

ПЛЕНАРНЫЕ ДОКЛАДЫ

УДК 629.78

Балакин В.Л., Белоконов В.М., Белоконов И.В., Ишков С.А., Лазарев Ю.Н.,
Салмин В.В., Титов Б.А.

ИССЛЕДОВАНИЯ В ОБЛАСТИ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В КУАИ-СГАУ

С 1943 по 1967 гг. курсы динамики полета и управления движением летательных аппаратов читались в составе учебных дисциплин кафедры аэрогидродинамики Куйбышевского авиационного института (КуАИ), ныне Самарского государственного аэрокосмического университета (СГАУ). Однако систематических научно-исследовательских работ в области динамики полета не проводилось.

На это обратил внимание в конце 1966 г. заведующий кафедрой динамики полета Московского авиационного института профессор И.В. Остославский, входивший в состав комиссии Министерства высшего и среднего образования (Минвуза) РСФСР. Он рекомендовал образовать кафедру динамики полета. Приказом Минвуза РСФСР в марте 1967 г. в КуАИ была образована кафедра динамики полета и систем управления, которая начала функционировать с сентября 1967 г.

Первым заведующим новой кафедры стал начальник и главный конструктор филиала №3 ОКБ-1 (впоследствии Центральное специализированное конструкторское бюро - ЦСКБ) Герой Социалистического Труда Дмитрий Ильич Козлов, который сыграл большую роль в ее создании и развитии. Он и сотрудники ЦСКБ оказали кафедре неоценимую помощь в ее оснащении вычислительной техникой и оборудованием и в организации научно-исследовательской работы.

Почти одновременно с образованием кафедры в марте 1968 г. была создана научно-исследовательская группа (НИГ) под руководством доцента Белоконова В.М. – заместителя

заведующего кафедрой, которая начала выполнять госбюджетную и хоздоговорную работу в области динамики полета и управления движением летательных аппаратов.

Было принято единственно верное решение по формированию преподавательских и научных кадров молодой кафедры – оставление для работы на ней выпускников, успешно проявивших себя в исследовательской работе в студенческом научном семинаре по динамике полета, который был организован в 1964 г.

В 1968 г. в НИГ начинают работать молодые инженеры В.Л. Балакин, В.В. Салмин, В.М. Шершнеv, в 1969 г. Б.А. Титов

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

1 Математическое моделирование и параметрический синтез оптимального движения спускаемых аппаратов в атмосфере (В.М. Белоконов, В.Л. Балакин, В.С. Асланов, Ю.Н. Лазарев).

2. Динамика полета и управление движением ракет-носителей и космических аппаратов с учетом упругости конструкции (В.А. Вьюжанин, Б.А. Титов).

3 Динамика полета и управление движением космических аппаратов с двигателями малой и комбинированной тяги (В.В. Салмин, С.А. Ишков)

4 Навигационно-баллистическое проектирование и спутниковая навигация космических аппаратов (И.В. Белоконов)

1 Под руководством доцента В.М. Белоконова на актуальные темы, связанные с первым направлением, были выполнены первые научные исследования по хоздоговорным работам с ЦСКБ

- разработка методов осуществления некоторых классов пространственных движений космических аппаратов (1.03.1968 – 30.12.1970) В выполнении работы принимали участие В.Л. Балакин, В.М. Шершнеv. По материалам работы ими были защищены кандидатские диссертации,

- разработка ускоренных методик расчета пространственного движения твердого тела (1.01.1971 – 25.12.1973). В выполнении работы принимали участие В.Л. Балакин, В.М. Шершнеv, В.С. Асланов. Защищена кандидатская диссертация В.С. Аслановым;

- разработка системы автоматизации проектирования движения спускаемых аппаратов (1.01.1974 – 25.12.1975) В выполнении работы приняли участие В.Л. Балакин, И.В. Белоко-

нов, Ю.М. Заболотнов, В.Д. Еленев. Защищены кандидатские диссертации И.В. Белоконовым, Ю.М. Заболотновым, В.Д. Еленевым.

В развитие первого направления были продолжены исследования пространственных движений аэрокосмических аппаратов (воздушно-космических самолетов) в атмосфере.

Аэрокосмические аппараты (АА) обладают большим аэродинамическим качеством при гиперзвуковых скоростях полета (число Маха больше 6) и способностью совершать управляемое движение в атмосфере. Их использование позволяет уменьшить эксплуатационные расходы за счет многоразовых конструкций, снизить максимальные значения перегрузки, повысить маневренность и увеличить области возможной посадки, увеличить вероятность спасения летательного аппарата (ЛА) и экипажа в нештатных ситуациях.

Траектории движения АА в атмосфере существенно отличаются от атмосферных участков траекторий движения ЛА других типов. Для АА характерны траектории спуска с отражениями (рикошетами) от нижних, более плотных слоев атмосферы; суборбитальные траектории; траектории поворота плоскости орбиты.

Задачи управления АА заключаются в формировании номинальных (близких к оптимальным) программ управления, определяющих предельные маневренные возможности аппаратов при движении в атмосфере, и в формировании командного управления, позволяющего в темпе реального процесса в условиях действия внешних возмущений выполнить заданные конечные условия движения. Трудности решения задач управления связаны с использованием многоканального управления (по углу атаки, углу скоростного крена и массовому расходу топлива жидкостного ракетного двигателя) и наличием многочисленных и разнообразных ограничений.

Наиболее значимые результаты получены при изучении спуска аэрокосмических аппаратов в атмосфере с околоземной орбиты, маневров поворота плоскости орбиты в плотных слоях атмосферы, движения по суборбитальным траекториям.

Базовыми методами, на основе которых определены номинальные программы многоканального управления движением АА в атмосфере, являются принцип максимума и метод последовательной линеаризации. Командное управление определяется на основе имеющейся номинальной программы в результате решения многокритериальной задачи на каждом шаге многошагового процесса с использованием предположений, упрощающих структуру управления.

Разработанное программное обеспечение позволяет решать задачи формирования многоканального управления движением АА в атмосфере с учетом ограничений на управ-

ляющие зависимости, режимы полета (по перегрузке и удельному тепловому потоку в критической точке аппарата) и терминальные условия (по скорости, углу наклона траектории, продольной и боковой дальностям спуска). При этом задача управления траекторией движения АА формулируется как основная задача управления, оптимизационная или многокритериальная.

Результаты исследований были использованы в работе ведущих отечественных научно-исследовательских и опытно-конструкторских организаций аэрокосмической отрасли при разработке систем управления орбитального корабля «Буран», многоцелевой авиационно-космической системы МАКС, а также при изучении траекторий движения перспективного АА - экспериментального суборбитального самолета.

По результатам проведенных исследований защищены докторские диссертации В.Л. Балакиным, Ю.Н. Лазаревым и кандидатские диссертации Л.В. Морозовым, И.В. Потоповым, М.И. Гераськиным, Т.А. Баяндиной.

2. На рубеже 70-80-х годов в отечественных исследованиях по динамике космических аппаратов появляется новая проблематика, вызванная необходимостью учета упругих колебаний конструкции аппаратов в особенности космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (КАДЗЗ).

В связи с постановкой новых задач по дистанционному зондированию, таких как высокоточное картографирование, контроль выполнения международных соглашений, мониторинг экологической обстановки и ряду других, которые требовали получения информации с высоким разрешением на местности, КА стали снабжаться энергоемкой целевой аппаратурой, требующей большой площади панелей солнечных батарей (ПСБ), а передача оперативной цифровой информации потребовала установки на периферии конструкции аппаратов достаточно массивных активно-фазированных антенных решеток (АФАР)

В процессе эксплуатации таких КА под действием управляющих сил и моментов в конструкции возникают упругие колебания, характеризующиеся низкими и инфранизкими частотами (примерно от 0,15 до 1,5 Гц) и весьма слабым собственным демпфированием, обусловленным, главным образом, конструкционным и внутренним трением.

Упругие колебания приводят к целому ряду негативных явлений:

- существенному увеличению длительности переходных процессов в каналах системы ориентации,
- изменению формы поверхности конструкции;
- увеличению расходов рабочего тела и энергии на режимы управления,

- ухудшению точности ориентации в процессе выполнения целевых задач;
- появлению относительно высоких локальных механических напряжений в силовой части конструкции.

Наиболее критичны упругие колебания для КАДЗЗ, поскольку они ухудшают быстродействие, приводят к «смазу» изображения на фокальной плоскости оптических систем наблюдения и в конечном итоге ограничивают предельную производительность аппарата.

Необходимо отметить, что для КАДЗЗ величина помехи при выполнении целевой задачи зависит в основном от качества углового движения аппарата, поскольку изменяющаяся во времени ошибка ориентации приводит к неточному положению экспонируемых объектов на фокальной плоскости. а наличие вариаций угловой скорости – к сдвигу изображения относительно регистрирующей среды и, следовательно, к снижению разрешения и контрастности получаемого изображения.

Научно-исследовательские работы по проблеме упругого КА начались в 1980 году после заключения соответствующего договора с ЦСКБ.

В процессе предварительного обсуждения проблемы были определены следующие основные направления исследований:

- разработка критериального базиса оценки качества упругого КА в информационной системе;
- формирование динамических свойств упругих КА,
- методы пассивного демпфирования упругих колебаний конструкций;
- методы активного управления упругими колебаниями конструкций;
- разработка методов и аппаратурной реализации измерений упругих колебаний на борту КА.

Критериальный базис оценки качества упругого КА, как элемента космической информационной системы. Для КАДЗЗ основными являются следующие критерии

- а) информационная производительность, определяемая математическим ожиданием числа объектов, экспонированных за заданный интервал времени,
- б) информативность, определяемая потребным уровнем минимальной угловой скорости по каналу ориентации;
- в) оперативность доставки информации, определяемая математическим ожиданием суммарных временных затрат на обзор конкретного региона.

Анализ показывает, что упругость конструкции КА существенно влияет практически на все критерии эффективности аппарата как элемента космической информационной систе-

мы. В особенности сильно влияние фактора упругости конструкции на реализацию требуемого разрешения на местности и на оперативность доставки информации.

Формирование динамических свойств упругих КА. В самом общем виде применительно к КАДЗЗ задача формирования динамических свойств КА подразделяется на подзадачи анализа и синтеза. К подзадачам анализа относится проектная оценка динамических свойств аппарата и проектная оценка качества информации и производительности информационной системы. К подзадачам синтеза относятся: выбор формы и распределения масс упругодеформируемых элементов конструкции, формирование их требуемых парциальных динамических характеристик, разработка структуры и алгоритмов функционирования пассивных и активных демпфирующих систем, а также, как радикальная процедура в проектировании КА, - реконструирование его конструктивно-компоновочной схемы.

Проектная оценка динамических свойств аппарата проводилась традиционными методами цифрового имитационного моделирования (на ранних этапах исследований использовалось и аналоговое моделирование).

На стадии проектных работ, когда используются приближенные модели динамики упругого КА в виде линеаризованных систем дифференциальных уравнений, целесообразным оказалось применение анализа спектра полюсов и нулей замкнутой упругой системы по соответствующим выходам. При этом положение спектра полюсов, отвечающее за собственные свойства системы, должно сопоставляться с областью гарантированного качества (ОГК) системы, любой набор спектров из которой соответствует требуемой динамике системы. Положение ОГК на комплексной плоскости задается, исходя из знания потребной степени быстроты действия, степени колебательности, допустимой статической деформации системы и ее ошибки.

Идея размещения полюсов замкнутой управляемой системы применительно к проблеме упругого КА получила название «модального формирования динамических свойств».

Таким образом, под модальным формированием понимается формирование мод или колебательных составляющих движения упругой системы. Это достигается определением элементов матриц как модального регулятора, так и матриц пространственной базы объекта (собственной динамики) и пространственной базы управления. Тем самым достигается возможность на глобальном уровне формировать динамические свойства системы. В этой связи задача модального формирования является дуальной к задаче модального управления, поскольку одни и те же динамические свойства в системе можно получить как за счет надлежащего выбора параметров объекта, так и за счет надлежащего выбора управления.

Применительно к проблеме упругого КА процедура модального формирования позволяет с единой позиции решать задачи как собственно выбора проектных параметров конструктивно-компоновочной схемы аппарата, так и задачи пассивного и активного демпфирования упругих колебаний.

Процедура модального формирования. В проектных задачах по динамике упругих КА было предложено различать две постановки:

1. В пространстве допустимых значений проектных параметров упругого КА требуется найти такую их совокупность, чтобы спектр полюсов проектируемой замкнутой системы совпадал со спектром полюсов так называемой эталонной системы. Под эталонной системой понимается замкнутая линейным управлением система, обладающая требуемыми динамическими свойствами. Эта задача носит название «задачи модального формирования на одиночном спектре».

2. В пространстве допустимых значений проектных параметров упругого КА требуется найти такую область, для которой спектр полюсов замкнутой линейным управлением системы принадлежал бы области гарантированного качества. Данная задача носит название «задачи модального формирования на множестве спектров». Такая постановка задачи позволила конструктивно подойти к проблеме формирования требуемой динамики упругих КА. Разработан достаточно универсальный численный алгоритм, связывающий качественные параметры динамики аппарата с положением множества спектров полюсов замкнутой системы на комплексной плоскости. В основе алгоритма лежит аппарат функционально преобразованных матриц и теория конформных отображений, позволивший разработать лаконичный прием определения в k -мерном гиперпространстве проектных параметров упругой системы такой k -мерной области, любой набор параметров из которой обеспечивал бы требуемое поведение упругой системы. Под «поведением упругой системы» понимается качество переходных процессов в каналах управления, степень колебательности, уровень демпфирования и некоторые другие параметры.

Задача о формировании проектных параметров ПСБ и АФАР. Был решен ряд проектных задач по динамике упругого КА, в частности, задачи об определении параметров узлов подвеса ПСБ и антенных решеток, обеспечивающих требуемое затухание колебаний этих конструкций, и задачи о выборе рациональных координат закрепления ПСБ и АФАР на борту КА.

В качестве проектных параметров, определяющих диссипативные и упругие свойства присоединенных элементов конструкции, выбраны приведенный коэффициент демпфирования

ния и приведенная жесткость конструкции узлов подвеса. В результате на плоскости этих параметров были определены такие области, из которых с учетом эксплуатационных ограничений можно выбирать параметры узлов подвеса ПСБ и АФАР.

С помощью разработанного метода модального формирования были решены также задачи по выбору параметров модального регулятора локальной автономной системы демпфирования с активными приводами на основе различных технических принципов: на базе использования магнитно-импульсных индукторов, применения магнитно-реологической суспензии и материалов с памятью формы на основе никелида титана и родственных сплавов.

Методы пассивного демпфирования. Модальный подход в пассивном демпфировании позволил обоснованно подбирать параметры пассивного демпфирующих устройств (ПДУ) в соответствии со смещением полюсов системы, совершающей парциальные колебания, в область гарантированного качества. Решена задача о минимизации числа ПДУ на упругой конструкции ПСБ и задача оптимального их размещения на борту аппарата. Введено в рассмотрение такое понятие, как «поверхность управляемости» упругой конструкции, которая строится по значениям квадратов собственных форм или квадратов производных собственных форм в каждом из узлов упругой конструкции при ее конечно-элементном представлении.

Для гашения парциальных изгибных «из плоскости» и крутильных колебаний ПСБ предлагалось применять демпферы вязкого трения на основе магнитно-реологической суспензии. С этой целью было разработано несколько альтернативных схем установки таких устройств на панели и дан их расчет на основе метода модального формирования.

Демпфирование упругих ПСБ более сложной конструктивно-компоновочной схемы (с несколькими разворачиваемыми створками) осуществлялось с применением демпферов вязкого трения со специальной тросовой системой проводки демпфирующих усилий.

Для гашения парциальных изгибных колебаний «в плоскости» панели были разработаны тросовые демпферы конструкционного трения, обладающие простой конструкцией и имеющие малую массу и низкую стоимость.

Разработка активных демпфирующих устройств. Пассивные методы демпфирования становятся неэффективными для крупногабаритных нежестких конструкций с линейными размерами в несколько десятков метров и с низкими и сверхнизкими частотами собственных упругих колебаний. Поэтому исследовалась динамика КА с активным демпфером на основе материала с памятью формы — никелида титана с содержанием никеля в 50, 50,5 и 51%. Был предложен активный демпфер с силовозбудителем из материала с памятью формы

Принципиальное отличие этого образца демпфера заключается в том, что он имеет два силовых элемента из материала с памятью формы и в нем используется принцип взаимной компенсации силовых элементов, работающих на одинаковое по знаку механическое напряжение.

На сконструированном специально для этой цели стенде, имитирующем упругую конструкцию аппарата, выполнены сотни пусков активного демпфера и получен обширный экспериментальный материал.

Исследование динамической совместимости ракеты-носителя с различными головными блоками. Сформулирована задача о динамической совместимости ракеты-носителя (РН) с различными головными блоками для обеспечения выведения на заданную целевую орбиту одной РН различных полезных нагрузок, значительно отличающихся по своим динамическим характеристикам.

Рассматривается ракетно-космическая система (РКС), состоящая из трех основных подсистем: ракеты-носителя (РН), головного блока (ГБ) и автомата стабилизации (АС).

При таком подходе предполагается, что геометрические, инерционно-массовые, жесткостные и диссипативные характеристики ГБ, включающих в себя собственно КА и головной обтекатель, могут варьироваться в зависимости от решаемой целевой задачи в широких пределах по отношению к характеристикам так называемого «штатного» для конкретной РН головного блока.

Взаимная увязка параметров ГБ и РН, обеспечивающая устойчивое движение системы «РН-ГБ» по траектории выведения, может быть выполнена только на основе обоснованного и рационального выбора параметров АС.

Для решения поставленной задачи применена методика модального формирования динамических свойств систем со многими колебательными модами конструкции и модами жидкого наполнения.

В результате были определены области допустимых значений проектных параметров динамически совместимой системы «РН-ГБ-АС».

По разработанной методике определены области допустимых проектных значений параметров АС ракеты-носителя «Союз» с различными динамическими характеристиками ГБ.

Следует отметить, что в разные годы в работе по перечисленным выше направлениям принимали участие и специалисты других факультетов КуАИ-СГАУ: радиотехнического (разработка датчиковой аппаратуры и автономных цифровых регуляторов) и факультета двигателей летательных аппаратов.

По результатам исследований по проблеме упругого КА защищены докторские диссертации Б.А. Титовым, Ю.Н. Гореловым и кандидатские диссертации Гореловой О.И., Курничкиным А.А., Ивановым А.В., Аксеновым А.В., Давыдовым И.Е.

В 1995 году издана монография Титова Б.А., Вьюжанина В.А., Дмитриева В.В. «Формирование динамических свойств упругих космических аппаратов».

3 Исследования в области механики космического полета с малой тягой начали проводиться в КуАИ-СГАУ с 1972 года.

Проблемы оптимизации космических перелетов с малой тягой. В настоящее время механика космического полета с малой тягой (МТ) выделилась по существу в новый раздел механики космического полета, рассматривающий в совокупности проблемы оптимизации траекторий и законов управления движением, а также выбора оптимальных соотношений масс основных компонентов КА с электрореактивным двигателем (ЭРД) и солнечной или ядерной энергетической установкой.

Главное направление теоретических исследований в области динамики космических перелетов с МТ – развитие аналитических и численных методов поиска оптимальных траекторий. Наряду с этим большое значение приобретают задачи, связанные с учетом дополнительных факторов в математических моделях движения КА, а также дополнительных ограничений на возможности управления двигательной установкой.

Например, следует заметить, что в подавляющем большинстве известных к настоящему времени работ КА рассматривают как точку переменной массы, сводя проблему выбора оптимальной траектории к оптимизации управления вектором тяги. Однако, если двигатель жестко закреплен относительно корпуса аппарата, то любая программа изменения вектора тяги может осуществляться только разворотом КА в пространстве с помощью управляющего момента, величина которого ограничена. В этом случае следует выбирать оптимальную траекторию из условия минимума суммарных затрат на управление движением центра масс и программный разворот корпуса КА с учетом ограничений на ориентацию вектора тяги и величину управляющих моментов. При этом существенно усложняется математическая модель задачи оптимизации.

Усложненная постановка задач оптимизации особенно необходима при анализе движения перспективных КА больших масс и габаритных размеров, а также - в более отдаленной перспективе - пилотируемых аппаратов с искусственной гравитацией, создаваемой их вращением вокруг одной из осей.

Дополнительные проблемы возникают при рассмотрении вопросов управления аппаратами с солнечными ЭРД. Основная причина трудностей заключается в наличии больших панелей солнечных батарей с системой индивидуального наведения на Солнце, ограничивающих возможность оптимального управления вектором тяги. С другой стороны, ограничения на управление ориентацией солнечных батарей не позволяют реализовать максимальный уровень электрической мощности и тяги ЭРД. Поэтому необходима совместная оптимизация не только траекторного и углового движений, но и ориентации батарей и начального положения плоскости орбиты относительно Солнца.

Усложнение математической модели движения КА ведет к появлению новых трудностей при решении задач оптимизации. По сути дела происходит сужение класса допустимых траекторий и управлений. В этих условиях существенно возрастает роль приближенных методов решения задач оптимизации. Поэтому разрабатывались методы отыскания и оценки приближенно-оптимальных траекторий и управлений. Эти методы базируются на известном принципе расширения класса допустимых состояний и управлений и достаточных условиях абсолютного минимума.

Метод последовательной оптимизации. Теоретически обоснован следующий подход к решению проблемы оптимизации перелетов с МТ. Сначала формулируется задача в наиболее общей постановке. Затем анализируются физическая сущность задачи и ее особенности, позволяющие провести редукцию математической модели движения, например, усреднение движений, носящих циклический характер (движение аппарата вокруг центра масс, орбитальное многовитковое движение и т. п.), отбрасывание ряда связей и ограничений. В результате модель движения существенно упрощается, сохраняя, однако, все важнейшие особенности исходной модели.

Следующий шаг заключается в отыскании структуры оптимального управления в рамках упрощенной модели движения. Широко применяются эвристические приемы отыскания приближенно-оптимальных управлений. Последние обладают теми достоинствами, что позволяют выбрать рациональные управления, заведомо удовлетворяющие ограничениям и содержащие необходимое число свободных параметров для решения краевой задачи.

На заключительном этапе оценивается степень оптимальности выбранных приближенно-оптимальных управлений и траекторий. Специальные процедуры оценки позволяют, во-первых, установить насколько близки найденные управления к абсолютно оптимальным и, во-вторых, указать способы улучшения управлений.

Основные результаты. Дана математическая постановка задач совместной оптимизации траекторий, законов управления и параметров КА по критерию максимума полезной нагрузки и получены условия ее разделения две: динамическую (выбор оптимальных траекторий и законов управления) и параметрическую (выбор оптимальных параметров аппарата и его энергодвигательной установки). Введены новые, «неклассические» математические модели движения КА в околоземном и межпланетном пространстве. Эти модели учитывают влияние несферичности Земли и сопротивления верхних слоев атмосферы на орбиту КА, динамику движения КА относительно центра масс, ограничения на ориентацию вектора тяги, зависимость тяги двигателя от расстояния КА до Солнца и ориентации солнечных батарей, влияние гравитационных полей планет при расчете межпланетных перелетов и другие факторы. Поскольку получить аналитические решения для сложных моделей движения невозможно, обоснованы методы упрощения моделей: метод усреднения быстро меняющихся переменных в системах, содержащих малый параметр (ускорение от тяги); метод разделения фазового пространства на области, где целесообразно применять различные модели. Разработаны методы отыскания оптимального управления, основанные на принципе последовательного расширения множества допустимых состояний и управлений, достаточных условиях оптимальности. Предложена итерационная схема оптимизации проектно-баллистических характеристик маневров, основанная на использовании последовательности усложняющихся моделей динамики движения и процесса управления. Сначала находятся приближенно-оптимальные решения для упрощенных моделей, строится приближенный синтез управления, ищется функционал задачи - динамическая характеристика маневра. Затем модель динамической системы последовательно усложняется, а решения, полученные на предыдущей итерации, используются для оценок и сравнения. Завершающим этапом синтеза траекторий является имитационное моделирование управляемого движения. Разработаны итерационные алгоритмы решения задачи параметрической оптимизации.

На основе разработанных методов и моделей решена серия прикладных задач механики космического полета.

Решена задача управления слабозллиптической орбитой искусственного спутника Земли (ИСЗ). Предложена новая математическая модель движения, позволившая разделить движение спутника на "быстрое" (в пределах витка) и "медленное" (эволюция элементов орбиты под действием реактивного ускорения и возмущений от нецентральности гравитационного поля и сопротивления атмосферы). Получены оптимальная структура управления в пределах витка, заключающаяся в определенном чередовании участков включения тяги разного

знака, программы оптимального изменения параметров управления от витка к витку, проанализировано влияние несферичности Земли на характеристики маневров. Решены практически важные задачи управления спутниковыми системами: управления трассой спутников, исследующих природные ресурсы Земли; совместного управления несколькими спутниками, образующими орбитальную структуру. Проведено математическое моделирование маневров спутника на низких околоземных орбитах с учетом неопределенности плотности верхних слоев атмосферы.

Решена задача формирования сильноэллиптических орбит с использованием двигателя МТ. Получена модель орбитального движения, учитывающая большие значения эксцентриситета. Выбрана оптимальная структура управления на витке эллиптической орбиты. Оптимизация "медленной" эволюции орбиты проведена не только для трансверсальной ориентации тяги, но и для ее произвольной ориентации. Результаты качественного анализа проиллюстрированы моделированием выведения ИСЗ на сильноэллиптическую орбиту (типа орбиты ИСЗ "Молния"). Предложены методика оценки энергетических характеристик маневра в зависимости от требуемого изменения элементов орбиты и алгоритмы выбора оптимальных параметров энергодвигательной установки.

Решена задача оптимального управления относительным движением космических объектов. Задачи такого рода называются задачами сопровождения: КА должен выйти за определенное время в окрестность положения другого КА и удерживаться в этой окрестности заданное время с помощью корректирующей двигательной установки МТ. Математическая модель движения выбирается в зависимости от высоты базовой орбиты и максимального расстояния между аппаратами в близкой окрестности базового КА предложено использовать уравнения, описывающие относительное движение без учета гравитационного ускорения, далее - линеаризованные уравнения и при значительном удалении - точные уравнения с учетом гравитационных и аэродинамических возмущений. Получены оптимальные программы управления трансверсальной тягой, построены области достижимости. Усложнение модели движения приводит к схеме поэтапной оптимизации и раздельного управления плоскостными и внеплоскостными параметрами, вековыми и периодическими составляющими движения. В результате строится приближенный синтез управления и на его основе формируются алгоритмы гарантирующего управления, обеспечивающие заданное время совместного полета двух или нескольких КА. Проведено моделирование относительного движения для широкого диапазона параметров. Решена параметрическая задача выбора оптимальных проектных и

баллистических параметров спутниковой системы сопровождения для различных типов орбит.

Решена задача оптимизации межорбитального перехода КА между круговыми некопланарными орбитами. Данный маневр имеет большое прикладное значение для проектов, связанных с доставкой полезных грузов на геостационарную орбиту. Выбор и оптимизация траекторий осуществляется с учетом динамики движения КА относительно центра масс. В соответствии с методом усреднения последовательно оптимизируются «быстрая» и «медленная» компоненты управления. Проанализированы особенности маневра перехода на орбиту стационарного спутника, которые связаны с необходимостью обеспечить в конце маневра заданную долготу стояния и выдержать ограничения на эллиптичность орбиты. Проведено численное моделирование заключительного этапа межорбитального перехода. Полученные решения динамической задачи позволили решить проектную задачу для многоразового транспортного аппарата при различных схемах управления угловым движением КА.

Решена задача оптимизации траекторий КА с солнечной энергодвигательной установкой. Особенность данного типа КА заключается в том, что тяга двигателей существенным образом зависит от ориентации солнечных батарей (СБ) относительно Солнца, и в ряде случаев требуется совместная оптимизация траекторий и режимов управления солнечными батареями. Рассмотрены основные схемы управления панелями СБ при одноосной и двухосной ориентации. Определены наилучшие условия старта с точки зрения минимизации времени пребывания КА в тени Земли. Разработанная упрощенная методика предусматривает построение линий уровня равной затененности в координатах: дата старта - долгота восходящего узла. Получены численные результаты для ряда межорбитальных маневров.

Исследована проблема комплексной оптимизации межпланетного перелета «Земля-Марс-Земля». Разработана итерационная схема решения задачи оптимизации при ограничении на стартовую массу КА, продолжительность перелета и минимальное гелиоцентрическое расстояние. Алгоритм основан на комбинации принципа максимума Понтрягина и методов математического программирования. Получены результаты сквозного моделирования различных вариантов межпланетной экспедиции, в том числе с попутным пролетом мимо Венеры (пертурбационным маневром). Определены наилучшие даты старта с учетом эллиптичности и некопланарности орбит Земли и Марса и разработана методика последовательной оптимизации проектных параметров марсианского экспедиционного комплекса.

К наиболее важным полученным научным результатам относятся:

разработка методов отыскания приближенно-оптимального управления и оценок функционалов на основе достаточных условий оптимальности;

- разработка метода разделения фазового пространства на области эффективного решения задач оптимизации;

разработка методов и алгоритмов оптимизации траекторий с учетом ограничений, обусловленных влиянием динамики углового движения КА;

- разработка теории расчета движения вращающегося КА с двигателем МТ;

- разработка теории управления движением КА с комбинированной двигательной системой, состоящей из двигателей большой и малой тяги;

- оптимизация траекторий и параметров тяжелых межорбитальных буксиров, предназначенных для транспортировки крупногабаритных конструкций;

- разработка методов расчета оптимального управления низкоорбитальными ИСЗ с двигателями МТ;

- разработка методов управления и процедур синтеза проектных и баллистических параметров космических систем, алгоритмов гарантирующего управления относительным движением космических объектов;

разработка методов управления и алгоритмов выбора проектно-баллистических параметров КА с солнечными двигателями МТ;

- разработка методов и алгоритмов расчета замкнутых межпланетных траекторий перелетов с МТ и выбора оптимальных проектно-баллистических параметров экспедиции «Земля-Марс-Земля»;

Значительные успехи достигнуты в области разработки современных компьютерных технологий синтеза и моделирования оптимальных траекторий

По результатам проведенных исследований защищены докторские диссертации В.В. Салмина, С.А. Ивникова, кандидатские диссертации В.В. Вазисевым, В.В. Юриным, О.В. Соколовым, О.Л. Стариковым, В.А. Романенко, опубликовано более двадцати статей в журнале «Космические исследования».

В 1987 году издана монография В.В. Салмина «Оптимизация космических перелетов с малой тягой. Проблемы совместного управления траекторным и угловым движением».

4 В настоящее время наиболее перспективные навигационные технологии основываются 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, позволяющих с высокой точностью определять ко-

ординаты и скорость различных наземных и околоземных потребителей навигационной информации, а также решать для них разнообразные сервисные задачи.

За прошедшее десятилетие неоднократно менялся спектр задач, связанных с обработкой и планированием навигационных измерений. Новые задачи вытекали из потребности практики и, как правило, были связаны с отысканием определенной совокупности фазовых координат КА с наилучшей точностью. Это создавало предпосылки к быстрому развитию элементной базы вычислительной техники и совершенствованию приемной аппаратуры. При этом вначале требования со стороны потребителей навигационной информации могли быть удовлетворены существующим уровнем развития алгоритмического и программного обеспечения. Затем по мере появления новых более жестких требований по составу и качеству навигационных решений возникали предпосылки к их удовлетворению за счет оптимизации и совершенствования алгоритмического и программного обеспечения. Этот процесс особенно был заметен на ранних этапах развития спутниковой радионавигации, но наблюдается и в настоящее время.

С конца 80-годов на кафедре динамики полета 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 энергии, 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. Впервые была разработана для ПЭВМ специализированная программная система поддержки принятия навигационно-баллистических решений при спутниковой радионавигации КА, имевшая высокоразвитый интерфейс и графическую визуализацию. По этим материалам был подготовлен цикл лекций, прочитанный в Институте радионженеров Китайской академии космической техники (Пекин) и Харбинском политехническом институте.

Быстрое совершенствование навигационной аппаратуры, появление навигационных приемников (НП) с числом параллельно работающих каналов 4-8 выдвинуло на повестку дня новые задачи 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, свя-

занными 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 на поверхности Земли. 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 Понтрягина. Были записаны необходимые условия оптимальности, которые позволили получить новые структуры оптимальных созвездий НС при различных критериях оптимальности в случае отсутствия ограничений на видимость (идеальные созвездия), а также создан алгоритм формирования оптимальных рабочих созвездий (с учетом ограничений на видимость НС) на основе метода последовательных приближения Крылова-Черноушко.

На современном этапе разработки навигационных средств для КА наблюдается тенденция к использованию спутниковой радионавигации не в качестве вспомогательной (как было ранее), а в варианте базовой навигационной системы, обеспечивающей решение всего круга задач потребителя на всем интервале его функционирования. Это связано с тем, что в СРНС наиболее полно выполняются такие важнейшие требования к навигационному обеспечению, как глобальность, оперативность, точность и всепогодность. Однако изучение потребностей различных пользователей навигационной информации показало, что применение СРНС в интересах различных потребителей выдвигает и новые, более высокие требования, вытекающие из необходимости обеспечения безопасности и экономичности движения, 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 специальных 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, записанные с учетом интервала прогнозирования. При этом наибольшее влияние оказывают составляющие погрешности по-

зиционирования 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.

Переход к спутниковой навигации, как к основному навигационному средству для КА, обостряет вопрос надежности и достоверности получаемых результатов. Актуальность этой проблемы существенно возрастает, если учесть специфику решаемых целевых задач, высокую степень автономности и большую продолжительность 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 позволяет обеспечивать эффективную работу в условиях изменения критериев оптимальности, возможной деградации возможностей НП (например, уменьшения числа каналов), действия различного рода помех. Все это ставит проблему интеллектуализации НП, разработки гибкого алгоритмического и программного обеспечения, способного адаптироваться к складывающейся рабочей обстановке и не допускать резкого ухудшения качества решения навигационных задач. Например, выбор оптимальных рабочих созвездий НС в меняющихся условиях функционирования требует решения этой задачи в реальном времени. Выработан 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 исследования в области спутниковой радионавигации продолжаются.

Разрабатываются алгоритмы решения аналогичных задач применительно к определению полного вектора состояния КА, включающего параметры его угловой ориентации и динамики.

Разрабатывается новый класс алгоритмов обработки навигационных решений, поступающих с приемной аппаратуры, которые учитывают предпочтения различных потребителей навигационной информации, сформированные на заданный от сеанса измерений момент

времени (т.е. используются прогностические критерии) Это является актуальным в условиях текущей сильной деградации орбитальной группировки СРНС ГЛОНАСС.

Исследуются проблемы спутниковой радионавигации для геостационарных спутников Земли (ГСЗ). В этом случае кратковременная видимость НС обеспечивается в моменты времени их размещения относительно потребителя по другую сторону относительно Земли. Предложено использовать для поддержки навигации несколько специальным образом расположенных вспомогательных ГСЗ для ретрансляции навигационных сигналов от НС, положение которых на орбите известно с высокой точностью. Это даст возможность создать устойчивое навигационное поле для всех спутников, находящихся на геостационарной орбите.

Исследуются проблемы алгоритмического обеспечения при сопряжении спутниковой радионавигации и датчиков, работающих на других принципах, например, комплексирование с инерциальной навигацией (волоконно-оптическими гироскопами), с магнитометрами, что позволит значительно улучшить качество, надежность и достоверность навигационного обеспечения. В октябре 2002 года был запланирован эксперимент в области спутниковой радионавигации на борту КА «Фотон-М» №1. Для этого была создана навигационная система, которая включала в себя ИП на базе стандартной OEM-платы «Jupiter» и магнитометрическую систему. Однако из-за аварии при запуске ракеты-носителя эксперимент не был осуществлен. На КА «Фотон-М» №2, запуск которого запланирован на 2005 год, предполагается повторная установка научной аппаратуры и проведение эксперимента. Такая интегрированная навигационная система позволит осуществить послеполетное восстановление движения КА «Фотон-М» при проведении на его борту научных и технологических экспериментов во время неориентированного свободного полета, а также создаст условия для реализации оперативного мониторинга микрогравитационной обстановки внутри отсека научной аппаратуры во время полета.

Приобретенный опыт в области спутниковой радионавигации позволил расширить спектр изучаемых проблем. В настоящее время выполняются теоретические и экспериментальные исследования влияния несущего винта вертолета, а также эффекта многолучевости на качество и надежность навигации. Создана наземная установка, имитирующая влияние этих возмущений.

По результатам проведенных исследований защищена докторская диссертация И.В. Белоконовым и кандидатские диссертации А.П. Долгинцевым, А.В. Борисовым, О.В. Павловым, С.Е. Агафоновой.