон подбирается так же и направление их укладки.

Принцип гашения вибраций основан на преобразовании механической энергии в электрическую с ее последующим рассеиванием во внешних RLC-цепях в виде тепла и электромагнитного излучения. При этом рассеиваемая мощность существенно зависит от параметров внешней цепи. Наибольший эффект от использования подобных систем достигается при решении задач оптимизации динамических свойств оболочечных элементов конструкций (рис.1).

Диссипативные свойства конструкции могут быть определены из решения спектральной задачи теории электровязкоупругости. Для большинства конструкционных материалов эта задача может быть сформулирована в форме с комплексными динамическими модулями, являющимися аналогами дифференциальных и интегральных операторов в физических соотношениях [1-4], и комплексными сопротивлениями внешних электрических RLC-цепей. В этой постановке найденные комплексные собственные значения будут определять частоты собственных колебаний и показатели демпфирования.

Комплексные частоты и формы собственных колебаний зависят не только от конструктивных и технологических особенностей оболочечных систем, но и от типа и способа электрического соединения (RLC-параметры) пьезоэлементов конструкции. Целенаправленное из-

менение этих параметров позволит оптимизировать резонансные частоты, формы собственных колебаний и показатели демпфирования системы.

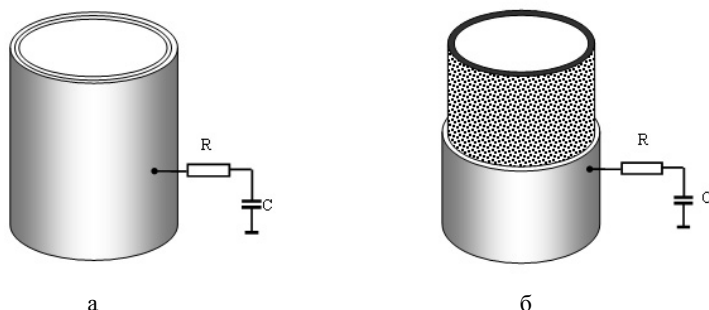


Рис. 1 Цилиндрические оболочки, внутренний слой которых выполнен из углепластика, а наружный из пьезокерамики PZT-4. Варианты со сплошным (а) и половинным (б) покрытием пьезослоем

2. Математическая формулировка задачи. Вариационное уравнение движения тела, состоящего из упругого и пьезоэлектрического элементов, может быть получено на основе соотношений линейной теории упругости и квазистатических уравнений Максвелла [5-7]. В случае изотермического процесса вариационное уравнение может быть записано следующим образом:

$$\int_{V_1} (\sigma^{ij} \delta \varepsilon_{ij} + \rho \ddot{u}^i \delta u_i) dV + \int_{V_2} (\sigma^{ij} \delta \varepsilon_{ij} - D^i \delta E_i + \rho \ddot{u}^i \delta u_i) dV - \int_{\Omega_t} \delta u_i t^i d\Omega - \int_{\Omega_p} q_e \delta \varphi d\Omega = 0 \quad (1)$$

где σ , ε – тензоры напряжений и деформаций; $\bar{u}$ – вектор перемещений; $\bar{D}$, $\bar{E}$ – векторы электрической индукции и напряженности электрического поля; $\bar{t}$ – вектор нагрузок; ρ – плотность материала; Ω_p – поверхность, ограничивающая пьезоэлектрический элемент; q_e и φ – поверхностная плотность зарядов и электрический потенциал. Компоненты тензора деформаций удовлетворяют соотношениям Коши:

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2} (u_{i,j} + u_{j,i}). \quad (2)$$

Электрическое поле считается потенциальным, то есть выполняется условие

$$\frac{\partial \varphi}{\partial x^i} = -E_i. \quad (3)$$

Для изотермических процессов в линейных электроупругих средах справедливы следующие физические соотношения:

$$\sigma^{ij} = C^{ijkl} \varepsilon_{kl} - \text{для } V_1, \quad (4)$$

$$\left. \begin{aligned} \sigma^{ij} &= C^{ijkl} \varepsilon_{kl} - \beta^{ijk} E_k \\ D^k &= \beta^{ijk} \varepsilon_{ij} + e^{ki} E_i \end{aligned} \right\} - \text{для } V_2, \quad (5)$$

где C^{ijkl} – тензор упругих констант; β^{ijk} и e^{ki} – тензоры пьезоэлектрических и диэлектрических коэффициентов. Если элемент тела V_1 обладает вязкоупругими свойствами, то, согласно принципу Вольтерра, тензор упругих констант C^{ijkl} в соотношении (4) должен быть заменен соответствующим вязкоупругим оператором.

Применение пьезоматериалов в оболочечных конструкциях требует использования моделей оболочек, учитывающих все компоненты тензоров напряжений и деформаций. Это объясняется тем, что такие материалы, как правило, поляризованные в направлении толщины, проявляют свои свойства при трансверсальном деформировании. Учет всех компонент тензоров напряжений и деформаций может быть осуществлен в рамках шестимодальной теории оболочек Тимошенко.

Для расчета слоистых оболочек используется модифицированный вариант гипотезы ломаной нормали, позволяющий адекватно описывать слои с существенно различными электромеханическими характеристиками.

Рассмотрим процессы, которые описываются временной функцией

$F(t) = F_0 e^{-i\omega t}$, где ω – комплексная частота; F_0 – комплексная форма колебаний. Тогда вариационное уравнение (1) примет вид

$$\int_{\Omega} \left(\delta \{ \varepsilon \}^T [D] \{ \varepsilon \} - \omega^2 \delta \{ u \}^T [\rho] \{ u \} \right) e^{-i\omega t} d\Omega = \int_{\Omega} \delta \{ u \}^T \{ t \} e^{-i\omega t} d\Omega. \quad (6)$$

При отсутствии внешней силовой нагрузки интеграл в правой части уравнения (6) может определять электрические граничные условия для пьезоэлектрических участков оболочки.

Рассмотрим случай, когда один из пьезоэлементов с электродированной поверхностью Ω_0 соединен с точкой нулевого потенциала проводником сопротивлением R , емкостью C и индуктивностью L . Для математического описания этого типа граничных условий воспользуемся законом Ома для переменного тока:

$$\varphi = \frac{Q}{C} + RI + LI\dot{I} = \frac{Q}{C} + R\dot{Q} + L\ddot{Q}, \quad (7)$$

здесь: φ – потенциал; $Q = \int_{\Omega_0} q d\Omega$ – заряд на электроде; $I = \dot{Q}$ – ток в

проводнике.

Так как мы рассматриваем квазигармонический процесс, то есть $\varphi(t) = \varphi_0 e^{-i\omega t}$, то дифференциальное уравнение (7) можно разрешить относительно Q :

$$Q(t) = \frac{\varphi_0 \cdot e^{-i\omega t}}{C^{-1} - \omega^2 \cdot L - i \cdot \omega \cdot R}.$$

С учетом эквипотенциальности поверхности Ω_p и того, что RLC является внешней цепью, будет выполняться условие

$$\delta\varphi \int_{\Omega} q_c d\Omega = - \frac{\delta\varphi_0 \varphi_0 e^{-i\omega t}}{C^{-1} - \omega^2 L - i\omega R}.$$

При отсутствии иных поверхностных сил окончательно уравнение движения (6) примет вид

$$\int_{\Omega} (\delta\{\varepsilon\}^T [D]\{\varepsilon\} - \omega^2 \delta\{u\}^T [\rho]\{u\}) e^{-i\omega t} d\Omega + \frac{\delta\varphi_0 \varphi_0 e^{-i\omega t}}{C^{-1} - \omega^2 L - i\omega R} = 0, \quad (8)$$

где φ_0 – потенциал на электродированной части пьезоэлемента Ω_0 . Уравнение (8) является однородным и может рассматриваться как вариационная задача на собственные значения.

Таким образом, для пьезоэлектрического тела получено вариационное уравнение квазигармонических колебаний, которое содержит диссипативные слагаемые, обусловленные потерей энергии во внешних электрических цепях с сопротивлением R . Индуктивность внешнего контура L выступает в качестве аналога “механической массы”, а емкость C – в качестве аналога “механической жесткости”, с помощью которых можно управлять собственными частотами колебаний. Вид уравнения (8) отличается от привычного вида наличием в знаменателе параметра частоты ω , что может привести к некоторым вычислительным трудностям при решении задач на собственные значения.

Вариационная задача (8) с помощью метода конечных элементов (МКЭ) сводится к алгебраической проблеме собственных значений:

$$([K] - \omega^2 [M] + [G(\omega)])\{X\} = 0, \quad (9)$$

где $[K]$ – матрица жесткости, $[M]$ – матрица масс, $[G]$ – матрица “жесткости” внешних RLC-цепей.

Условием существования нетривиального решения уравнения (9) явля-

ется

$$D(\omega) = \det([K] - \omega^2[M] + [G(\omega)]) \quad (10)$$

Уравнение (10) существенно отличается от обобщенной проблемы на собственные значения наличием матрицы $[G(\omega)]$.

В том случае, когда внешняя электрическая цепь соединяет два узла i, j в конечноэлементной модели тела, возможно представление цепей в виде одномерных «электрических» элементов с линейной аппроксимацией электрического потенциала. При этом R-цепи будут соответ-

ствовать локальная матрица жесткости $[G_R] = -\frac{i}{\omega R} G_I$, L-цепи

$$[G_L] = -\frac{i}{\omega^2 L} G_I, \text{ и C - цепи } [G_C] = C G_I, \text{ где } [G_1] = \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix}.$$

3. Численные результаты. Для оценки эффективности предложенного подхода в случае оболочечных систем было проведено численное исследование собственных колебаний шарнирно опертых двухслойных цилиндрических оболочек, внутренний слой которых выполнен из углепластика, а наружный - из пьезокерамики PZT-4. Рассматривались варианты со сплошным покрытием поверхности оболочки пьезоматериалом и покрытием до середины (рис. 1, а и б соответственно). Геометрические размеры цилиндра: радиус – 643 мм, длина – 1286 мм, толщина – 6,43 мм. Толщина пьезослоя составляет 20% несущего слоя. Характеристики материалов, входящих в конструкцию, имели следующие значения:

– Углепластик: $E^1 = 4,3 \cdot 10^{10} \text{ Н/м}^2$, $E^2 = 7,1 \cdot 10^{10} \text{ Н/м}^2$, $E^3 = 6 \cdot 10^8 \text{ Н/м}^2$, $\nu_{21} = 0,4$, $\nu_{13} = \nu_{23} = 0,24$, $G_{12} = 2 \cdot 10^{10} \text{ Н/м}^2$, $G_{13} = 1,4 \cdot 10^9 \text{ Н/м}^2$, $G_{23} = 2,1 \cdot 10^9 \text{ Н/м}^2$, $\rho = 1,47 \cdot 10^3 \text{ Кг/м}^3$.

– Пьезокерамика PZT-4: $\rho = 7500 \text{ Кг/м}^3$, $C_{11} = 13,9 \cdot 10^{10} \text{ Н/м}^2$, $C_{12} = 7,78 \cdot 10^{10} \text{ Н/м}^2$, $C_{13} = 7,43 \cdot 10^{10} \text{ Н/м}^2$, $C_{33} = 11,5 \cdot 10^{10} \text{ Н/м}^2$.

В качестве демпфирующего элемента рассматривалась внешняя RC-цепь с емкостью $C = 2 \text{ нФ}$.

Исследовалась возможность демпфирования первых двух мод осесимметричных форм колебаний (рис.2). Здесь следует отметить, что при неосесимметричных модах в случае сплошного электродирования пьезослоя в окружном направлении электрический потенциал на электроде будет тождественно равен нулю, что делает невозможным демпфирование с помощью внешней цепи. Для гашения неосесимметричных мод электрод пьезослоя должен состоять из определенного числа секторов.

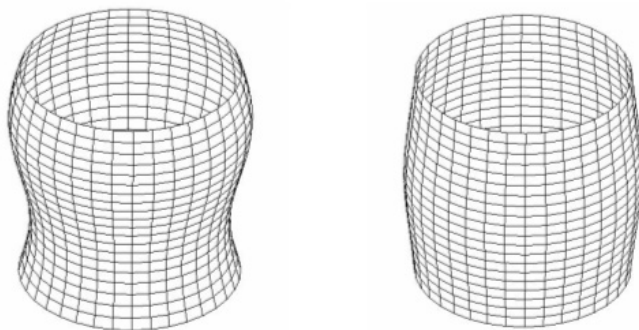


Рис. 2. Демпфирование первых двух мод осесимметричных форм колебаний

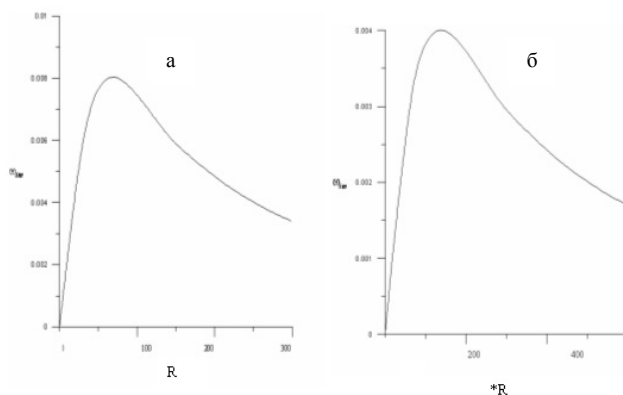


Рис. 3. Зависимость показателя демпфирования от величины активного сопротивления во внешней цепи: а) второй моды собственных колебаний (7520 рад/с) цилиндра со сплошным пьезослоем; б) по первой моде (8550 рад/с) колебаний цилиндра с половинным электродированием наиболее динамично развивается сектор космических данных.

На рис.3,а представлена зависимость показателя демпфирования второй моды собственных колебаний ($\omega_R = 7520 \text{ рад/с}$) цилиндра со сплошным покрытием пьезослоем. Демпфирование первой моды ($\omega_R = 7050 \text{ рад/с}$), имеющей обратную симметрию в направлении образующей, невозможно, так как в этом случае суммарный электрический потенциал на электроде тождественно равен нулю. Для вари-

анта пьезослоя, расположенного до половины длины оболочки, становится возможным демпфирование как по второй, так и по первой формам колебаний.

На рис. 3б представлена зависимость показателя демпфирования колебаний цилиндра по первой моде ($\omega_R = 8550 \text{ рад/с}$) от величины активного сопротивления во внешней цепи. Аналогичный вид имеет график, характеризующий демпфирование второй моды собственных колебаний. Анализ результатов расчета показал, что во всех случаях имеет место четко выраженный максимум демпфирования при определенных значениях активного сопротивления внешней цепи.

Влияние величины емкости цепи C на общий показатель демпфирования системы приведено на (рис.4). При увеличении емкости внешней RC -цепи до 30 нФ и более общий показатель демпфирования системы увеличивается примерно в 3 раза, что и отражает зависимость показателя демпфирования от емкости внешней цепи для цилиндра, внешний слой которого выполнен из пьезоэлектрика.

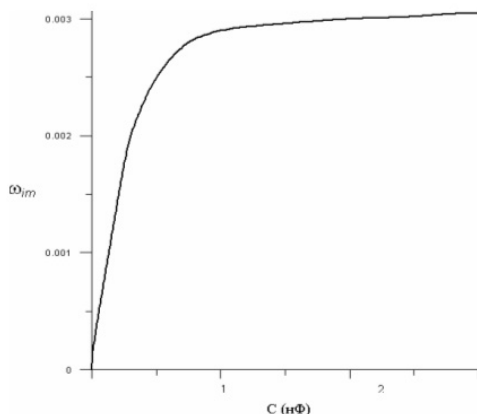


Рис. 4. Зависимость показателя демпфирования от емкости внешней цепи для второй моды собственных колебаний цилиндра со сплошным пьезослоем

В рамках данной программы был выполнен эксперимент, который показывает эффективность гашения колебаний с помощью внешней активно-индуктивной RL цепи (Рис.5).

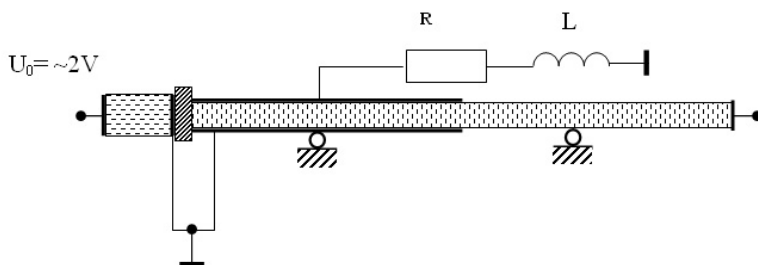


Рис 5 Схема эксперимента

При величине индуктивности $L = 8 \text{ мН}$ и $R = 0 \text{ кОм}$ на амплитудно-частотной характеристике системы почти полностью исчез пик, соответствующий второй резонансной частоте. Это объясняется тем, что подводимая механическая энергия практически полностью преобразуется в электрическую энергию колебаний параллельного LC -контура и рассеивается в виде электромагнитного излучения и джоулева тепла. При этом собственная частота LC -контура совпадает с соответствующей частотой механического резонанса стержневой системы

$$F = \frac{1}{2\pi\sqrt{LC}}.$$

На рис. 6 представлены зависимости резонансных амплитуд второй моды колебаний стержня от величины активного сопротивления внешней цепи при различных дискретных значениях параметра индуктивности в диапазоне от 0 до 26 мН .

Как видно из графика, оптимальное значение индуктивности L для данной моды колебаний лежит в диапазоне 8 – 11 мН . При этом наибольшее демпфирование достигается при значении сопротивления $R \approx 400 \text{ Ом}$ и соответствует почти пятикратному снижению резонансной амплитуды.

4. Выводы. Приведенные численные результаты и экспериментальные данные доказывают высокую эффективность и универсальность разработанной методики гашения нежелательных колебательных процессов в механических системах.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант № 03-01-00557).

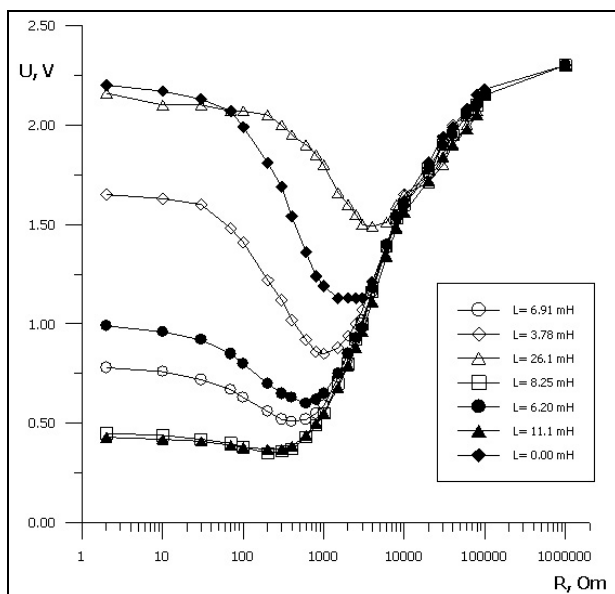


Рис. 6. Зависимость резонансных амплитуд второй моды колебаний стержня от величины сопротивления

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Matveyenko. V.P., Kligman E.P.. Natural Vibration Problem of Viscoelastic Solids as Applied to Optimization of Dissipative Properties of Constructions // Journal of Vibration and Control, 1997. – Vol.3. – P. 87-102.
2. Болотин В.В., Новичков Ю.Н.. Механика многослойных конструкций. М.: Машиностроение, 1980.- 376 с.
3. Кравчук А.С., Майборода В.П., Уржумцев Ю.С.. Механика полимерных и композиционных материалов. М.: Наука, 1985.– 304 с.
4. Матвеев В.П., Клигман Е.П., Юрлова Н.А.. Оптимизация диссипативных свойств конструкций из вязкоупругих материалов / Механика и прочность авиационных конструкций: Матер. Российской науч.-техн. конфер. 19-21 марта 2001г. Уфа, 2001. – С. 175-184.
5. Партон В.З., Кудрявцев Б.А.. Электромагнитоупругость пьезоэлектрических и электропроводных тел. М: Наука, 1988. – 472 с.
6. Карнаухов В.Г., Киричок И.Ф.. Электротермовязкоупругость. Киев: Наукова думка, 1988. – 320 с.
7. Матвеев В.П., Клигман Е.П., Юрлова Н.А., Грачев Д.В. Управление динамическими свойствами механических систем, выполненных из SMART - материалов на основе пьезоэлектриков. // Математическое моделирование систем и процессов. 2001. – №9. – С. 85-93.

В.В. Витер, В.В. Виленский, В.Ф. Матвеев,
В.В. Маркелов, Н.Н. Иванов, Л.Е. Лопатенто,
О.Ю. Седых

ТРЕХОСНАЯ СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ МКА «БАУМАНЕЦ»

Излагаются принципы построения и приборный состав системы ориентации и стабилизации малого космического аппарата «Бауманец». Приведены характеристики оборудования и результаты математического моделирования основных динамических режимов управления.

1. Введение. Космические аппараты (КА) дистанционного зондирования Земли со средним разрешением при ширине полосы обзора с низкой околоземной орбиты свыше 100 км имеют погрешность ориентации относительно местной вертикали не хуже 2° . Поэтому на космических аппаратах такого класса для построения трехосной орбитальной ориентации используются магнитно-гравитационные системы, дополненные одним или несколькими управляющими двигателями-маховиками. Именно по такому принципу построена трехосная система ориентации и стабилизации малого космического аппарата (МКА) «Бауманец», который был разработан с участием студентов МГТУ им. Н.Э.Баумана [1].

Система ориентации и стабилизации (СОС) МКА «Бауманец» должна удовлетворять следующим требованиям. Погрешности (3σ) ориентации и угловой стабилизации СОС по углу в номинальном режиме не более 2° . Погрешность (3σ) угловой стабилизации в установившемся режиме по скорости не более $0,01^\circ/\text{сек}$. Погрешность индикации углового положения МКА менее погрешности датчиков угловой ориентации с учётом поправок на точность установки датчиков.

2. Приборный состав. В СОС функционально входят две подсистемы: 1) Подсистема управления ориентацией КА, которая работает во всех режимах функционирования с помощью исполнительных органов (ИО) СОС. 2) Подсистема определения углового положения КА, которая измеряет вектор состояния, контролирует ориентацию и непрерывно обеспечивает необходимой информацией систему управления ориентацией при формировании управляющих сигналов на ИО.

Приборный состав СОС включает: а). Чувствительные элементы: солнечный датчик (СД) с двумя оптическими блоками (1 шт.). Трехкомпонентный магнитометр (ММ) (2 шт.). Экспериментальный

датчик горизонта (ДГ) (1 шт.). б). Исполнительные органы: электромагнитные устройства (ЭМУ), каждое из которых имеет две обмотки (3 шт.). Управляющий двигатель-маховик (УДМ) с двумя блоками электроники и дублированными обмотками управления блока механики (1 шт.). Гравитационное устройство (ГУ) (2 шт.). в). Управляющий орган – дублированный блок управления СОС (БУСОС) (1 шт.).

3. Принципы функционирования. В СОС МКА «Бауманец» используется один управляющий двигатель-маховик (УДМ), ось вращения которого направлена по оси OZ аппарата, ориентируемой перпендикулярно к плоскости орбиты. Для ориентации МКА в орбитальной системе координат необходимо, чтобы УДМ постоянно имел ненулевой кинетический момент. Тогда при вращении МКА с орбитальной угловой скоростью за счет гироскопических моментов, возникающих при отклонении вектора ненулевого кинетического момента УДМ от вектора орбитальной угловой скорости, будет обеспечиваться постоянная ориентация оси OZ МКА в направлении оси OZ орбитальной системы координат.

Таким образом, в системе с ненулевым кинетическим моментом обеспечивается пассивная угловая стабилизация МКА по рысканью и крену. Орбитальная угловая скорость вращения МКА на начальном этапе полета обеспечивается электромагнитной системой (магнитометр + 3 электромагнитных устройства) одновременно с успокоением МКА и разгоном УДМ до номинального кинетического момента. После успокоения МКА полная орбитальная ориентация, когда оси МКА все время направлены по одноименным осям орбитальной системы координат, обеспечивается путем активного управления скоростью вращения УДМ относительно его номинального значения.

С использованием активного управления обеспечивается в канале тангажа точная ориентации МКА в направлении на Землю. Точность ориентации при активном управлении УДМ в основном зависит от датчиков, которые используются для получения информации об угле тангажа. При использовании датчика горизонта для заданных высот орбиты она будет не хуже 1° , одного магнитометра – $(2\div 3)^\circ$, комбинации магнитометра с солнечным датчиком – $1,5^\circ$. При отсутствии активного управления полная орбитальная ориентация МКА обеспечивается с помощью гравитационной штанги переводом МКА в гравитационную ориентацию в канале тангажа после ее выдвижения. Точность ориентации в этом случае также будет зависеть от датчика, используемого для формирования сигналов управления электромагнитными устройствами для демпфирования колебаний МКА в канале тангажа.

При использовании магнитометра точность ориентации МКА в направлении на Землю будет составлять $3\div 5^\circ$. В случае использования

датчика горизонта – $1,5 \pm 2^\circ$. В каналах рыскания и крена, описанный пассивный метод ориентации, как показывает опыт эксплуатации подобных систем (независимо от способа ориентации МКА в канале тангажа) позволяет обеспечить точности не хуже 1° . Многие приборы СОС, а именно магнитометр, двухкоординатный солнечный датчик, электромагнитные устройства, гравитационное устройство и блок управления СОС, уже прошли или проходят летные испытания в составе СОС различных КА.

Входными сигналами подсистемы определения углового положения КА являются: а) Информация с чувствительных элементов системы: компоненты вектора индукции магнитного поля Земли B_x, B_y, B_z по показаниям магнитометра; угловое отклонение вектора направления на Солнце от оси ОУ в плоскостях ХОУ и УОZ МКА по показаниям оптических блоков СД; углы отклонения оси ОХ МКА от местной вертикали по показаниям датчика горизонта. б) Информация от исполнительных органов системы: скорость и знак вращения управляющего двигателя-маховика. в) Информация от навигационной аппаратуры бортового комплекса управления: координаты положения КА на орбите в абсолютной и гринвичской системах координат; скорости КА на орбите (в абсолютной и гринвичской системах координат) V_x, V_y, V_z . г) Информация с наземного комплекса управления (НКУ): прогноз орбитального движения КА.

Перечисленная информация поступает в бортовое программное обеспечение. Подсистема определения углового положения использует из всего объема поступающей информации ту, что ей необходима в данный момент. Выходными сигналами СОС являются: Управляющие токи на электромагнитные устройства (для успокоения КА, демпфирования колебаний и разгрузки двигателя-маховика). Управляющие напряжения на двигатель-маховик. Телеметрическая и контрольная информация о состоянии СОС.

4. Характеристики элементов системы. Приборы, входящие в состав СОС МКА «Бауманец» имеют следующие характеристики:

Магнитометр (ММ). Прибор предназначен для измерения трех ортогональных компонент проекций вектора индукции магнитного поля Земли (МПЗ), преобразования измеренных величин в напряжения постоянного тока и выдачи сигналов пропорциональных, измеренным компонентам в БУСОС. ММ конструктивно выполнен в виде феррозондового узла (УФ-4) и платы электроники, встраиваемой в БУСОС, и имеет следующие основные технические характеристики: диапазон измерения компонент МПЗ $\pm 70000 \text{ НмТл}$; выход линейный, аналоговый, энергопотребление, не более $0,2 \text{ Вт}$, масса, не более $0,07 \text{ кг}$.

Солнечный датчик (СД) предназначен для измерения углов ме-

жду оптической осью прибора и проекциями вектора направления на Солнце на плоскости системы координат прибора. СД состоит из двух оптических блоков. Основные технические характеристики СД: поле зрения сферическое; погрешность измерения, не более 1°; выход - порт обмена CAN-2B; энергопотребление не более 0,1 Вт; масса, не более 0,2 кг. В состав СД входят два идентичных оптических блока (ОБ) для формирования требуемого поля обзора.

Управляющий двигатель-маховик (УДМ) предназначен для формирования механических управляющих моментов относительно осей системы координат, связанной с КА. Основные технические характеристики УДМ: максимальный кинетический момент 1,2 Нмс, максимальный управляющий момент 0,0126 Нм, управление линейное, порт обмена CAN-2B. Выход - скорость вращения, порт обмена CAN-2B. Потребляемая мощность: максимальная (при максимальных кинетическом и управляющем моментах), не более 7,0 Вт минимальная не более 1,0 Вт, масса, не более 2,0 кг. Конструктивно УДМ выполнен в виде двух блоков. Первый – блок механики, в котором расположены маховик, двигатель привода маховика, датчик положения ротора и датчик скорости. Второй – блок электроники, в котором расположены два комплекта схем электроники для управления и контроля функционирования УДМ.

Электромагнитные устройства (ЭМУ). ЭМУ предназначено для формирования дипольного магнитного момента, который, взаимодействуя с МПЗ, создает механические управляющие моменты относительно осей перпендикулярных к оси, по которой оно установлено, в связанной с КА системе координат. Основные технические характеристики ЭМУ: диапазон изменения магнитного момента $\pm 3 \text{ Ам}^2$, значение остаточного момента не более 0,01 Ам^2 , максимальная потребляемая мощность не более 0,25 Вт, масса не более 0,2 кг. ЭМУ представляет собой электромагнит стержневого типа и состоит из цилиндрического пермаллоидового сердечника, катушки возбуждения, намотанной на сердечник, корпуса и элементов крепления.

Гравитационное устройство (ГУ) предназначено для создания эллипсоида инерции, обеспечивающего ориентацию КА продольной осью относительно направления местной вертикали. ГУ обеспечивает создание требуемого эллипсоида инерции путем выдвижения легкой трубчатой штанги, с грузом на конце, на заданную длину от места ее закрепления на корпусе КА и состоит из следующих основных узлов: основания; барабана с намотанной стальной лентой-штангой, оконечной массы (груза), узлов крепления и зачековки на корпусе КА, телеметрических датчиков. Основные технические характеристики ГУ: длина гравитационной штанги 5,0 м; габариты в исходном положении

295x200x200 мм; габариты в рабочем положении 5000x200x200 мм, время выдвижения 2?5 с, масса окончного груза 2,5 кг, суммарная масса 4,0 кг. ГУ устанавливается по центру верхней платы корпуса КА с ориентацией по продольной оси «плюс ОУ» и крепится к корпусу за основание.

Блок управления (БУ) СОС предназначен для приема из БКУ последовательностей команд, их дешифрации в команды для управления приборами СОС. БУ СОС принимает информацию с чувствительных элементов системы и формирует по их показаниям управляющие напряжения на исполнительные органы СОС (ЭМУ и УДМ) в соответствии с заданными законами управления. Он формирует телеметрическую информацию о функционировании СОС и выдает ее в БКУ. БУ СОС состоит из двух комплектов, выполненных в виде моноблока, и имеет следующие основные технические характеристики: максимальная потребляемая мощность не более 2,0 Вт, масса не более 0,6 кг.

5. Режимы управления. СОС МКА «Бауманец» функционирует в режиме успокоения и в режим орбитальной ориентации. Режим успокоения начинается после отделения МКА от ракетносителя. Гашение угловых скоростей происходит за счет управляющих механических моментов по осям МКА, которые возникают при взаимодействии магнитного поля Земли с магнитными моментами ЭМУ, включаемых по специальному, реализуемому в БУСОС, алгоритму. Каждый ЭМУ формирует дипольные магнитные моменты необходимой полярности величиной до 3 Ам^2 .

Одновременно с успокоением МКА производится разгон УДМ до кинетического момента равного $\approx 0,8 \text{ Нмс}$ и определение ориентации МКА по тангажу с помощью подсистемы определения ориентации по показаниям магнитометра и датчика горизонта. В момент окончания разгона УДМ включается активное управление УДМ в канале тангажа. При включении активного управления с помощью УДМ производится перевод МКА в требуемую по отношению к Земле ориентацию, выдвигается гравитационная штанга и СОС переводится в режим орбитальной ориентации (РОО). В момент включения активного управления приведение МКА в канале тангажа к требуемой ориентации на Землю производится с использованием сигналов с магнитометра, а затем к управлению подключается датчик горизонта.

РОО является основным режимом функционирования СОС и проводится с точной ориентацией МКА в орбитальной системе координат при включенном УДМ практически в течение всего срока активного существования МКА. В РОО основным исполнительным органом является УДМ. С его помощью, за счет взаимодействия ненулевого кинетического момента УДМ с вектором орбитальной угловой

скорости, формируются управляющие механические моменты по каналам рыскания и крена. По каналу тангажа используется принцип активного управления, заключающийся в разгоне или торможении УДМ около значения кинетического момента равного $\approx 0,8 \text{ Нмс}$ по информации об угле тангажа, поступающей с подсистемы определения ориентации, которая использует показания датчика горизонта. Разгрузка УДМ производится с использованием магнитометра и ЭМУ. ЭМУ также используются и для демпфирования колебаний МКА. Моменты создаваемые ЭМУ при демпфировании колебаний и разгрузки УДМ составляют $(0,1 \div 0,3) \text{ Ам}^2$.

5. Моделирование динамических процессов. В соответствии приведенными выше исходными данными и с изложенной программой полета МКА «Бауманец» был разработан программный комплекс и выполнены исследования методом численного моделирования на ЭВМ основных динамических режимов ориентации и стабилизации. Результаты моделирования представлены на рис.1 и 2.

Как следует из приведенных графиков, после отделения от носителя система управления с помощью электромагнитных устройств гасит начальные угловые скорости. Включение маховика по каналу тангажа обеспечивает приведение связанных осей МКА к орбитальным осям координат и стабилизацию с требуемой точностью.

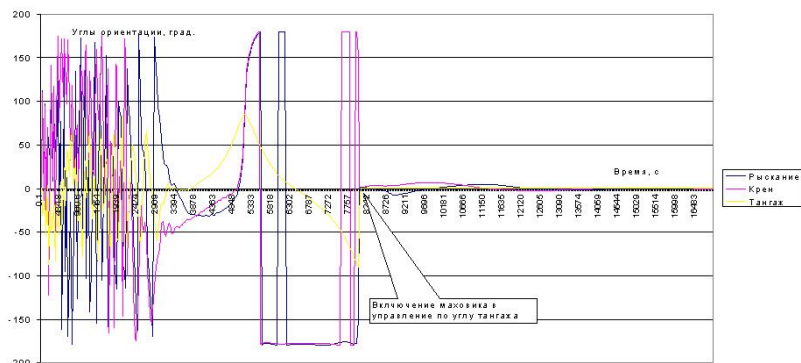


Рис. 1. Процесс успокоения и приведения МКА в орбитальную ориентацию

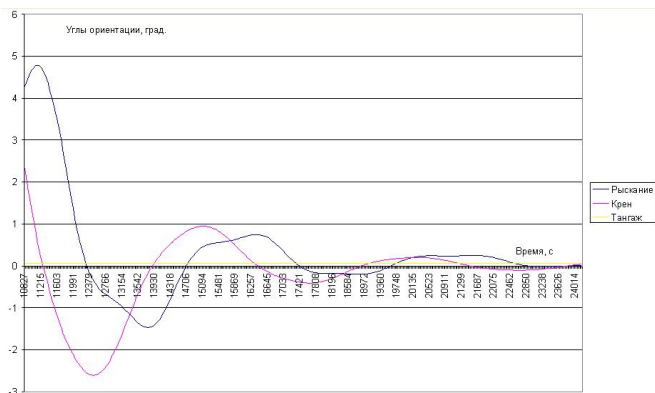


Рис. 2 Погрешности ориентации МКА относительно орбитальной СК через 3 часа после отделения от средств выведения

7. Выводы. Рассматриваемая система трехосной ориентации и стабилизации малого космического аппарата (МКА) «Бауманец» работоспособна и удовлетворяет предъявляемым к ней требованиям.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Майорова В.И., Муравьев В.В., Майоров К.А., Карандаев А.А. Космический аппарат «Бауманец» - базовый элемент научно-образовательного проекта. // Актуальные проблемы развития отечественной космонавтики: Труды XXIX академических чтений по космонавтике. Москва, январь 2005 г./Ответственный редактор А.К. Медведева. М.: Война и мир, 2005. – с. 325-326

Г.А. Щеглов

**ИССЛЕДОВАНИЕ ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ ПРИ
ВЫХОДЕ ГЛАДКИХ УПРУГО ЗАКРЕПЛЕННЫХ ТЕЛ
В ПЛОСКОПАРАЛЛЕЛЬНЫЙ ПОТОК
ДВИЖУЩЕЙСЯ ЖИДКОСТИ**

Производится численное моделирование переходных процессов, возникающих при помещении гладкого массивного упруго-закрепленного профиля бесконечного размаха в плоскопараллельный поток невязкой несжимаемой жидкости. Предложена расчетная схема метода дискретных вихрей, которая не требует априорной фиксации точек схода вихрей на гладком профиле.

1. Введение. В процессе совершенствования летательных аппаратов, старт которых осуществляется с мобильных комплексов в водную среду, актуальной задачей является математическое моделирование переходных процессов и динамических нагрузок, действующих как на амортизирующие системы стартового комплекса, так и на летательный аппарат в процессе выхода. Требование к повышению эффективности комплексов приводит к задаче уменьшения зазора между летательным аппаратом и стартовым устройством [1]. Это накладывает существенные ограничения как на упругие перемещения конструкции летательного аппарата, так и на перемещения в системе амортизации.

Для точного определения перемещений необходимо учитывать обратную связь между течением жидкости и деформациями упругой конструкции. Флюктуации давления в набегающем потоке приводят к изменению формы и положения обтекаемой поверхности. И наоборот, изменение формы и положения обтекаемой поверхности приводит к новым флюктуациям давления. Таким образом, возникает замкнутая задача гидроупругости.

Быстропротекающий процесс выхода гладкого тела вращения, которым, как правило, является рассматриваемый летательный аппарат, в жидкость, движущуюся поперек траектории старта сопровождается образованием сложной картины течения с интенсивным вихреобразованием. Вихреобразование имеет нестационарный характер и на гладкой обтекаемой поверхности упруго деформируемого аппарата заранее невозможно указать точки схода вихревой пелены. Вычисление нестационарных гидродинамических нагрузок является при этом весьма сложной задачей.

Современное развитие вычислительной техники позволяет провести численное моделирование в связанной гидроупругой задаче старта. Однако предварительно необходимо рассмотреть ряд модельных задач для совершенствования методики. В настоящей работе производится численное моделирование переходных процессов, возникающих при помещении гладкого массивного упругозакрепленного профиля бесконечного размаха в плоскопараллельный поток невязкой несжимаемой жидкости.

2. Постановка задачи. Общая расчетная схема представлена на рис. 1.

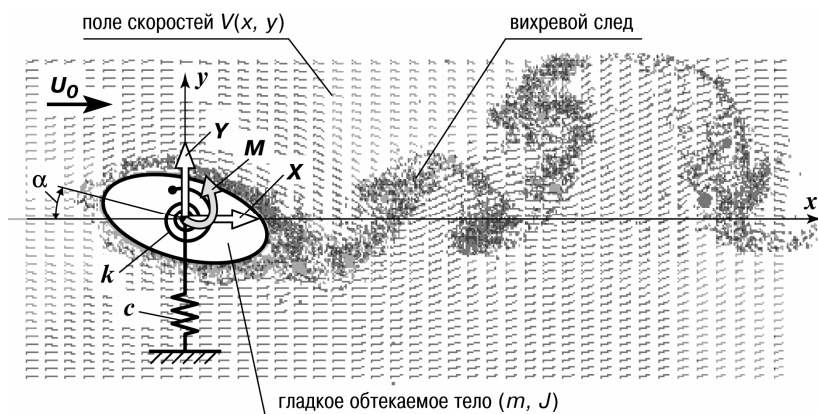


Рис. 1 Общая расчетная схема задачи

В плоскопараллельный поток идеальной несжимаемой среды, движущейся с постоянной скоростью U_0 , в момент времени t_0 помещается колебательная система, состоящая из эллиптического цилиндра бесконечного размаха, неподвижного основания и пружин с линейной характеристикой, соединяющих центр масс цилиндра и неподвижное основание. Цилиндр предполагается абсолютно жестким. Масса цилиндра m , момент инерции относительно точки крепления J . Система на рис. 1 имеет две степени свободы: вертикальное перемещение цилиндра y и угол поворота цилиндра относительно центра масс α . Жесткости пружин для соответствующих степеней свободы обозначены через c и k . Демпфирование в колебательной системе отсутствует.

Начало неподвижной системы координат Oxy , связанной с основанием, совпадает с положением равновесия системы. Вводится также подвижная система координат $O_1x_1y_1$, начало которой совпадает с центром масс цилиндра, а координатные оси параллельны осям Oxy .

Движущаяся среда считается безграничной и возмущается только цилиндром. Рассматривается нестационарное вихревое обтекание цилиндра потоком и возникающие при этом гидродинамические нагрузки на профиль X , Y , M , приложенные к центру масс O_I . С учетом этих нагрузок, зависящих от поля скоростей среды V , система дифференциальных уравнений, описывающих движение цилиндра на рис.1, может быть записана как

$$\begin{cases} m \frac{d^2 y}{dt^2} = Y(V) - c y \\ J \frac{d^2 \alpha}{dt^2} = M(V) - k \alpha \end{cases} \quad (1)$$

$$y|_{t_0} = 0; \frac{dy}{dt}|_{t_0} = 0; \alpha|_{t_0} = 0; \frac{d\alpha}{dt}|_{t_0} = 0.$$

Задача исследования переходного процесса заключается в определении нестационарного поля скоростей среды V , расчете нагрузок $Y(V)$, $M(V)$ и интегрировании системы (1). Предполагается, что при обтекании тела вблизи него и за ним образуется аэродинамический след, характеризующий наличием в нём вихревого движения. Вне этой области движение является безвихревым. Тогда вне тела и его следа течение среды можно характеризовать одной функцией – потенциалом скоростей Φ . При этом уравнение неразрывности превращается в уравнение Лапласа

$$\frac{\partial^2 \Phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Phi}{\partial y^2} = 0 \quad (2)$$

с граничными условиями на бесконечном удалении от профиля

$$\lim_{r \rightarrow \infty} grad \Phi = 0 \quad (3)$$

и условием непротекания на контуре профиля σ

$$\left(\vec{V}^* \right) \Big|_{\sigma} \bullet \vec{n}_{\sigma} = 0; \quad (4)$$

здесь V^* - скорость потока относительно движущегося контура.

По известному полю скоростей распределение давления на контуре профиля находится из уравнения Коши-Лагранжа

$$\frac{\partial \Phi}{\partial t} + \frac{V^2}{2} + \frac{P - P_0}{\rho} = 0; \quad (5)$$

здесь P_0 – давление в невозмущенном потоке; ρ - плотность среды, принятая в расчетах единичной.

На основе распределения давлений определяются нагрузки:

$$\begin{aligned} X(V) &= \oint_{\sigma} P \cos(\vec{n}, Ox) d\sigma; \\ Y(V) &= \oint_{\sigma} P \cos(\vec{n}, Oy) d\sigma; \\ M(V) &= \oint_{\sigma} (Y(V)x - X(V)y) d\sigma. \end{aligned} \quad (6)$$

Уравнения (1) – (6) вместе образуют связанную задачу гидроупругости в вихревой постановке, решение которой проводится численными методами.

3. Описание метода. В качестве метода численного решения задачи был выбран метод дискретных вихрей, разработанный в трудах научной школы С.М. Белоцерковского как для тонкой несущей поверхности [2], так и для профилей [3]. Применение данного метода позволяет получать хорошие качественные и количественные результаты для случая течения идеальной несжимаемой среды. При этом потребные вычислительные мощности оказываются значительно меньшими, чем для решения задачи с использованием конечно-разностных сеточных методов.

В применяемом методе вихревой след моделируется множеством дискретных вихрей – бесконечных вихревых нитей, перпендикулярных плоскости потока. Если в неподвижной системе координат Oxy известны координаты $D(x, y)$ дискретного вихря интенсивностью Γ (рис. 2), то проекции скорости, индуцируемой дискретным вихрем в некоторой точке наблюдения M с координатами (x_0, y_0) , находятся по формуле Био-Савара

$$\begin{aligned} V_x &= \frac{1}{2\pi} \Gamma \frac{x_0 - x}{(x_0 - x)^2 + (y_0 - y)^2} = \Gamma v_x(x, y, x_0, y_0); \\ V_y &= \frac{1}{2\pi} \Gamma \frac{y - y_0}{(x_0 - x)^2 + (y_0 - y)^2} = \Gamma v_y(x, y, x_0, y_0). \end{aligned} \quad (7)$$

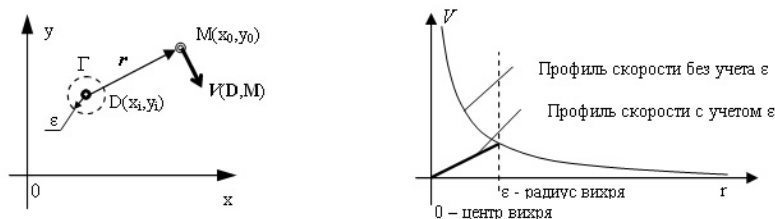


Рис. 2 Определение скорости, индуцированной вихрем

Для исключения неограниченного возрастания скорости вблизи центра вихря вводится радиус вихря ε , как показано на рис. 2. Поле

скоростей вихревой нити удовлетворяет уравнению неразрывности, которое в несжимаемой среде линейно. Таким образом, вихревое влияние нескольких вихрей в точке наблюдения может быть суммировано.

Использование метода дискретных вихрей предполагает построение расчетной схемы, состоящей из контрольных точек на контуре профиля и дискретных вихрей, как присоединенных к контуру профиля, так и свободных – движущихся в потоке по траекториям жидких частиц и образующих вихревой след. Интенсивность свободных вихрей неизменна во времени. Рождение свободных вихрей происходит в априори задаваемых точках отрыва вихревой пелены.

Необходимость априорной фиксации точек схода вихрей осложняет использование стандартных расчетных схем метода в исследуемой задаче. Для гладких движущихся, деформируемых профилей заранее неизвестны количество точек схода вихрей и их расположение на профиле. При построении расчетных схем в этом случае используются дополнительные критерии, основанные на теории пограничного слоя. Например, в работе [3] предлагается дополнительно использовать конечно-разностные методы на сетке, построенной вблизи поверхности тела.

В настоящей работе предлагается использовать расчетную схему, не требующую априорной фиксации точек схода вихревой пелены. Принцип построения подобной расчетной схемы сформулирован в работе А.Чорина [4]: если невозможно заранее указать точки схода дискретных вихрей, то необходимо предположить, что такой вихрь может сойти в поток в каждой точке гладкой обтекаемой поверхности. Теоретическое обоснование этой схемы приведено в работе Г.А. Павловца и А.С. Петрова [5].

На рисунке 3 представлена расчетная схема на шаге времени t . Профиль цилиндра аппроксимируется многоугольником $ABCDEFGH$. Контур разбивается на N участков длиной dL . Внутри каждого i -того участка расположена контрольная точка K_i с координатами (x_{K_i}, y_{K_i}) и дискретный вихрь интенсивностью γ_i в точке с координатами (x_i, y_i) . Центр дискретного вихря отстоит от поверхности профиля на расстоянии Δ , величина которого определялась согласно работам [5,6].

Особенностью применяемой расчетной схемы является отсутствие присоединенных вихрей. Все вихри γ_i , образованные на шаге t , являются свободными и движутся по траекториям жидких частиц. Кроме рожденных на данном шаге вихрей, в потоке находится вихревая пелена, состоящая из N_F свободных вихрей с интенсивностями δ_k , рожденных на предыдущих шагах вычислений. Интенсивности свободных вихрей, находящихся в точках (x_k, y_k) , известны и остаются неизмен-

ными. Интенсивности γ_i вихрей, рожденных на текущем шаге, неизвестны и подлежат определению из условия непротекания в контрольных точках K_j

$$R + \sum_{i=1}^N \gamma_i V_n(x_i, y_i, x_{Kj}, y_{Kj}) = W_{nj} - U_{0nj} - \sum_{s=1}^{N_F} \delta_s V_n(x_k, y_k, x_{Kj}, y_{Kj}); \quad (8)$$

$$j = 1..N$$

и теоремы о постоянстве циркуляции

$$\sum_{i=1}^N \gamma_i + \sum_{k=1}^{N_F} \delta_k = 0. \quad (9)$$

Здесь U_{0nj} – проекция скорости среды на нормаль в контрольной точке; W_{nj} – проекция переносной скорости контрольной точки на нормаль; $V_n(x_i, y_i, x_{Kj}, y_{Kj})$ – проекция скорости, индуцируемой i -тым дискретным вихрем, на нормаль в контрольной точке. Все скорости вычисляются в неподвижной системе координат Oxy .

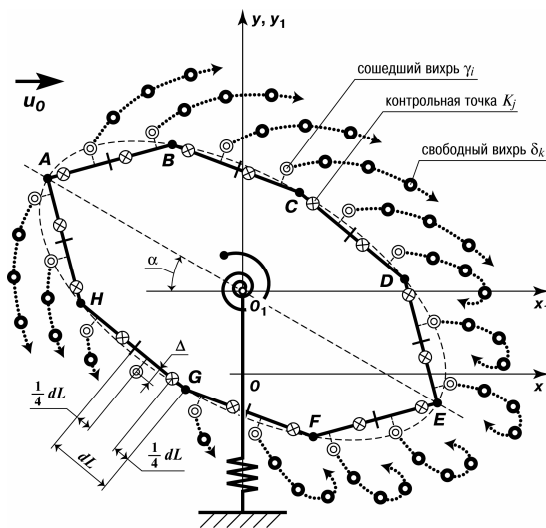


Рис. 3 Расчетная схема метода дискретных вихрей

Для регуляризации системы линейных алгебраических уравнений (8),(9) вводится дополнительная неизвестная переменная R . Как показано в [3], ее значение стремится к нулю при увеличении числа неизвестных γ_i . Свободные вихри движутся вместе с потоком среды. Вычисление перемещений производится путём интегрирования урав-

нений движения вихрей

$$\begin{cases} \frac{dx_j}{dt} = \sum_{i=1}^N \gamma_i v_x(x_i, y_i, x_j, y_j) + \sum_{k=1}^{N_F} \delta_k v_x(x_k, y_k, x_j, y_j); \\ \frac{dy_j}{dt} = \sum_{i=1}^N \gamma_i v_y(x_i, y_i, x_j, y_j) + \sum_{k=1}^{N_F} \delta_k v_y(x_k, y_k, x_j, y_j); \end{cases} \quad j = 1 \dots N + N_F \quad (10)$$

методом Рунге-Кутты четвертого порядка с постоянным шагом dt .

Поскольку непрерывный контур в расчетной схеме заменяется дискретным набором контрольных точек, при интегрировании движения вихрей вблизи профиля дополнительно программно проверяется условие непротекания. Вихри, проникшие внутрь профиля, возвращаются в поток. Используемая расчетная схема получается простой, однако достаточно громоздкой при численной реализации на ЭВМ. Численные эксперименты [7] показывают, что вихревая пелена, образуемая большим числом свободных дискретных вихрей, устойчива и обладает свойством самоорганизации. В частности, при наличии у профиля острых кромок на них выполняется гипотеза Чаплыгина-Жуковского. При обтекании кругового цилиндра пелена образует устойчивую дорожку Кармана, с параметрами, хорошо совпадающими с известными экспериментальными результатами.

На основе нестационарного поля скоростей среды, получаемого на каждом шаге расчета, может быть определено поле давлений в жидкости и на профиле. Определение давлений в методе дискретных вихрей производится при помощи интеграла (5). Однако, поскольку вихревая пелена содержит большое количество вихрей, то при расчетах используется аналог интегралов Бернулли и Коши-Лагранжа, полученный в работе Г.Я. Дынниковой [8]

$$P_j = P_0 + \rho \left(\frac{U_0^2}{2} - \frac{V_j^2}{2} + \sum_k^{N+N_F} u_k \frac{\Delta \mathbf{r}_k}{dt} + I_\gamma \right), \quad (11)$$

где P_j – давление в контрольной точке; V_j – скорость среды в контрольной точке; u_k – скорость среды, индуцированная k -тым вихрем в контрольной точке; $\Delta \mathbf{r}_k$ – перемещение вихря на шаге, полученное путем интегрирования; I_γ – коэффициент, учитывающий рождение вихрей на текущем шаге, определяемый в [8].

Тестирование вычислений давления по формуле (11) проводилось для случая обтекания неподвижного цилиндра. Полученное распределение давления по поверхности цилиндра и коэффициент сопротивления хорошо согласуются с известными экспериментальными данными. По известному давлению в контрольной точке вычисляются гидродинамические нагрузки X_j , Y_j , M_j , действующие на j -тый участок.

$$X_j = P_j \cos(n_j, Ox); \quad Y_j = P_j \cos(n_j, Oy); \quad M_j = Y_j r_{xj} - X_j r_{yj}, \quad (12)$$

где r_{xj} , r_{yj} – проекции радиуса-вектора, проведенного из центра масс профиля в контрольную точку, $\mathbf{n}_j$ – нормаль в контрольной точке. Далее путем суммирования по всем участкам находились нагрузки $Y(\mathbf{V})$, $M(\mathbf{V})$ и производилось интегрирование системы (1) методом Рунге-Кутты четвертого порядка с тем же шагом по времени dt , что и при интегрировании движения вихрей.

4. Результаты. В численных экспериментах был использован эллиптический профиль с размерами полуосей 2×1 , аппроксимированный 24 отрезками. Безразмерная масса $m = 3,0$, момент инерции $J = 12,0$. Профиль был разбит на $N = 400$ участков. Начальный угол атаки принимался $\alpha_0 = 30^\circ$. Исследование системы, представленной на рис. 1, проводилось со следующими безразмерными параметрами: $U_0 = 2,0$, $dt = 0,05$, $c = 20,0$, $k = 20,0$. На рис. 4 представлены картины обтекания профиля в различные моменты времени, на рисунке 5 – графики безразмерных гидродинамических нагрузок, а на рис. 6 – графики перемещений центра масс профиля.

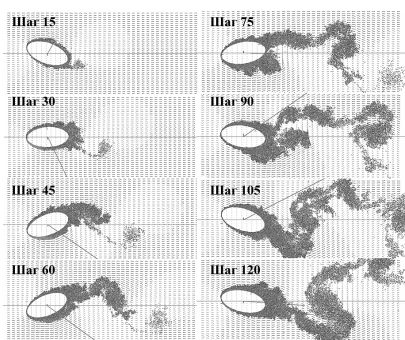


Рис. 4 Фазы переходного процесса

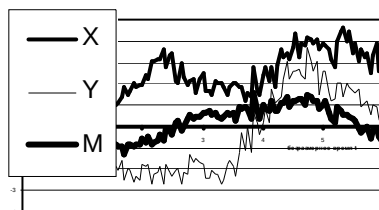


Рис. 5 Гидродинамические нагрузки

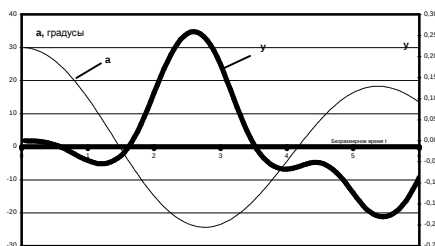


Рис. 6. Перемещения профиля

Численное моделирование переходных процессов производилось на компьютерах с процессором Pentium 4 с тактовой частотой 2,6 ГГц. Было рассчитано 120 шагов процесса. На шаге 120 в потоке находилось 48000 дискретных вихрей. Для ускорения счета использовалась процедура распараллеливания вычислений вихревого влияния в контрольных точках. Затраты машинного времени с процедурой распараллеливания и без нее представлены на рисунке 7. На рисунке обозначены: $T_{\text{общ}}$ – общее время счета, $T_{\text{шаг}}$ – время счета одного шага, Индекс «Пар» обозначает, что величина, получена с использованием параллельных вычислений.

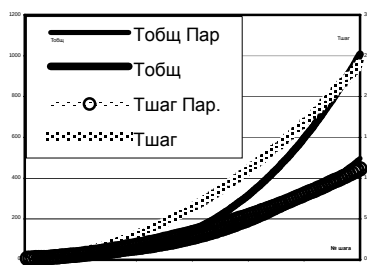


Рис. 7. Затраты машинного времени при проведении расчетов

5. Выводы. На основании проведенных численных экспериментов на модельной задаче можно сделать вывод о том, что расчетная схема метода дискретных вихрей, не требующая априорной фиксации точек схода вихрей на гладком профиле, дает возможность устойчиво рассчитывать переходные процессы в связанной задаче гидроупругости. Она может быть перенесена на задачи старта летательного аппарата с мобильного стартового комплекса в водную среду.

Вместе с тем, использование большого количества вихрей и быстро растущий порядок системы уравнений движения вихрей приводят

к большим затратам машинного времени, что представляется оправданным лишь при моделировании быстропротекающих переходных процессов. Использование распараллеливания процесса вычислений вихревого влияния эффективно снижает время вычислений.

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. Аубакиров Т.О., Белоцерковский С.М., Желанников А.И., Ништ М.И. Нелинейная теория крыла и ее приложения. – Алматы: Гылым, - 1997. – 448 с.
3. Белоцерковский С.М., Котовский В.Н., Ништ М.И., Федоров Р.М. Математическое моделирование плоскопараллельного обтекания тел. – М.: Наука. 1988. 232 с.
4. Chorin A.J. Vortex Sheet Approximation of Boundary Layers // Journal of computational physics. – 1978. – No 27. – С. 428-442.
5. Павловец Г.А., Петров А.С. Об одной возможной схеме расчета отрывного обтекания тел. – Труды ЦАГИ. вып. 1571. 1974. 12 с.
6. Петров А.С. Расчет отрывного обтекания эллиптических цилиндров тел. – Труды ЦАГИ. вып. 1930. 1978. 12 с.
7. Аринчев С.В., Щеглов Г.А. Об одной гипотезе вихреобразования для расчета гидродинамической нагрузки, действующей на двухсредный упругий летательный аппарат // Вісник Харківського національного університету. Серія «М». – Харків, 2003. – №590. – Вып. 1. – С. 244-248.
8. Дынникова Г.Я. Силы, действующие на тело, при нестационарном вихревом отрывном обтекании идеальной несжимаемой жидкостью// Изв. РАН МЖГ. 2001. №2. С.128-138.

М.П. Ивлев, С.В. Платанов,
А.С. Романовский, С.Ю. Чухров

МЕТОДЫ ИНТЕГРАЦИИ И ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ В ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМАХ НАВИГАЦИИ

Рассматривается интегрированная система навигации, основанная на комплексном использовании инерциальных и спутниковых данных, блок чувствительных элементов которой жестко связан с корпусом объекта. Предложены методы интеграции и обработки сигналов. Результаты моделирования и экспериментального исследования образца инерциальной системы спутниковой навигации подтвердили работоспособность и эффективность предложенных методов.

1 Введение. В настоящее время широкое распространение получают интегрированные системы навигации, основанные на комплексном использовании инерциальных и спутниковых данных. Особенно рассматриваемой системы является то, что блок чувствительных элементов, включающий акселерометры и гироскопические датчики, измеряющие кажущиеся ускорения и угловые скорости, жестко связан с корпусом объекта, а все необходимые преобразования осуществляются с помощью цифрового сигнального процессора. Отсутствие гиростабилизированной платформы в сочетании с использованием спутниковых данных создает предпосылки построения достаточно простых в конструктивном отношении систем невысокой стоимости.

При решении навигационных задач обычно требуется знать географические координаты $S = (\varphi, \lambda, h)^T$ и скорость $V = (V_x, V_y, V_z)^T$, характеризующие положение и движение центра масс объекта, а также матрицу A_{xx_0} перехода от связанного с объектом трехгранника X_0 к географическому трехграннику X . С помощью этой матрицы определяется ориентация объекта в пространстве. Для наземных объектов ориентация задается с помощью курса K и углов тангажа θ и крена ψ , формирующих вектор $\alpha = (K, \theta, \psi)$, от которого зависят элементы матрицы A_{xx_0} . Перечисленные величины составляют навигационные параметры (НП) [1].

Определение НП в инерциальных навигационных системах основано на интегрировании следующих уравнений: 1. Уравнения, выте-

кающие из кинематических соотношений нелинейных дифференциальных уравнений. Они обеспечивают вычисление географических координат по данным о скорости. 2. Уравнения Пуассона, устанавливающие зависимость матрицы перехода A_{xx_0} от вектора угловой скорости объекта. 3. Уравнения, описывающие динамику изменения скорости в подвижной системе координат в зависимости от ускорения силы тяжести и измеряемых датчиками угловой скорости и акселерометрами угловых скоростей и кажущихся ускорений [1].

2. **Задача** построения интегрированной системы навигации возникает в случае неудовлетворительного качества функционирования подсистем, так как каждая из них обладает рядом недостатков [0]. По степени связности модулей навигации существует два метода построения интегрированных систем навигации. Первый основан на применении слабосвязной структуры, которая обычно характеризуется малой глубиной зависимости одного модуля навигации от другого и возможностью работы этих систем отдельно. Такие системы называют каскадными [0] или системами с сопровождением [0]. Второй основан на реализации сильносвязной структуры и подразумевает построение единой модели системы. Вектор состояния должны содержать как параметры спутниковой системы навигации (ССН), так и параметры инерциальной системы навигации (ИНС). Такая модель является нелинейной в основном из-за нелинейности преобразований для определения координат и скорости. При этом модель измерений также оказывается нелинейной.

Анализ различных моделей реализации интегральной систем навигации показывает, что для построения комплексной системы навигации, при использовании ИНС низкой точности, качество определения навигационной информации получается выше при применении алгоритма интеграции с оценкой параметров ИНС по данным от ССН. При этом базовой для системы принимается слабосвязная структура интеграции. Интеграция модулей навигации осуществляется с использованием методов оценивания параметров системы. Это обусловлено тем, что один модуль является основным, а другой играет роль уточняющего, выдающего некоторый обучающий сигнал для алгоритма оценивания. Задача оценивания при интеграции инерциального и спутникового модулей сводится к определению ошибок навигационных параметров, выдаваемых инерциальным модулем.

3. **Классификация методов.** Анализ методов и алгоритмов оценивания позволил классифицировать их следующим образом [0]: 1) Классические методы, основанные на определении некоторого параметра сигнала по функции распределения вероятности сигнала, при условии, что данный параметр есть неизвестная, но фиксированная ве-

личина. 2) Байесовские методы. Эти методы основаны на предположении, что оцениваемый параметр является случайной величиной. При этом подразумевается, что априорно известна функция распределения вероятностей данного параметра. Оценивание параметра осуществляется с использованием теоремы Байеса об условной апостериорной функции распределения вероятностей [0].

К классическим методам решения задачи оценивания относятся:

- 1) Минимально-дисперсное оптимальное оценивание.
- 2) Линейное несмещенное оценивание, являющееся субоптимальным оцениванием..
- 3) Оценивание с использованием функции максимального правдоподобия.
- 4) Оценивание методом наименьших квадратов.
- 5) Оценивание методом моментов.

К байесовским методам оценивания относятся следующие методы: 1) Метод минимизации среднеквадратичной ошибки оценивания. 2) Метод нахождения медианы апостериорной функции распределения вероятностей. 3) Метод нахождения максимального значения апостериорной функции распределения вероятностей. 4) Метод линейного оценивания с минимальной среднеквадратичной ошибкой. 5) Метод оценивания на основе использования фильтра Калмана [0].

Применение методов классического оценивания при построении интегрированной инерциальной спутниковой системы навигации (ИССН) затруднено. Это связано с отсутствием априорной информации о функции распределения вероятностей наблюдаемого сигнала, а также необходимости вывода аналитического выражения алгоритма оценивания, что является достаточно сложной задачей. Использование метода моментов дает удовлетворительный результат только при большой выборке данных, при этом оцениваемый параметр должен быть стационарен. Это делает невозможным применения данного метода для решения задачи интеграции ИССН. Метод наименьших квадратов также обладает рядом недостатков, которые не позволяют эффективно применять его в задачах интеграции ИССН. К таким недостаткам относятся отсутствие учета априорной информации о характеристиках оцениваемого параметра и отсутствие механизмов, учитывающих детерминированное поведение системы.

4. Методы байесовского оценивания. Переходя к рассмотрению методов байесовского оценивания, следует отметить, что применение фильтра Калмана является практическим подходом к реализации метода минимизации среднеквадратичной ошибки оценивания [0]. Для оценивания параметров некоторой системы необходимо построить модель данной системы в терминах пространства состояний:

$$x_k = F_{k,k-1}x_{k-1} + Cu_{k-1} + G_{k,k-1}w_{k-1} \quad (1)$$

Здесь обозначено: x_k – вектор состояния системы на k -ом шаге. $F_{k,k-1}$ – матрица передачи вектора состояния, определяющая влияние вектора состояния на шаге $k-1$ на вектор состояния на шаге k . $G_{k,k-1}$ – матрица определяющая влияние шума на вектор состояния; w_k – шум системы. u_k – вектор известных управляющих сигналов на k -ом шаге алгоритма. C – матрица, определяющая влияние вектора управляющих сигналов на вектор состояния системы.

Физическим смыслом шума системы в модели является описание недетерминированного поведения системы, что возникает в результате недостаточного знания закономерностей ее работы. Следовательно, чем менее изучена система, тем больше влияние шумовой составляющей модели на параметры системы. Это особенно важно в связи с тем, что эффективность работы алгоритма оценивания зависит от точности построения математической модели.

Одним из результатов работы системы является получение оценки вектора наблюдений $z_k = Hx_k + v_k$, где H – матрица влияния вектора состояния x_k и шума измерений v_k . (Полагаем, что шум измерений является белым гауссовским шумом с нулевым средним и ковариационной матрицей $R = M[vkvk^T]$). Различие между вектором состояния и вектором наблюдений связано с тем, что в общем случае нет возможности получить наблюдения всех компонентов вектора состояния. Кроме того, компоненты вектора наблюдения содержат шумовую составляющую, определяемую характеристиками измерителя.

В модели системы на основе выражения (1) принято допущение, что шум системы и шум измерений является белым гауссовским шумом с нулевым средним значением. В реальных системах навигации данные шумы могут отличаться от гауссовых. Для реализации оценивания фильтром Калмана параметров, имеющих в измерениях коррелируемые шумовые составляющие, выполняется моделирование данных шумов с использованием формирующего фильтра вида

$$v_k = (1 - B)v_{k-1} + A\sqrt{2Bw_{k-1}}, \quad (2)$$

где A и B – параметры ковариационной функции шума измерений.

Описания ошибок определения навигационной информации ССН в виде коррелируемого шума является допустимым, однако не отображает динамику изменения ошибок определения навигационной информации. Необходимо получение других данных для формирования оценок уровня ошибок. Такими данными могут служить вспомогательная информация от модуля спутниковой навигации в виде оценок ошибок определения навигационной информации и глобальной оценки качества работы системы, обусловленной пространственным взаим-

ным положением спутников. Современные системы спутниковой навигации позволяют получить данные оценки в виде дополнительных параметров к навигационной информации [0].

Возможен итеративный расчет ковариационной матрицы шума измерений системы по вспомогательной информации от модуля ССН. Расчет ковариационной матрицы выполняется согласно выражению

$$R_k = \frac{1}{k+1} \sum_{l=0}^k X_l X_l^T, \quad (3)$$

где X – вектор оценок ошибок определения навигационной информации спутниковым модулем. В данном случае с ростом набора данных расчет приведет к нечувствительности значений матрицы к изменению сигнала [0]. Для устранения этого эффекта вводится взвешивание значений матрицы с экспоненциальным затуханием. Помимо этого для задачи оценивания ошибок определения навигационной информации ССН необходимо ввести весовые коэффициенты соответствующие глобальной оценке качества работы системы. В результате такого преобразования можно получить следующую итеративную оценку ковариационной матрицы ошибок ССН

$$R_k = \frac{1-\alpha}{1-\alpha^2} (R_{k-1} + DOP \alpha \delta X_k^T), \quad (4)$$

где α – параметр, реализующий экспоненциальное взвешивание; DOP – весовой коэффициент глобальной оценки качества работы системы; δX – вектор оценок ошибок определения навигационной информации выдаваемый модулем спутниковой навигации.

5. Фильтр Калмана. Физический смысл введения такой оценки ковариационной матрицы становится понятен при рассмотрении выражения расчета коэффициента усиления фильтра Калмана. При увеличении значения ошибки определения навигационной информации увеличивается также и значение ковариационной матрицы данного параметра, что приводит к уменьшению коэффициента усиления и, соответственно, влияния данного измерения на вектор оцениваемых параметров. Весовой коэффициент DOP реализует усиление значимости измерений полученных от системы, находящейся в более выгодном положении.

Описанный выше подход к описанию ошибок определения навигационной информации ССН позволяет алгоритму навигации более точно реагировать на изменение характеристик системы спутниковой навигации. Данное свойство важно особенно для применения навигационных систем в условиях города, лесной или горной местности, где характеристики ССН значительно флуктуируют. Реализованная таким образом система обладает более глубокой связью между модулями

ССН и ИНС, что гарантирует более качественные характеристики выдаваемой навигационной информации.

Работа фильтра Калмана основана на оценивании вектора состояния с использованием модели системы (1) и вектора физических измерений (вектора наблюдений). При этом критерием оценивания является минимизация среднеквадратичного отклонения ошибки оценивания

$$\text{tr}M[xkxkT] = \text{tr}Pk \cong \min, \quad (5)$$

где P_k – ковариационная матрица ошибки оценивания вектора состояния.

Основным уравнением работы фильтра Калмана [0] является

$$x_k = F_{k,k-1}x_{k-1} + Cu_{k-1} + K_k(z_k - HF_{k,k-1}x_{k-1} - HCu_{k-1}). \quad (6)$$

Два первых слагаемых в правой части равенстве (6) описывают детерминированное изменение вектора состояния с учетом детерминированного воздействия (данное изменение описывается первыми слагаемыми модели системы в пространстве состояний (1)). Третье слагаемое является уточнением, описывающим шумовую составляющую поведения системы. При этом $HF_{k,k-1}x_{k-1} - HCu_{k-1}$ есть предсказание вектора наблюдений по предыдущему вектору состояния и в соответствие с моделью измерений. Для уточнения используется взвешенная ошибка предсказания $z_k - HF_{k,k-1}x_{k-1} - HCu_{k-1}$ и некоторый оптимальный коэффициент усиления K_k (коэффициент усиления Калмана). Определение данного коэффициента осуществляется по критерию (5) и его значение на k -ом шаге находится из выражений

$$\begin{aligned} K_k &= P_{k,k-1}H^T[HP_{k,k-1}H^T + R]^{-1}, \\ P_{k,k-1} &= F_{k,k-1}P_{k-1}F_{k,k-1}^T + G_{k,k-1}QG_{k,k-1}^T, \\ P_k &= (I - K_kH_k)P_{k,k-1}, \end{aligned} \quad (7)$$

где $P_{k,k-1}$ – ковариационная матрица априорной оценки вектора состояния.

В отсутствии данных от модуля спутниковой навигации, алгоритм оценки ошибок определения навигационной информации переходит в режим прогноза. В данном режиме алгоритм не учитывает недетерминированную часть модели системы, что приводит к накоплению ошибки. Основное выражение алгоритма оценивания фильтра Калмана (6) принимает вид

$$x_k = F_{k,k-1}x_{k-1} + Cu_{k-1}. \quad (8)$$

В результате проведенных исследования классических и байе-

совских методов оценивания для интеграции инерциальной и спутниковой систем навигации, обосновано применение фильтра Калмана. Данный метод позволяет учесть априорно известные статистические характеристики параметров навигационной информации, выдаваемых блоками навигации, построить корректную модель детерминированной части поведения системы и учесть введение обратных связей.

6. Модель ошибок определения навигационной информации ИНС следует из описания общей структуры ошибок и шумов работы блока чувствительных элементов (БЧЭ) и алгоритма преобразования данных от блока чувствительных элементов в навигационную информацию. Полная модель ошибок БЧЭ включает в себя большое количество параметров, к которым относятся смещение показаний акселерометров и датчиков угловой скорости (ДУС), масштабные коэффициенты акселерометров и ДУС, неортогональности установки акселерометров и ДУС в блоке чувствительных элементов, дрейф ДУС, зависящий от ускорения. Однако данная модель избыточно описывает поведение ошибок ИНС, т.к. уровень некоторых ошибок элементов БЧЭ многократно превышает другие ошибки, учет которых не дает улучшение качества оценивания, а только значительно усложняет задачу [0]. В связи с этим при реализации реальной системы необходимо построить упрощенную модель, причем степень упрощения зависит от качества используемых в ИНС акселерометров и ДУС.

Упрощенная модель ошибок определения координат горизонтального канала ИНС [0] представлена выражениями:

$$\begin{aligned}\delta \dot{E} &= \delta V_E, \\ \delta \dot{N} &= \delta V_N, \\ \delta \dot{V}_E &= -gF_N + a_N F_{UP} - k_1 \delta V_E + w_{11}, \\ \delta \dot{V}_N &= -gF_E + a_E F_{UP} - k_1 \delta V_N + w_{12}, \\ \dot{F}_E &= -\frac{\delta V_N}{R} + w_E^{dr} + k_2 \delta V_N + w_{21}, \\ \dot{F}_N &= -\frac{\delta V_E}{R} + w_N^{dr} + k_2 \delta V_E + w_{22}, \\ \dot{F}_{UP} &= -\frac{\delta V_E}{R} \operatorname{tg} \varphi + w_{UP}^{dr} + w_{23},\end{aligned}\tag{9}$$

где E, N – координаты в проекциях на географическую систему координат; k_1, k_2 – коэффициенты обратной связи для демпфирования ошибок навигационной информации; δV – оценка ошибки определения скорости на выходе алгоритма фильтра Калмана; w_{ij} – элементы вектора шума, описывающего смещения показаний акселерометров и

ДУС, масштабных коэффициентов и ошибок ортогональности.

Модель (9) была выбрана для реализации алгоритма оценивания ошибок определения навигационной информации для горизонтального канала. Модель ошибок вертикального канала представлена уравнениями:

$$\begin{aligned}\delta\dot{h} &= 2V_{UP} - c_1\delta h, \\ \delta\dot{V}_{UP} &= 2w_{sh}\delta h + \delta W_{UP} - c_2\delta h, \\ \delta W_{UP} &= w_1,\end{aligned}\tag{10}$$

где δh – ошибки ИНС определения высоты, δV_{UP} – ошибки ИНС определения скорости по вертикальному каналу, c_1, c_2 – коэффициенты демпфирования ошибок вертикального канала, w_{sh} – частота Шулера, w_1 – шум описывающий ошибки датчиков вертикального канала.

7. Калибровка и выставка инерциального модуля. Интегральное построение системы навигации не снимает задачи калибровки и выставки инерциального модуля, характерные для ИНС. Существуют различные методы выполнения калибровки и выставки [0]. Выставка модуля инерциальной навигации включает в себя следующие задачи: 1. Определение и задание начальных координат объекта. 2. Определение углов отклонения платформенной СК от горизонта, F_X , F_Y . 3. Определение угла отклонения в азимуте платформенной от географической СК, F_Z .

Решение задачи определения начальных координат осуществляется путем приема внешних данных от модуля спутниковой навигации. Для более точного определения начальной позиции необходимо проводить осреднение данных в течение некоторого времени.

Реализация алгоритма выставки сводится к введению дополнительных сигналов управления в алгоритм навигации. Математической моделью такой операции для бесплатформенной ИНС является введение управляющего сигнала в блок расчета кватерниона поворота инерциальной относительно навигационной системы координат. При этом сигналами управления являются взвешенные ошибки показаний чувствительных элементов по отношению к требуемому стационарному положению объекта. Этапы грубой и точной выставки различаются только весами ошибок, что позволяет значительно ускорить процесс выставки.

Задачей калибровки является определение всех составляющих модели ошибок БЧЭ. После определения данные параметры используются в алгоритме навигации для компенсации ошибок работы БЧЭ. Процедура калибровки основана на работе системы в режиме навигации. После включения системы и завершения процедуры выставки

осуществляется сбор навигационной информации в режиме навигации, при этом выполняется детерминированное изменение положения системы в пространстве относительно вектора вращения Земли и вертикали. Положения выбираются с целью формирования системы линейно-независимых уравнений, количество которых позволит определить все неизвестные компоненты модели ошибок ИНС. С целью снижения влияния накапливающихся ошибок процедура калибровки должна быть итеративной по отношению к изменению положения в пространстве. По завершению сбора данных осуществляется оценивание всех неизвестных параметров модели ошибок ИНС.

8. Заключение. Описанные выше методы были промоделированы в среде MatlabTM и реализованы в экспериментальном образце ИССН. В качестве ДУС были использованы пьезокерамические гироскопы низкой точности, а блок спутниковой навигации был реализован на базе приемника GPS сигналов и вычислительного модуля на цифровом сигнальном процессоре. Результаты моделирования и экспериментального исследования образца ИССН подтвердили работоспособность и эффективность предложенных методов интеграции и обработки сигналов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. «Гироскопические системы», учебник для ВУЗов под ред. Д.Е. Пельпора, 2-е изд., М.: Высшая школа, 1988
2. Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions. O. Salychev. – М.:BMSTU Press, 2004.
3. Global Positioning System, Inertial Navigation, and Integration. Mohinder S. Grewal, Lawrence R. Weill, Angus P. Andrews. – New York: A John Wiley & Sons, Inc. Publication, 2001.
4. Development of INS/GPS navigation loop. Master's thesis. Sven Ronnback. –Sydney: Lulea University of Technology, 2000.
5. A nonlinear observer for GPS and INS integration. Bjornar Vik and Thor I. Fossen.- Trondheim, Norway: Norwegian University of Science and Technology, 2001.
6. Steven M. Kay. Fundamentals of Statistical Signal Processing: Estimation Theory. Prentice-Hall, Englewood Cliffs, N.J., 1988.
7. Теория вероятностей. Под ред. В.С. Зарубина. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э.Баумана, 1999.
8. Sage A.P., Melsa J.L.: Estimation Theory, Academic Press, New York, 1971.
9. Фари́на А., Студер Ф. Цифровая обработка радиолокационной информации. М.: «Радио и связь» 1993.
10. ANTARISTM EvalKit GPS Receiver. Users Guide. 2002.