

**ДИНАМИКА И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ
АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКИХ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ**

© 2002 В. С. Асланов, В. Л. Балакин, И. В. Белоконов, С. А. Ишков,
Ю. Н. Лазарев, Б. А. Титов

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королева

В статье приведены некоторые результаты исследований в области динамики и управления движением авиационно-космических и ракетно-космических систем, выполненных в Куйбышевском авиационном институте – Самарском государственном аэрокосмическом университете в 1975...2002 гг. Рассмотрены вопросы, связанные с движением аэрокосмических и спускаемых аппаратов в атмосфере, полетом космических аппаратов с электрореактивными двигателями малой тяги, модальным управлением космическими аппаратами и ракетами-носителями, планированием спутниковой радионавигации для космических аппаратов.

Научные исследования в области динамики и управления движением летательных аппаратов активно развивались после создания в 1967 году в Куйбышевском авиационном институте (ныне Самарском государственном аэрокосмическом университете) кафедры динамики полета и систем управления и в 1969 году – научно-исследовательской группы при кафедре (ныне научно-исследовательская лаборатория динамики и управления движением летательных аппаратов).

Под влиянием актуальных задач, которые ставились конструкторскими бюро и научно-исследовательскими институтами в области ракетно-космической техники, возникли и сформировались следующие направления научных исследований:

- разработка алгоритмов управления спускаемыми и аэрокосмическими аппаратами в атмосфере (Белоконов В. М., Балакин В. Л., Лазарев Ю. Н., Шершнев В. М., Морозов Л. В., Потапов И. В., Гераськин М. И., Баяндина Т. А.);

- движение вокруг центра масс неуправляемых спускаемых аппаратов (Белоконов В. М., Асланов В. С., Заболотнов Ю. М., Тимбай И. А., Бойко В. В., Серов В. М., Кислов А. В., Любимов В. В., Мясников С. В., Дорошин А. В.);

- разработка методов оптимального управления динамическими системами с неполной информацией и их приложение к задачам механики полета с малой тягой (Салмин В. В., Ишков С. А., Васильев В. В., Юрин

В. В., Соколов В. О., Старинова О. Л., Романенко В. А.);

- разработка методов и алгоритмов моделирования и синтеза управления летательными аппаратами с упругодеформируемыми элементами конструкции (Вьюжанин В. А., Титов Б. А., Горелов Ю. Н., Горелова О. И., Аксенов А. В., Давыдов И. Е.);

- методы и алгоритмы спутниковой радионавигации для космических аппаратов (Белоконов И. В., Долгинцев А. П., Борисов А. В., Павлов О. В., Агафонова С. Е.).

В 1981 году на базе Центрального специализированного конструкторского бюро и кафедры динамики полета Куйбышевского авиационного института была образована Куйбышевская секция научного совета Академии наук СССР по управлению движением и навигации. Начиная с 1983 года, секция регулярно, один раз в два года, проводила Всесоюзные, а затем Всероссийские семинары по управлению движением и навигации летательных аппаратов с выпуском сборников научных трудов.

В работе семинара принимают участие ученые и специалисты России (Самара и Самарская область, Москва и Московская область, Санкт-Петербург, Иркутск, Казань, Уфа, Пермь, Тамбов, Миасс) и Украины (Харьков), а также аспиранты и студенты Самарского государственного аэрокосмического университета. В среднем на семинарах заслушивается 80 докладов.

В 2002 году Куйбышевскому авиационному институту (КуАИ) - Самарскому государственному аэрокосмическому университету (СГАУ) исполняется шестьдесят лет. Среди приоритетных научных направлений университета выделено направление «Аэродинамика, динамика полета, проектирование и технология изготовления авиационных и космических летательных аппаратов».

В настоящей статье приведены некоторые результаты, полученные с участием авторов с 1975 по 2002 гг.

Управление траекториями движения аэрокосмических аппаратов в атмосфере

Проблема управления движением аэрокосмических аппаратов (АА) в атмосфере является одной из актуальных проблем динамики и управления движением летательных аппаратов (ЛА). Отличительными особенностями АА являются большое располагаемое аэродинамическое качество (от 0,7 у аппаратов с несущим корпусом до 2,5 и более у аппаратов самолетной формы) и способность совершать управляемое движение в атмосфере и в околоземном космическом пространстве. К их преимуществам относятся уменьшение эксплуатационных расходов в связи с использованием многоцветных конструкций, снижение максимальных значений перегрузки и тепловых нагрузок, повышение маневренности и увеличение области достижимости при движении в атмосфере, увеличение вероятности спасения ЛА и экипажа в нештатных ситуациях.

Траектории движения АА в атмосфере определяются большими маневренными возможностями и существенно отличаются от атмосферных участков траекторий движения ЛА других типов. Аэрокосмические аппараты могут реализовывать в атмосфере траектории спуска с отражениями (рикошетами) от нижних, более плотных слоев атмосферы; суборбитальные траектории; траектории поворота плоскости орбиты. Трудности решения проблемы связаны с тем, что реализация маневренных возможностей АА во многом зависит от качества алгоритмов многоканального управления в условиях действия возму-

щений при наличии многочисленных и разнообразных ограничений.

На кафедре динамики полета и систем управления более четверти века развивается научное направление, связанное с исследованием проблемы управления траекториями движения аэрокосмических аппаратов в атмосфере. Результаты исследований использовались ведущими отечественными научно-исследовательскими и опытно-конструкторскими организациями аэрокосмической отрасли при выполнении плановых работ по темам, связанным с разработкой систем управления АА многоцветной транспортной космической системы «Энергия-Буран», многоцветной авиационно-космической системы – МАКС, а также при изучении траекторий движения перспективных АА, например, экспериментального суборбитального самолета – ЭСС. Теоретические и прикладные разработки, выполненные по этому направлению, используются в учебном процессе при подготовке специалистов в области аэрокосмической техники и технологии при чтении лекций, выполнении курсовых и дипломных проектов, а также при руководстве научной работой аспирантов.

Наиболее значимые научные результаты получены при изучении спуска аэрокосмических аппаратов в атмосфере с околоземной орбиты [2, 3, 5, 7], маневров поворота плоскости орбиты в плотных слоях атмосферы [1, 4], движения по суборбитальным траекториям [6]. В качестве базовых методов, на основе которых разработаны алгоритмы многоканального управления движением АА в атмосфере, использованы принцип максимума и метод последовательной линеаризации. Разработанное программное обеспечение позволяет решать задачи формирования многоканального управления (по углу атаки α , углу скоростного крена γ_a и массовому расходу топлива β жидкостного ракетного двигателя) движением АА в атмосфере с учетом ограничений на управляющие зависимости, режимы полета (по перегрузке и удельному тепловому потоку в критической точке аппарата q_T) и терминальные условия (по скорости, углу наклона траектории, продольной и

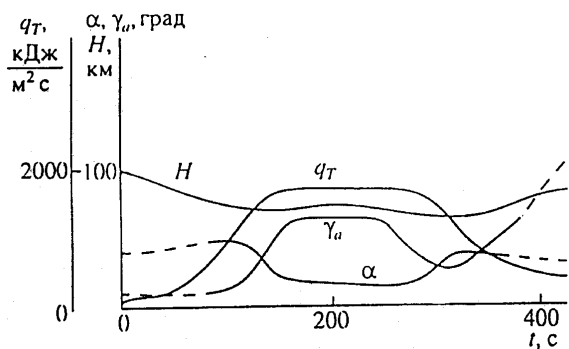


Рис. 1.

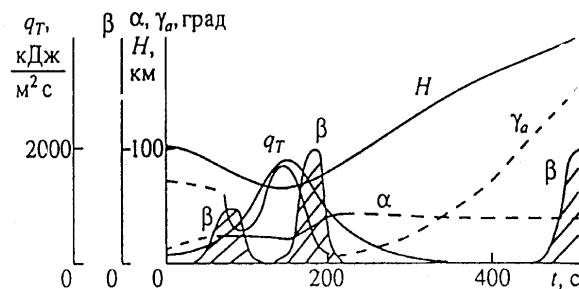


Рис. 2.

боковой дальностям спуска). При этом задача управления траекторией движения АА может быть сформулирована как основная задача управления, оптимизационная или многокритериальная.

На рис. 1 приведены программы оптимального двухканального управления углами α и γ_a , а также зависимости q_T и высота полета H от времени t для маневра поворота плоскости орбиты в атмосфере при ограничениях на α и q_T . На рис. 2 приведены программы оптимального трехканального управления углами α , γ_a и секундным расходом топлива β , а также зависимости q_T и H от t для маневра поворота плоскости орбиты при ограничениях на α , β и q_T .

На рис. 3 показано влияние ограничения по удельному тепловому потоку q_T на оптимальные программы углов атаки α_{opt} и скоростного крена γ_{aopt} при спуске с максимальной боковой дальностью (1 – без ограничения, 2 – ограничение, 3 – ограничение

q_{T2} , 4 – ограничение q_{T1} , $q_{T1} > q_{T2} > q_{T3}$). На рис. 4 показаны начальные приближения программ изменения углов атаки (α_0) и крена (γ_{a0}), полученные приближенно-оптимальные программы управления ($\alpha_{opt}, \gamma_{opt}$), а также соответствующие им зависимости высоты H_0 и H_{opt} от t при спуске в атмосфере с максимальной дальностью.

Неуправляемое движение спускаемых аппаратов в атмосфере

Спуск космического аппарата на поверхность планеты является заключительным этапом большинства космических экспедиций. В зависимости от решаемых задач спуск осуществляется в управляемом или неуправляемом режиме. При управляемом движении используется подъемная сила для снижения перегрузок при пилотируемых полетах и для выполнении высокоточных маневров в атмосфере. Неуправляемые спускаемые аппараты (СА) являются простыми и сравнительно дешевыми средствами доставки результатов

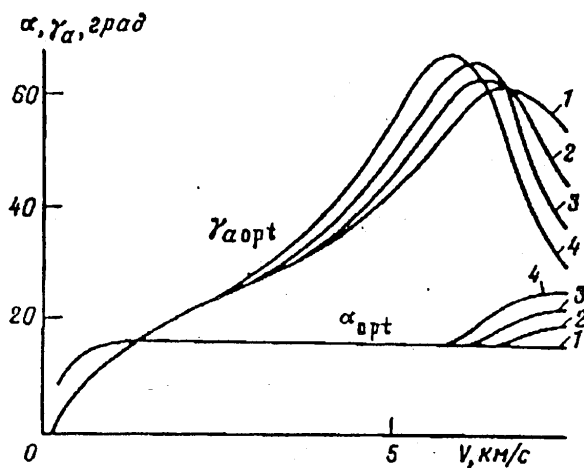


Рис. 3.

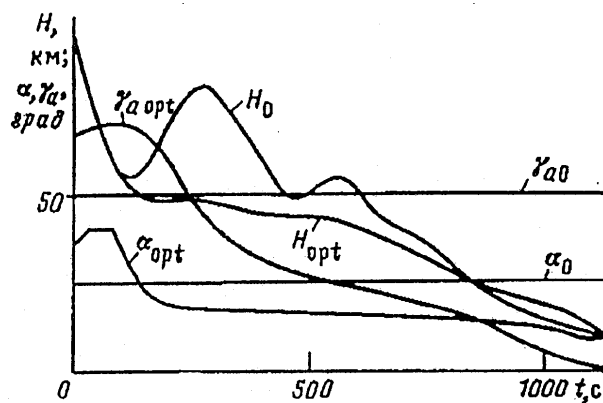


Рис. 4.

космических экспериментов на Землю, они также используются при спуске на поверхность других планет (Венера, Марс), атмосфера которых недостаточно изучена. Кроме того, неуправляемый спуск предусмотрен в качестве аварийного режима при отказе системы управления спуском для управляемых спускаемых аппаратов (например, СА «Союз»), когда СА закручивается относительно продольной оси, и смещение центра масс от продольной оси, необходимое для обеспечения балансировочного угла атаки, а следовательно, и аэродинамической подъемной силы, становится асимметрией, способной вызвать резонансы.

При осуществлении неуправляемого спуска требуется обеспечить попадание СА в определенную область земной поверхности с наименьшей величиной рассеивания точек падения, а также выполнить требования, связанные с уровнем перегрузок, тепловых нагрузок и условиями работы парашютной системы. Попадание в заданную область с требуемой величиной рассеивания точек посадки определяется начальными условиями входа СА в атмосферу и характеристиками аппарата.

При спуске в атмосфере на СА действуют переменные во времени аэродинамические силы и моменты. Основная проблема, возникающая при исследовании свободного (неуправляемого) движения СА, связана с изучением движения вокруг центра масс, которое описывается нелинейной системой дифференциальных уравнений и представляет собой двухчастотный нестационарный колебательный процесс. Поискам приближенных решений занимались многие отечественные ученые (например, В.А. Ярошевский, Г.Е. Кузмак, А.А. Шилов), используя в основном допущения о малости угловых величин, описывающих движение аппарата вокруг центра масс, или допущения о квазистатическом характере изменения их по времени. Такие допущения не всегда справедливы, особенно для СА малого удлинения со слабыми демпфирующими свойствами.

Коллективом научных работников СГАУ данная проблема решалась в нелинейной постановке.

Для невозмущенного движения, когда движение центра масс «заморожено», получены новые аналитические решения в эллиптических функциях и для ряда частных случаев возмущенного движения - приближенные аналитические решения [8...10].

Найдены новые виды нелинейных параметрических резонансов, исследовано поведение СА в окрестности резонансов, выведены необходимые и достаточные условия устойчивости резонансов [11...14], и на основании полученных соотношений построена схема выбора проектно-баллистических параметров неуправляемых СА [12]. Решена также задача идентификации характеристик высокочастотного движения СА по сравнительно малому числу измерений за счет использования приближенных решений и интегрального критерия оценивания [15].

Новой постановкой проблемы неуправляемого спуска аппарата как твердого тела является случай, когда СА представляет собой составную конструкцию из двух твердых тел: спускаемой капсулы и стабилизирующего блока, приводимого во вращательное движение. Найдены приближенные решения для параметров свободного движения соосных тел при наличии малой асимметрии, связанной со смещением осей их динамических симметрий относительно оси вращения [16].

Механика полета космических аппаратов с электрореактивными двигателями малой тяги

Вопросы механики полета КА с электрореактивными двигателями малой тяги остаются по-прежнему актуальными при решении задач повышения эффективности созданной и разрабатываемой космической техники.

Основным инструментом поиска оптимального управления движением центра масс объектов такого класса является принцип максимума в сочетании с численными методами решения краевых задач. Их применение приводит к необходимости построения сложных и трудоемких при реализации вычислительных процедур. В связи с этим важным является построение упрощенных моделей движения и получение на их основе аналитических решений задач управления.

Одной из наиболее плодотворных для достижений указанных целей является идея разделения фазового пространства на области, в которых могут быть получены приближенные решения с учетом соображений оптимальности.

Рассмотрим возможную схему деления в пространстве оскулирующих элементов для обобщения задачи межорбитального перехода с существенным изменением наклона и эксцентриситета орбиты.

Исходной допустимой областью оскулирующих элементов является область замкнутых околокруговых орбит. Анализ дифференциальных уравнений в оскулирующих элементах показывает, что эффективность управляющего ускорения тем выше, чем больше величина большой полуоси орбиты. Учитывая эти соображения, на начальном этапе межорбитального перехода в зависимости от типа граничных условий выделим следующие области.

При существенном изменении эксцентриситета (свыше 0,1...0,2):

- область изменения большой полуоси и наклона орбиты;
- область совместного изменения большой полуоси и эксцентриситета орбиты.

При существенном изменении наклона (свыше 15°...25°):

- область изменения только большой полуоси орбиты;
- область совместного изменения наклона и большой полуоси орбиты.

Если накладываются ограничения на угловые положения КА на конечной орбите, то необходимо выделить область фазирования, в которой дополнительно осуществляется управление фазовым углом, связанным с углом истинной аномалии.

Заключительной областью межорбитального перехода является терминальная область, в которой осуществляется управление всеми элементами фазовых координат. Основным методом упрощения в этой области является применение процедуры линеаризации системы в окрестности конечной фазовой точки.

Конструктивным приемом при решении задачи управления в этой области является переход к параметрам относительного движения путем неособых нелинейных преобразований. Дальнейшее разделение может осуществляться в зависимости от признаков и характера параметров движений.

Изложенный подход позволил получить совокупность приближенных аналитических решений задач управления на отдельных участках и осуществлять их стыковку в соответствии с принятым критерием оптимальности. Решены, в частности, задачи управления некомпланарным межорбитальным переходом КА с низкой круговой на геостационарную орбиту [17, 18], межорбитальным переходом спутника «Молния» с околокруговой на высокоэллиптическую орбиту [19, 20].

На рис. 5, 6 показано изменение фазовых координат (большой полуоси A и эксцентриситета e) и параметров управления (угол α соответствует пассивному, угол ξ - активному участку одного витка) на оптимальной траектории в зависимости от времени полета t при разных значениях затрат характеристической скорости.

Модальное управление ракетно-космическими системами

Принципиально новым фактором в обеспечении требуемых динамических свойств космических аппаратов дистанцион-

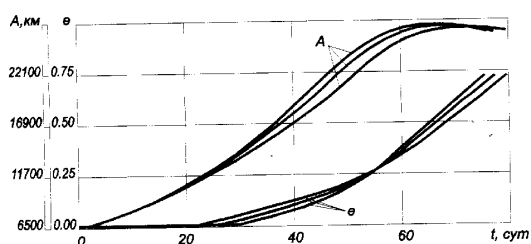


Рис. 5.

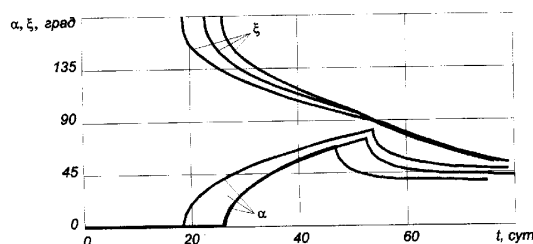


Рис. 6.

ного зондирования Земли (КАДЗЗ), который проявил себя особенно остро начиная с 80-х годов, явился фактор упругости конструкции КА. Объясняется это тем, что по мере совершенствования массовых характеристик силовых элементов конструкции КА, увеличения габаритов разворачиваемых пространственных структур типа солнечных батарей, антенных устройств, выносных платформ и т. п. упругие колебания конструкции начинают существенно влиять на процессы ориентации и стабилизации КА в целом или его отдельных блоков. Упругие колебания конструкции, возникающие после переориентации КА или от работы механизмов, расположенных на борту аппарата, приводят вследствие слабой диссипации колебательной энергии к длительным переходным процессам в каналах управления и в линиях связи. Даже при достаточно малых амплитудах эти колебания могут значительно снижать качество информации - приводить к «смазу» изображения для оптических систем и к снижению уровня полезного сигнала в радиотехнических системах.

В связи с этим в процессе проектирования КАДЗЗ как элемента информационной системы все более актуальными становились вопросы определения и анализа помех, вносимых в информационную систему динамикой так называемого упругого КА; определения требований к параметрам его движения; обеспечения совместимости его динамических свойств с характеристиками информационной системы.

Суть полученных теоретических результатов заключается в том, что при проектировании нового КА или в процессе его отработки как готового изделия на основе созданной методологии модального формирования динамических свойств упругих КА стало возможным определять в n -мерном пространстве проектных параметров такие области, любой набор параметров из которых обеспечивает требуемые динамические свойства – заданное качество переходных процессов в каналах управления. В состав определяемых проектных параметров могут входить параметры конструкции аппарата, а также параметры активных и пассивных систем

демпфирования упругих колебаний конструкции [21].

На рис. 7 представлен фрагмент области допустимых значений проектных параметров B_1, C_1 , которые определяют диссипативные и жесткостные свойства панелей солнечных батарей при колебаниях «в плоскости панели» по первой моде. Параметры B_2, C_2 определяют аналогичные свойства антенных устройств (на рис. 7 параметр C_2 – постоянная величина).

Впоследствии эта методология была успешно использована при решении задачи о динамической совместимости ракеты-носителя (РН) с различными головными блоками, существенно отличающимися по своим аэродинамическим, жесткостным, диссипативным и инерционно-массовым характеристикам. Ее применение позволило определить рациональное положение «рабочих точек» автомата стабилизации РН при движении по всей траектории выведения полезной нагрузки [22].

На рис. 8 приведены области допустимых значений проектных параметров автомата устойчивости для РН «Союз» в функции C_{v6} – суммарной эквивалентности эффективности управляющих органов по каналу рыскания.

Проведены также работы по использованию материалов с памятью формы (никелида титана) для разработки активных автономных демпфирующих устройств подавления упругих колебаний элементов конструкции КА. Были предложены различные схемы силовых возбудителей активных демпферов на основе материалов с памятью формы [23].

В настоящее время выполняется работа, связанная с применением методологии формирования динамических свойств упругого КА в смысле определения рациональных параметров алгоритма модального управления колебаниями конструкции.

Методы и алгоритмы планирования спутниковой радионавигации для космических аппаратов

В настоящее время наиболее перспективные навигационные технологии основаны

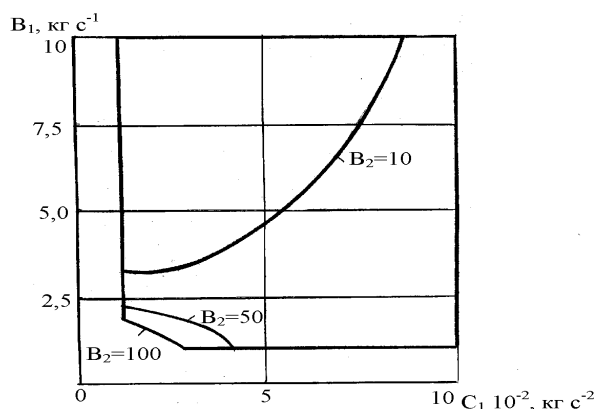


Рис. 7.

ваются на получении и использовании информации от спутниковых радионавигационных систем (СРНС) второго поколения типа ГЛОНАСС и GPS. Для этих СРНС разработано большое количество типов приемной аппаратуры, позволяющей с высокой точностью определять координаты и скорость различных наземных и околоземных потребителей навигационной информации, а также решать для них разнообразные сервисные задачи.

В конце 80-х годов на кафедре динамики полета и систем управления начало формироваться новое научное направление, связанное с оптимизацией навигации КА при использовании сигналов от СРНС.

Первые исследования были связаны с построением оптимальных схем решения навигационных задач для одно- и малоканальной приемной аппаратуры. Были разработаны методики планирования решения навигационных задач с учетом жестких ограничений со стороны выделяемой для этого энергетики, ресурсов бортовой вычислительной машины и т.д. При этом для повышения эффективности поиска решения использовались методы многокритериальной оптимизации, последовательного оптимального планирования измерений и кластерного анализа [24, 25]. Впервые была разработана для ПЭВМ специализированная программная система поддержки принятия навигационно-баллистических решений при спутниковой радионавигации КА, имевшая высокоразвитый интерфейс и графическую

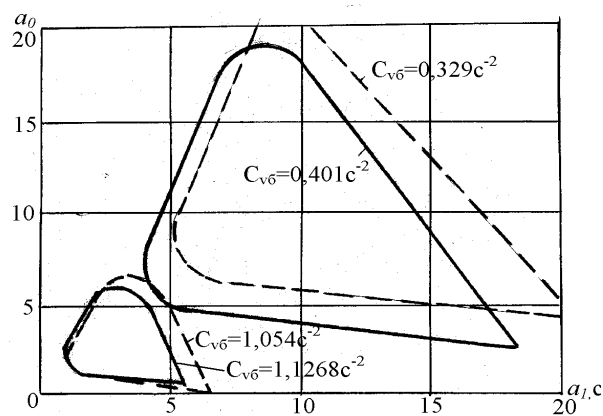


Рис. 8.

визуализацию. По этим материалам был подготовлен цикл лекций, который был прочитан в Институте радиоинженеров Китайской академии космической техники (Пекин) и Харбинском политехническом институте.

Быстрое совершенствование навигационной аппаратуры, появление навигационных приемников (НП) с числом параллельно работающих каналов 4...8 привело к новым задачам по оптимальному планированию процесса навигации. Для повышения эффективности решения навигационных задач было предложено использовать конечные показатели эффективности потребителя при оптимальном выборе совокупности опрашиваемых навигационных спутников (НС). Так, для КАДЗЗ основными показателями эффективности, связанными с результатами решения задачи навигации, являются качество информации зондирования (векторный показатель, включающий линейное разрешение на местности и сдвиг изображения точек на местности) и информационная производительность, характеризуемая полезной площадью сфотографированной земной поверхности или количеством фотопленки, затраченной на фотографирование целевых объектов. При этом задача оптимального планирования навигационных измерений интерпретировалась как задача оптимального управления процессом опроса НС (фактически управлением априорной ковариационной матрицей погрешностей определения параметров движения, описываемой матричным уравнением типа Риккати), для решения которой было

предложено использовать принцип максимума. Необходимые условия оптимальности позволили получить новые структуры оптимальных созвездий НС при различных критериях оптимальности в случае отсутствия ограничений на видимость (идеальные созвездия), был создан алгоритм формирования оптимальных рабочих созвездий (с учетом ограничений на видимость НС) на основе метода последовательных приближений Крылова-Черноусько [26].

На современном этапе разработки навигационных средств для КА существует тенденция к использованию спутниковой радионавигации в качестве не вспомогательной (как было ранее), а базовой навигационной системы, обеспечивающей решение всего круга задач потребителя. Это связано с тем, что в СРНС наиболее полно выполняются такие важнейшие требования к навигационному обеспечению, как глобальность, оперативность, точность и всепогодность. Однако изучение требований различных пользователей навигационной информации показало, что применение СРНС выдвигает и новые более высокие требования, вытекающие из необходимости обеспечения безопасности и экономичности движения потребителя, а также решения специальных задач (наблюдение, аэрофотосъемка, поиск полезных ископаемых, поиск и спасение терпящих бедствие транспортных средств и людей).

КАДЗЗ решают свою целевую задачу на протяжении большей части времени своего активного существования. В силу ряда существующих ограничений иногда невозможно с большой частотой выполнять навигационные определения. Поэтому между сеансами измерений вектор состояния и матрицу погрешностей вектора состояния необходимо пересчитывать, используя математические модели движения, что приводит к возрастанию погрешности местоопределения и к ухудшению показателей эффективности КАДЗЗ. В этой связи целесообразно использовать оценки показателей эффективности с учетом интервала прогнозирования. При этом наибольшее влияние оказывают составляющие погрешности местоопределения и скорости в плоскости орбиты КАДЗЗ. Учет этой

особенности при планировании сеанса навигационных измерений в НП позволяет использовать дополнительные резервы повышения качества навигации. Разработана методология решения задачи оптимального планирования сеансов навигационных определений, включающая в себя как выбор состава созвездия НС, так и места включения приемной аппаратуры с учетом разнообразных естественных и специальных ограничений [27, 28].

Переход к спутниковой навигации как к основному навигационному средству для КА обостряет вопрос надежности и достоверности получаемых результатов, особенно с учетом специфики решаемых целевых задач, высокой степени автономности и большой продолжительности времени активного существования современных КА. Существующие НП имеют жесткую структуру алгоритмического обеспечения, либо настроенную на узкий класс потребителей, либо являющуюся универсальной для различных потребителей и построенную по обобщенным оценкам точности навигации. Алгоритмическое обеспечение не обеспечивает эффективную работу в условиях изменения критериев оптимальности, возможной деградации возможностей НП (например, уменьшения числа каналов), при действии помех. Возникает проблема интеллектуализации НП за счет использования более развитого алгоритмического и гибкого программного обеспечения, способного адаптироваться к складывающейся рабочей обстановке и не допускать резкого ухудшения качества решения навигационных задач. Так, выбор оптимальных рабочих созвездий НС в меняющихся условиях функционирования выдвигает проблему, связанную с решением этой задачи в реальном времени. В работе [29] изложен подход к решению этой проблемы на базе разработанного адаптивного алгоритма и предложена его бортовая реализация в виде интеллектуального планировщика, предоставляющего возможность легкой перенастройки НП при изменении как типа потребителя навигационной информации, так и целей его функционирования.

В настоящее время разрабатываются

алгоритмы решения аналогичных задач применительно к определению полного вектора состояния КА, включающего также параметры его угловой ориентации и динамики, навигации для геостационарных спутников. Также исследуются проблемы алгоритмического обеспечения при сопряжении спутниковой радионавигации и инерциальной навигации, что позволит значительно улучшить качество, надежность и достоверность навигационного обеспечения.

Созданная интегрированная навигационная система, которая включает в себя НП на базе стандартной OEM-платы "Jupiter" и магнитометры, позволяет осуществить послеполетное восстановление движения КА при проведении на его борту научных и технологических экспериментов во время неориентированного свободного полета [30].

Список литературы

1. Балакин В. Л., Белоконов В. М., Шершнев В. М. Комбинированный маневр поворота плоскости орбиты при наличии ограничений на режимы движения // Космические исследования. 1976. Т. 14. Вып. 4.
2. Балакин В. Л., Морозов Л. В. Адаптивные алгоритмы управления спуском в атмосфере Земли космического аппарата с большим аэрокосмическим качеством // Космические исследования. 1981. Т. 19. Вып. 3.
3. Лазарев Ю. Н. Решение задач формирования программ управления движением в атмосфере аэрокосмических аппаратов на основе последовательной линеаризации // Космические исследования. 1994. Т. 32. Вып. 4-5.
4. Балакин В. Л., Лазарев Ю. Н., Филиппов Е. А. Оптимизация управления аэрокосмическим аппаратом при изменении в атмосфере наклона плоскости орбиты // Космические исследования. 1996. Т. 34. Вып. 2.
5. Лазарев Ю. Н. Управление движением аэрокосмического аппарата в атмосфере на основе метода последовательной линеаризации // Известия академии наук. Теория и системы управления. 1996. № 2.
6. Лазарев Ю. Н., Баяндина Т. А. Исследование маневренных возможностей орбитального самолета при спуске в нештатных ситуациях // Известия Самарского научного центра РАН. 2000. № 1.
7. Гераськин М. И., Лазарев Ю. Н. Терминальное управление спуском аэрокосмического аппарата в атмосфере при ограничениях на режимы движения // Известия академии наук. Теория и системы управления. 2001. № 5.
8. Асланов В. С. Определение амплитуды пространственных колебаний баллистического аппарата с малой асимметрией при спуске в атмосфере // Космические исследования. 1980. Т. 18. № 2.
9. Асланов В. С., Тимбай И. А., Бойко В. В. Пространственные колебания осесимметричного аппарата на произвольных углах атаки при снижении в атмосфере планеты // Космические исследования. 1981. Т. 19. № 5.
10. Асланов В. С., Серов В. М. Вращательное движение осесимметричного твердого тела с бигармонической характеристикой восстанавливающего момента // Известия академии наук. Механика твердого тела. 1995. № 3.
11. Асланов В. С. Два вида нелинейного резонансного движения асимметричного КА в атмосфере // Космические исследования. 1988. Т. 26. № 2.
12. Асланов В. С. Нелинейные резонансы при неуправляемом спуске в атмосфере асимметричных КА // Космические исследования. 1992. Т. 30. № 5.
13. Асланов В. С., Мясников С. В. Устойчивость нелинейных резонансных режимов движения космического аппарата в атмосфере // Космические исследования. 1996. Т. 34. № 6.
14. Асланов В. С., Мясников С. В. Анализ нелинейных резонансов при спуске космического аппарата в атмосферу // Космические исследования. 1997. Т. 35. № 6.
15. Асланов В. С. Определение вращательного движения КА по результатам измерений // Космические исследования. 1989. Т. 27. № 3.
16. Асланов В. С., Дорошин А. В. Стабилизация спускаемого аппарата частичной закрыткой при осуществлении неуправляемого спуска в атмосфере // Космические исследования. 2002. Т. 40. № 2.
17. Салмин В. В., Ишков С. А. Оптимальные программы управления в задаче межорбитального перелета с непрерывной тягой // Космические исследования. 1984. Т. 22. № 5.
18. Салмин В. В., Ишков С. А. Оптимизация траекторий и параметров межорбитальных транспортных аппаратов с двигателями малой тяги // Космические исследования. 1989. Т. 25. № 1.

19. *Ишков С. А.* Расчет оптимальных межорбитальных перелетов с малой тягой между круговой и эллиптической орбитами // Космические исследования. 1997. Т. 36. №2.
20. *Ишков С. А., Романенко В. А.* Формирование и коррекция высокоэллиптической орбиты спутника Земли с двигателями малой тяги // Космические исследования. 1997. Т. 36. № 2.
21. *Титов Б. А., Вьюжанин В. А., Дмитриев В. В.* Формирование динамических свойств упругих космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1995.
22. *Титов Б. А., Давыдов И. Е.* Формирование динамических свойств системы «ракета-носитель-космический аппарат» // Труды XXXIII Чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К. Э. Циолковского (Калуга, 15-18 сентября 1998г.). Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Москва: ИИЕТ РАН, 1998.
23. *Титов Б. А., Аксенов А. В.* Применение материалов с памятью формы для активного демпфирования колебаний конструкции космических аппаратов // Труды XXXIII Чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К. Э. Циолковского (Калуга, 15-18 сентября 1998 г.). Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Москва: ИИЕТ РАН, 1998.
24. *Белоконов И. В., Долгинцев А. П.* Последовательное оптимальное планирование измерений по спутниковой радионавигационной системе для низковысотных КА // Труды XIV Объединенных научных чтений по космонавтике. Секция «Задачи ориентации и управление движением КА». ИИЕТ АН СССР, М., 1990.
25. *Белоконов И. В., Борисов А. В.* Автоматизированный синтез структур систем ИСЗ для дистанционного зондирования Земли // Исследование Земли из космоса. Вестник АН СССР. 1992. № 6.
26. *Белоконов И. В., Павлов О. В.* Применение принципа максимума Понтрягина для определения оптимального расположения навигационных спутников // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент. 1996. Вып. 1.
27. *Белоконов И. В.* Метод построения областей гарантированной эффективности использования спутниковой радионавигационной системы для координатно-временного обеспечения низковысотных КА // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент. 1997. Вып. 1(3).
28. *Белоконов И. В., Елисеев И. В.* Результаты численных исследований проблемы оптимального размещения сеансов навигационных определений при использовании спутниковых радионавигационных систем // Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сб. тр. VIII Всерос. Научн.-техн. семинара по управлению и навигации летательных аппаратов/ Самарский филиал Академии космонавтики. Самара. 1998.
29. *Белоконов И. В., Агафонова С. Е.* Принципы построения алгоритмического обеспечения адаптивных навигационных приемников спутниковых навигационных систем GPS/ГЛОНАСС применительно к космическим аппаратам дистанционного зондирования Земли // Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сб. тр. X Всерос. Научн.-техн. семинара по управлению и навигации летательных аппаратов/ Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара. 2002.
30. *I. V. Belokonov, S. E. Agafonova, A. N. Elizarov, I. V. Yeliseyev.* The integrated small-sized navigator for analysis of nonoriented motion of Foton/Bion spacecraft. Proceedings of the Foton/Bion International Conference, Samara, Russia, 25-30 June 2000.

DYNAMICS AND MOTION CONTROL OF AEROSPACE AND SPACE-ROCKET SYSTEMS

© 2002 V. S. Aslanov, V. L. Balakin, I. V. Belokonov, S. A. Ishkov, Yu. N. Lazarev, B. A. Titov

Samara State Aerospace University

The article features results of research of dynamics and motion control in aerospace and space-rocket in 1975-2002. Aspects of spacecraft and re-entry vehicles motion in systems, carried out in the Kuibishev Aviation Institute – Samara State Aerospace University, space flight of vehicles with low-thrust electric rocket engines, modal control in spacecraft and launchers, satellite radio-navigation planning for space vehicles are discussed.