

ПРИКЛАДНАЯ НЕБЕСНАЯ МЕХАНИКА И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ

© *Д.Е. Охоцимский, Т.М. Энеев, Э.Л. Аким, В.А. Сарычев*

Теория полета космических аппаратов стала разрабатываться задолго до того, как началось практическое освоение космического пространства. Первоначально в основу теории легли два важных раздела механики – классическая небесная механика и теория реактивного движения, основоположниками которой были К.Э. Циолковский и продолжатель его идей Ф.А. Цандер.

В двадцатых годах прошлого столетия появились первые работы, посвященные подробному анализу возможных околоземных и межпланетных полетов космических аппаратов. Среди них следует выделить исследования Ю.В. Кондратюка, впервые предложившего использовать гравитационные поля небесных тел для доразгона или торможения КА при полете в солнечной системе. Идеи Ю.В. Кондратюка предвосхитили соответствующие современные исследования.

В тридцатые годы основные усилия специалистов, работавших в области ракетной техники, были сосредоточены на решении первоочередных практических задач, прежде всего на задаче создания надежных и мощных ракетных двигателей. Разумеется, сильное влияние на развитие ракетной техники оказывали и проблемы вооружения, стоявшие в то время перед страной. Большую роль здесь сыграли С.П. Королев, руководивший ГИРД, и В.П. Глушко, руководивший ГДЛ. Пионерские разработки Ф.А. Цандера реактивных двигателей ОР–1 и ОР–2 явились большим вкладом в работу ГИРД. Выполненные Ф.А. Цандером обширные теоретические работы по-

священы методике расчета реактивных двигателей, космической баллистике, теории космических полетов. В частности, Ф.А. Цандер заложил основы расчета оптимальных перелетов между планетами, обосновал гравитационные маневры космических аппаратов, впервые исследовал вопросы импульсной коррекции траекторий и оптимальных точек ускорений на орбите. В эти годы вышла работа А.А. Штернфельда “Введение в космонавтику” (1937г.), в которой обобщались результаты исследований по механике ракетного и космического полета на середину тридцатых годов.

С 1943г. А.А. Космодемьянский начал читать в МГУ курс по механике тел переменной массы, а с 1944г. под его руководством начал работать научно-исследовательский семинар на механико-математическом факультете МГУ, сыгравший значительную роль в подготовке специалистов по ракетодинамике.

В сороковых годах назрела необходимость в быстром развитии управляемых ракетных полетов, создании точных и приближенных методов расчета траекторий, как активного, так и пассивного участков полета управляемой ракеты, а также оценки возможных отклонений этих траекторий от их номинального варианта. Среди работ этого цикла видное место занимают исследования, выполненные в сороковых годах Р.Ф. Аппазовым, С.С. Лавровым, В.П. Мишиным и опубликованные позже [1]. В этот же период в Математическом институте им. В.А. Стеклова АН СССР под руководством М.В. Келдыша начались широкие исследования по созданию баллистики полета управляемых жидкостных ракет и динамики полета составных крылатых ракет дальнего действия [2, 3]. В этих работах принимали участие Д.Е. Охоцимский, Т.М. Энеев, С.С. Камынин, В.А. Егоров.

Другое весьма интересное направление в ракетной баллистике в этот же период было связано с проблемой нахождения наилучших режимов управления полетом ракет. В середине сороковых годов интересные и глубокие результаты при решении подобных задач были получены А.А. Космодемьянским [4] и Д.Е. Охоцимским [5]. Д.Е. Охоцимскому удалось решить задачу о вертикальном подъеме ракеты при весьма общих допущениях относительно закона сопротивления воздуха и закона изменения плотности с высотой. Решение этой задачи дало ясное понимание основных закономерностей, с помощью которых формируются оптимальные режимы регулирования тяги двигателя при движении ракеты в атмосфере. Отталкиваясь от классического вариационного исчисления, Д.Е. Охоцимский нашел ряд приемов нерегулярного синтеза оптимального управления, что впоследствии неоднократно использовалось рядом авторов. Позже, в 1956г., Д.Е. Охо-

цимский и Т.М. Энеев с помощью этого же метода исследовали задачу о выборе оптимального режима расхода топлива при выведении ракеты на орбиту ИСЗ [6]. Задача о выборе оптимального расхода топлива рассматривалась также В.А. Егоровым [7].

Вторая фундаментальная задача в теории оптимального управления ракетного полета была связана с выбором наилучшего закона управления положением оси ракеты в пространстве. Впервые она была рассмотрена Коноваловым в 1944г. В 1951г. Т.М. Энеевым была рассмотрена общая задача о выборе оптимального программного управления положением оси составной ракеты, которая впоследствии легла в основу расчетов по выбору программного управления при выведении ИСЗ на орбиту [6]. Используя закон управления по тангажу, полученный при решении этой задачи, А.К. Платонов и Т.М. Энеев в 1955–56 гг. провели серию расчетов по выбору оптимального программного управления ракетой по тангажу при выведении искусственного спутника Земли на орбиту. В этот же период времени аналогичная работа с использованием этого же закона была проделана Г.Ю. Максимовым и И.М. Яцунским. Главный вывод, сделанный на основании проведенных расчетов, состоял в том, что на безатмосферном участке выведения спутника (т.е. на основной части траектории выведения) оптимальная программа управления по тангажу для практически интересных случаев с вполне удовлетворительным приближением может быть представлена линейной функцией по времени. Эта зависимость была впоследствии использована С.С. Лавровым, Р.Ф. Аппазовым, М.С. Флорианским при расчете практически всех возможных программ управления выведением спутника.

В конце сороковых–начале пятидесятих годов работы по динамике космического полета велись в нескольких направлениях. Помимо работ по динамике выведения космических аппаратов на орбиту, проводились исследования по динамике орбитального движения ИСЗ, по динамике спуска космических аппаратов с орбиты на Землю, по динамике движения спутников около центра масс и по некоторым другим направлениям.

Исследовательская работа по механике космического полета сосредоточилась к этому времени в трех коллективах. Основные теоретические и поисковые работы возглавил М.В. Келдыш сначала в Математическом институте им. В.А. Стеклова, а затем в Институте прикладной математики АН СССР. Большая работа по созданию и совершенствованию эффективных методов траекторных расчетов проводилась в Конструкторском Бюро, которым руководил С.П. Королев. С 1948г. широкий цикл исследований по механике космического полета проводила группа научных сотрудников под

руководством М.К. Тихонравова, работавшая в одном из отраслевых институтов [8]. Впоследствии часть этой группы влилась в Конструкторское бюро С.П. Королева.

И.М. Яцунским была подробно изучена эволюция орбиты искусственного спутника Земли, вызываемая нецентральнойностью поля земного тяготения, и дан анализ особенностей этого поведения в зависимости от условий запуска ИСЗ с территории СССР [9].

Д.Е. Охоцимским, Г.П. Таратыновой, Т.М. Энеевым была рассмотрена задача об эволюции орбиты ИСЗ, движущегося в верхних слоях атмосферы, и впервые создана простая и надежная методика оценки времени его существования, требовавшая минимума вычислительной работы при анализе большого числа орбит [10, 11].

В 1953г. Т.М. Энеевым был предложен и детально исследован баллистический спуск космического аппарата с орбиты искусственного спутника на Землю как средство безопасного возвращения человека из орбитального полета. Было показано, что максимальные перегрузки при таком спуске не превосходят десятикратной величины, причем перегрузки выше пятикратной длятся не более одной минуты. Одновременно с динамическими расчетами были проведены первые оценки нагрева корпуса спускаемого аппарата за счет теплопередачи от газа к стенке в турбулентном пограничном слое высокоскоростного потока воздуха, обтекающего аппарат. Для этих оценок были использованы методы расчета теплопередачи в турбулентном потоке газа, разработанные В.С. Авдучевским и Г.И. Петровым [12].

В 1955г. расчеты по динамике баллистического спуска с орбиты ИСЗ были продолжены Г.Ю. Максимовым. И.К. Бажинов провел первые расчеты по динамике планирующего спуска космического аппарата в атмосфере Земли.

В начале 1954г. в Советском Союзе начались исследовательские работы по системам гравитационной ориентации искусственных спутников и космических аппаратов. Д.Е. Охоцимским была разработана оригинальная схема гравитационной ориентации спутников, включавшая основные элементы всех разрабатываемых в дальнейшем систем [13, 14]. Эти исследования были продолжены в дальнейшем сотрудниками Института прикладной математики, которые рассмотрели и другие принципы пассивной ориентации космических аппаратов.

В.В. Белецким были проведены исследования по теории движения относительно центра масс спутников, движущихся в центральном поле тяготения и подвергающихся различного рода возмущающим воздействиям [15].

В 1955–56 гг. Б.В. Раушенбахом и Е.Н. Токарем был начат интересный цикл исследований по проблеме создания активной системы стабилизации космических аппаратов [16, 17]. Первоочередными задачами этих исследований явились задачи динамики движения аппарата относительно центра масс под действием активных сил (моментов), генерируемых источниками энергии, вырабатываемой на борту. В результате этих исследований была создана теория активной стабилизации искусственных спутников Земли, причем в процессе исследований был открыт ряд механических принципов, позволивших весьма эффективно и изящно решить ряд трудных технических вопросов стабилизации. Одним из таких принципов явился так называемый принцип гироскопической орбиты (гироорбиты), позволяющий с помощью гироскопических эффектов просто и надежно находить плоскость орбиты искусственного спутника.

Работы Б.В. Раушенбаха и Е.Н. Токаря по динамике движения искусственных спутников Земли относительно центра масс легли в основу проектирования первых активных систем стабилизации космических аппаратов. Они послужили также началом целой серии подобных исследований (например, исследований В.Н. Бранца, Э.В. Гаушуса, Д.А. Князева, В.П. Легостаева, В.П. Платонова, Б.П. Скотникова, И.П. Шмыглевского и др.).

В 1956–57 гг. В.А. Егоровым был проведен цикл исследований по динамике лунных перелетов. Эти исследования оказались весьма полезными при оценке перспектив развития техники космических полетов на период времени, непосредственно последовавший за запуском первого искусственного спутника Земли [18, 19].

С запуском первого искусственного спутника Земли резко возросла интенсивность исследований по динамике космического полета. Тематика работ стала быстро расширяться и в эти работы стали вовлекаться новые крупные научно-исследовательские коллективы. Наряду с развитием ранних направлений исследований, о которых говорилось выше, возникли и стали быстро развиваться новые направления, связанные непосредственно с эксплуатацией и использованием функционирующих искусственных спутников Земли.

В первую очередь, это касалось развития работ, обеспечивающих слежение за полетом спутников. В центре внимания баллистиков встала задача определения параметров орбиты искусственного спутника Земли по данным массовых траекторных измерений. При этом под траекторными измерениями понимаются измерения относительных координат и компонент скорости аппарата и наземного измерительного пункта (НИП а).

Следует отметить, что проблема определения орбит небесных тел по данным наблюдений в течение длительного времени разрабатывалась астрономией и, прежде всего, важным ее разделом – небесной механикой. Однако астрономические методы определения орбит, разрабатывавшиеся для специфических условий и средств наблюдений естественных небесных тел, в своем первоначальном виде оказались малопригодными для решения задач определения орбит искусственных небесных тел. Причин тому было несколько. Главными из них были: 1) различие в основном составе измерений (в астрономических наблюдениях состав измерений был представлен в тот период исключительно угловыми измерениями на небесной сфере, при наблюдениях за полетом первых искусственных спутников Земли главную роль играли оптические наблюдения, а позже радиотехнические измерения радиальной (наклонной) дальности и радиальной скорости (измеряемой с помощью принципа Доплера)); 2) быстрота перемещения искусственных спутников на небесной сфере, требовавшая особенно высокой гибкости и оперативности как средств наблюдений, так и методов математической обработки результатов измерений. Указанные обстоятельства потребовали существенной переработки традиционных небесно-механических методов определения орбит, а также развития новых методов, учитывающих специфику траекторий космических аппаратов, возможности современных средств наблюдений и вычислительной техники.

Работа по созданию методов определения орбит искусственных небесных тел с самого начала проводилась двумя группами исследователей: П.Е. Эльясбергом, В.Д. Ястребовым и Э.Л. Акимом, Р.К. Казаковой, А.К. Платоновым, Т.М. Энеевым. В результате выполненных исследований была решена задача определения траектории и прогнозирования движения космического аппарата по данным траекторных измерений при известных значениях астрономических постоянных и эфемерид небесных тел [20-23]. Эта основная задача обработки траекторных измерений формулировалась следующим образом: определить неизвестные параметры, характеризующие движение центра масс космического аппарата по информации о его траектории пассивного полета в виде измерений заданного состава и известной точности, проведенных в заданные моменты времени. В простейшем случае неизвестными параметрами движения являются шесть независимых величин, однозначно фиксирующих траекторию полета: прямоугольные координаты и компоненты скорости космического аппарата, отнесенные к фиксированному моменту времени, или элементы оскулирующей орбиты аппарата. В более сложных случаях к числу определяемых параметров

относят отдельные постоянные (баллистический коэффициент, коэффициент, характеризующий световое давление на поверхность аппарата, и др.), априорная точность знания которых недостаточна для решения задачи и может быть существенно повышена траекторными измерениями. На основе статистического подхода к этой задаче была разработана вычислительная схема ее решения. Построены математические модели движения искусственного спутника Земли и космического аппарата, совершающего перелет к Луне или планете. Разработана математическая модель движения наземного измерительного пункта. Осуществлено математическое моделирование процесса радиотехнического измерения траектории. Предложены методы расчета частных производных от измеряемых функций по определяемым параметрам траектории и рассмотрен ряд других вопросов.

При разработке вычислительных методов решения задачи в работе [23] главное внимание было уделено максимальному повышению их быстродействия при сохранении необходимой точности расчетов. Это было достигнуто выбором сравнительно простых алгоритмов для стандартных расчетов, которые многократно проводятся при массовой обработке измерений. Полученные алгоритмы и расчетные схемы учитывают специфические особенности силового поля и динамики движения аппаратов в этом поле. К их числу следует отнести схему разбиения траектории на участки маловозмущенного движения, выбор универсальных параметров орбиты, пригодных для любых типов орбит, модель и конечные формулы для вычисления частных производных и т. д. Серьезное внимание было обращено также на повышение надежности предлагаемых методов, обеспечивающих определение траектории в широком классе случаев (невысокая точность измерений, недостаточно полный состав измерений, плохое нулевое приближение для определяемых параметров и т. д.). С этой целью при построении итерационной процедуры наряду с обобщенным методом Ньютона был привлечен метод наискорейшего спуска, получена схемная возможность подключения к результатам траекторных измерений дополнительной априорной информации о траектории.

Для повышения точности определения траектории космического аппарата разработана методика обработки [24], позволившая динамически увязать траекторные измерения двух участков пассивного полета аппарата, разделенных участком работы его двигательной установки. Методика широко использовалась для контроля исполнения космическим аппаратом маневра по данным наземных траекторных измерений, выполненных до и после его проведения. С целью повышения быстродействия методов обработ-

ки траекторных измерений, полученных на длительных интервалах времени полета космического аппарата, разработаны алгоритмы сжатия однородной траекторной информации с заменой ее осредненными значениями измеренных величин – нормальными местами. Метод нормальных мест прочно вошел в практику баллистического обеспечения всех полетов космических аппаратов к Луне и планетам [24, 25]. Для этого класса траекторий указанный метод позволил почти на два порядка уменьшить объем траекторной информации, используемой для определения траектории, практически без потери точности определения.

Ошибки траекторных измерений и несовершенство принятой в расчетах математической модели движения космического аппарата приводят к рассогласованиям расчетного и фактического движения аппарата и, следовательно, вызывают погрешности в величине определяемых параметров траектории и различных функций от них. В работе [23] построена методика оценки этих погрешностей. Методика является важной составной частью метода определения параметров траектории космического аппарата и играет ответственную роль в различных его приложениях.

Разработанные методы определения орбит космических аппаратов по данным траекторных измерений обеспечили надежное и эффективное слежение за полетом первых ИСЗ и заложили основы создания впоследствии автоматизированных комплексов, ставших важнейшим элементом общего контура управления полетом КА разного назначения – автоматических ИСЗ, пилотируемых КА и аппаратов, предназначенных для полетов к Луне и планетам Солнечной системы.

Наблюдения за полетом ИСЗ дали уникальный экспериментальный материал для геофизических исследований и, прежде всего, для исследований по физике верхних слоев атмосферы. В работах М.Л. Лидова [26] и П.Е. Эльясберга [20, 21] на основании анализа эволюции орбит первых искусственных спутников Земли были получены надежные оценки плотности верхних слоев атмосферы в диапазоне высот 200 – 300 км. М.Л. Лидовым был обнаружен интересный эффект суточных вариаций плотности верхних слоев атмосферы, связанный с наличием или отсутствием солнечной радиации соответственно на дневной и ночной сторонах планеты.

В связи с проектом запуска исследовательских ИСЗ «Электрон» возникла задача об изучении закономерностей эволюции орбит с большим апогеем. Эта работа была выполнена М.Л. Лидовым [27, 28]. Были выявлены основные для проектирования закономерности эволюции таких орбит и создан метод приближенного расчета, который был применен при проекти-

ровании спутников «Электрон», спутников связи «Молния» и спутников «Прогноз». В частности, в [27-29] описан ранее неизвестный эффект: спутники с большим расстоянием апогея и большим наклоном плоскости орбиты к плоскости возмущающих тел (Луны, Солнца) могут существовать лишь ограниченное время, после чего падают на Землю.

Непосредственно после запуска первого искусственного спутника Земли развернулись интенсивные работы по созданию орбитального КА, предназначенного для полета человека. Был решен большой комплекс задач, связанных с выводением орбитального обитаемого аппарата, с безопасным пребыванием его на орбите, с исследованием динамики движения относительно его центра масс. Была разработана теория ориентации аппарата, управляемого как с помощью автоматических, так и ручных средств. Разными коллективами был выполнен значительный цикл работ по динамике спуска космического аппарата с орбиты на Землю. В решении указанного комплекса задач принимали участие Р.Ф. Аппазов, В.Н. Бранец, Э.В. Гаушус, В.Г. Ершов, С.С. Лавров, Б.В. Раушенбах, А.Г. Решетин, В.Ф. Рошин, Е.Ф. Рязанов, Б.П. Скотников, Е.Н. Токарь, К.П. Феоктистов, М.С. Флоринский, К.К. Шустин, Т.М. Энеев. Проведенные исследования способствовали успешному полету первого космического корабля с человеком на борту.

Р.Ф. Аппазовым и С.С. Лавровым был разработан метод управления выводением космического аппарата, обеспечивавший его пребывание на орбите в случае отказа тормозной двигательной установки не свыше определенного времени, для которого имелся на борту гарантированный запас жизненно необходимых ресурсов для космонавта.

В.Н. Бранец, Э.В. Гаушус, В.П. Легостаев, Б.В. Раушенбах, Б.П. Скотников, Е.Н. Токарь и др. детально исследовали динамику управляемого движения космического корабля относительно центра масс. Была разработана теория ориентации аппарата, управляемого как с помощью автоматических, так и с помощью ручных средств [17].

В.Ф. Рошиным, А.Г. Решетиным, К.П. Феоктистовым был проведен большой объем исследований по выбору оптимальных траекторий спуска с орбиты на территорию СССР, удовлетворяющих сложному комплексу различных требований. Была подробно исследована динамика движения спускаемого аппарата относительно центра масс с соответствующим анализом устойчивости этого движения.

В.Г. Ершовым, Е.Ф. Рязановым, К.К. Шустиним, Т.М. Энеевым была разработана методика исследования рассеивания точек приземления спус-

каемого аппарата (СА) на местности и с помощью этой методики был проведен анализ точности приземления СА в заданном районе. Был, наконец, выполнен ряд других исследований по динамике, касавшихся специфических вопросов управления полетом космического аппарата с человеком. К их числу относятся, например, исследования по выбору оптимальных условий схода с орбиты, обеспечивавших использование простых и надежных солнечных датчиков ориентации аппарата и т. д.

Исследования по динамике явились важной составной частью общего комплекса работ, подготовивших осуществление первого космического полета человека вокруг Земли.

Следующим важным шагом в развитии пилотируемых околоземных полетов явилось осуществление стыковки космических аппаратов и создание на этой основе долговременных орбитальных комплексов («Союз», «Салют», «Прогресс» и др.), способных функционировать в пилотируемом и автоматическом режимах.

С точки зрения динамики полета процесс стыковки космических аппаратов (впервые реализованный в автоматическом режиме в 1967г. на ИСЗ «Космос-186» и «Космос-188») состоит в управлении их движением на двух последовательных этапах - дальнего и ближнего сближения (включающего причаливание и стыковку аппаратов). На этапе дальнего сближения обеспечивается с необходимой точностью уравнивание координат и составляющих векторов скорости обоих космических аппаратов. В результате этого осуществляется их одновременный ввод в зону ближнего сближения, в которой управление движением аппаратов производится с помощью автономных бортовых средств.

Решение задачи дальнего сближения стартующего с Земли транспортного корабля и находящейся в полете орбитальной станции начинается с перевода последней на орбиту предполагаемой встречи («монтажную орбиту») и выбора времени старта корабля, которое создает наиболее благоприятные условия для стыковки. После старта корабля и его выведения на заданную орбиту проводятся маневры, обеспечивающие приведение корабля при минимальных затратах топлива в зону ближнего сближения со станцией. При определении параметров маневров учитывается ряд ограничений на их проведение, налагаемых работой бортовых и наземных средств. Расчет этих маневров производится на Земле на основе результатов определения фактических орбит корабля и станции по данным наземных траекторных измерений. Для решения указанного комплекса задач возникла необходимость в создании быстродействующих, точных и надежных методик, свя-

занных с определением орбит и прогнозированием движения корабля и станции, определением маневров, необходимых для выведения станции на монтажную орбиту, дальнего сближения корабля и станции, спуска и посадки пилотируемых кораблей в заданные районы страны. Кроме этого, на этапе проектирования кораблей и станции надо было определить запасы топлива, необходимые для решения задач дальнего сближения и посадки. В работе по созданию таких методик принимали участие Р.Ф. Аппазов, Э.Л. Аким, И.К. Бажинов, В.П. Гаврилов, Л.С. Григорьев, Г.С. Заславский, Н.М. Иванов, Ю.А. Климов, Г.А. Коллегов, В.Н. Почукаев, В.В. Пшеничников, П.Е. Эльясберг, В.Д. Ястребов и др.

Значительная часть запускаемых спутников не имела систем ориентации и представляла собой свободно летящие тела, движение которых относительно центра масс, подчиняясь общим законам механики, было в той или иной мере случайным. Случайный характер движения спутников относительно центра масс определялся, с одной стороны, неконтролируемыми импульсными возмущениями, которым подвергался спутник в конце участка выведения его на орбиту в момент разделения с ракетой-носителем, с другой стороны, непрерывно действующими малыми возмущающими моментами различной природы, воздействие которых продолжается во все время полета спутника. В то же время, при проведении научных экспериментов для ряда бортовых приборов необходимо знать ориентацию космического аппарата (и, тем самым, прибора) в моменты выполнения измерений этими приборами. Таким образом, возникает задача определения фактического движения спутника относительно центра масс по данным каких-либо бортовых измерений. Основная идея этих исследований состояла в том, чтобы в качестве таких измерений использовать показания самих научных приборов. Эти показания, сами по себе неоднозначные, в сочетании с законами динамики и с помощью обработки их по методу максимального правдоподобия позволяли однозначно и полностью восстановить движение спутника относительно центра масс.

Первые исследования подобного рода были проведены В.В. Белецким и Ю.В. Зоновым для третьего советского спутника [30] и В.В. Белецким, В.В. Голубковым и И.Г. Хацкевичем для спутников серии «Протон» [31-33]. В последнем случае в качестве измерительной информации использовались показания стоящих на борту магнитометров и солнечных датчиков. Впоследствии эти работы были расширены как в части привлечения разного типа измерительной информации, так и в части развития новых математических методов ее обработки (Э.К. Лавровский, И.М. Сидоров, С.И. Тру-

шин и др. [31, 34-36]). Было восстановлено движение относительно центра масс новых типов космических объектов, в том числе спутников с сильно вытянутой эллиптической орбитой (спутники серии «Электрон»). В качестве параметров, определяемых в процессе обработки измерительной информации, стали рассматриваться не только кинематические параметры спутника, но также параметры возмущающих моментов. Были обнаружены неизвестные до этого интересные механические эффекты движения спутников относительно центра масс, а также получены данные по структуре возмущающих моментов.

Важные работы по определению (уточнению) ориентации многих ИСЗ проведены сотрудниками ИКИ АН СССР [37-39].

Работы Д.Е. Охоцимского по гравитационным системам ориентации [13, 14] дали толчок многочисленным исследованиям по теории различных пассивных систем ориентации спутников. При разработке пассивных систем ориентации можно использовать свойства гравитационного и магнитного полей, эффект сопротивления атмосферы и светового давления, гироскопические свойства вращающихся тел и др. Важное свойство пассивных систем ориентации спутников заключается в том, что эти системы не требуют датчиков ориентации и исполнительных элементов и могут функционировать продолжительное время, не расходуя энергию и топливо. Вес пассивных систем ориентации составляет 3% от веса спутника.

В гравитационных системах ориентации используется следующее свойство центрального ньютоновского поля сил: спутник с неравными моментами инерции имеет на круговой орбите устойчивое положение равновесия, соответствующее совпадению оси максимального момента инерции спутника с нормалью к плоскости орбиты и оси минимального момента инерции с радиусом-вектором [40]. Такое ориентирующее свойство гравитационного поля известно очень давно и Луна, постоянно обращенная к Земле одной стороной, представляет собой пример естественной гравитационной ориентации. В создании общей теории гравитационных систем ориентации приняли участие Д.Е. Охоцимский, В.А. Сарычев, В.В. Белецкий, Ю.А. Садов, В.И. Пеньков, В.В. Сазонов, В.А. Златоустов, М.Ю. Овчинников, С.А. Мирер, Н.И. Яковлев, А.Д. Герман, Е.Ю. Зуева, С.А. Гутник, К.В. Луканин, А.Д. Тетерин и др. Основные результаты проведенных исследований изложены в работах [41-56].

К настоящему времени существует большое число спутников с гравитационными системами ориентации, выведенных на околоземные орбиты, например, спутники «Интеркосмос-15, -17, -18, -19» [57-59], спутник Оре-

ол-3 [60], спутники системы спасания «КОСПАС»-SARSAT [61], многие спутники серии «Космос».

Режим гравитационной ориентации широко используется на орбитальных станциях «Салют-6» и «Салют-7». Вытянутая форма станции позволяет получить значительные гравитационные моменты, стремящиеся совместить продольную ось станции с направлением на Землю. Отработанный в ходе экспедиции на орбитальном комплексе «Салюте-6» – «Союз» космонавтами Г.М. Гречко и Ю.В. Романенко режим гравитационной ориентации стал штатным для всех последующих экспедиций [62].

Анализ одного из вариантов гравитационной системы ориентации спутника [48] позволил предложить эффективный метод определения массы в невесомости и создать массметр – прибор для определения массы тела космонавта в условиях орбитального полета. Получена оценка точности измерения массы с помощью этого прибора, разработана методика измерения массы на борту орбитальной станции. Массметр успешно использовался для измерения массы космонавтов на орбитальных станциях «Салют-5», «Салют-6», «Салют-7» [63].

На относительно низких круговых орбитах для ориентации спутника по набегающему потоку (по касательной к орбите) можно использовать аэродинамические моменты. Аэродинамическая система ориентации была установлена на спутниках «Космос-149» и «Космос-320» [43, 64, 65].

Солнечное световое давление также может быть использовано для ориентации на Солнце космических аппаратов, движущихся достаточно далеко от Земли и планет.

Для некоторых научных экспериментов может оказаться желательной ориентация спутника по геомагнитному полю. Для этого на спутнике жестко крепится достаточно сильный магнит, взаимодействие которого с геомагнитным полем приводит к появлению момента, стремящегося совместить ось магнита с вектором напряженности магнитного поля Земли. Анализ динамики спутника с магнитной системой ориентации был проведен в работах [66, 67].

Для обеспечения неизменной ориентации оси спутника в инерциальном пространстве часто применяется система ориентации вращением, использующая режим устойчивого вращения спутника вокруг оси максимального момента инерции. Внешние моменты приводят к медленному изменению ориентации вращающегося спутника. Для сохранения неизменной ориентации спутника на достаточно большом интервале времени влияние возмущающих моментов необходимо компенсировать [68-71].

Сотрудники Института прикладной математики, занимавшиеся теоретическими вопросами создания пассивных систем ориентации, работали вместе с другими организациями, выполнившими большую инженерно-конструкторскую работу и обеспечившие создание и запуск на орбиту многих спутников с гравитационной и аэродинамической системами ориентации. В этой работе принимали участие Л.В. Соколов, П.П. Клобуков, А.В. Михайлов, В.Н. Зигунов, Н.Г. Новоселова, В.Л. Солунин, В.И. Драновский, Ю.Д. Салтыков, В.С. Гладилин, В.М. Мишин, А.П. Алпатов, В.Г. Васильев, В.С. Хорошилов, Э.П. Яскевич, Б.Н. Петров, В.Ю. Рутковский, Ю.П. Портнов-Соколов, С.Д. Земляков, В.И. Попов, Г.Н. Толстоусов, Ю.В. Мартынов, В.И. Боевкин, Ю.Г. Гуревич, Г.И. Ладынин и др.

В начале 1960-х годов в механике космического полета возник интерес к использованию электрореактивных двигателей «малой тяги» (ЭРД), плазменных и ионных, со скоростью истечения реактивной струи существенно более высокой, чем у химических двигателей, и поэтому более экономичных. Активно исследовались и межпланетные перелеты, и спиральные разгоны в сфере действия планеты, причем последние задачи были особенно популярны, так как допускали различные аналитические решения [72]. В.В. Белецким, В.А. Егоровым и В.Г. Ершовым в ОПМ был выполнен цикл работ по полетам с малой тягой, были получены аналитические решения и проведены расчеты траекторий, как по разгону вблизи планеты, так и по межпланетным перелетам [73-75] с использованием метода «транспортирующей траектории», предложенного Т.М. Энеевым.

Д.Е. Охоцимский построил «универсальную траекторию» разгона, которая раскручивалась из особой точки в притягивающем центре за бесконечное число витков и уходила от планеты до бесконечного удаления, причем ее участки позволяли приближать траектории разгонов различного типа [76]. Решение на обоих концах искалось в виде асимптотических разложений, которые строились автоматически на вычислительной машине и объединялись участком численного счета, что было одной из первых в нашей стране разработок по компьютерной алгебре. Этот подход для энергетически оптимального разгона с малой тягой был развит Г.Б. Ефимовым [77]. Анализ программы управления вектором малой тяги для оптимального проведения различных маневров по изменению орбиты КА был проведен А.А. Лебедевым в ВЦ АН СССР [78].

При создании ЭРД с большой величиной тяги, необходимой для разгона у Земли и в межпланетных полетах, возникли трудности. Но советские плазменные ЭРД были первыми и надолго оставались единственными, ра-

ботавшими в космосе для коррекции орбит спутников связи.

Непосредственно после запуска первых искусственных спутников Земли были развернуты работы по проектированию и созданию беспилотных космических аппаратов, предназначенных для полетов к Луне и планетам солнечной системы – Марсу и Венере. Эти работы, начатые под руководством С.П. Королева, в дальнейшем были успешно продолжены под руководством Г.Н. Бабакина. Работы по созданию автономных систем управления указанных космических аппаратов возглавил Н.А. Пилюгин. Конструкторские работы по созданию таких аппаратов требовали проведения соответствующих баллистических исследований по выбору орбит перелета, а также средств слежения и управления полетом. По своему характеру такие исследования представляли собой обширный цикл работ по комплексному анализу и выбору параметров различных систем ракеты-носителя, космического аппарата и средств общего контура управления. Так, например, выбор межпланетных орбит перелета должен был быть тесно увязан с энергетическими возможностями ракеты-носителя и космического аппарата, с возможностями средств слежения и управления полетом, с энергетическими возможностями корректировки орбиты во время полета, с чувствительностью трубки траекторий к кинематическим ошибкам выведения аппарата на траекторию полета и т. д. Работы по комплексному баллистическому проектированию межпланетных полетов были начаты в нескольких исследовательских коллективах в 1958г. При этом первоначально главные усилия специалистов были направлены на решение задачи достижения Луны [79, 80] и исследования окололунного пространства.

Полеты первых лунных космических аппаратов на основной части траектории (после разделения с ракетой-носителем) с баллистической точки зрения были неуправляемыми. Некоторое исключение представляют операции по управлению ориентацией КА «Луна-3» перед и во время фотографирования обратной стороны Луны, не влиявшие на траекторию движения центра масс. Однако, несмотря на кажущуюся относительную простоту баллистики первых лунных перелетов, выбор траекторий достижения и облета Луны оказался весьма тонкой и сложной задачей. Выбор траектории попадания в Луну был весьма жестким образом связан тремя условиями: старт ракеты-носителя производится с территории СССР по трассе со значительным наклоном к экватору ($63,5^\circ$), активный участок полета непрерывен (т. е. отсутствуют паузы в работе двигателей разных ступеней), отсутствует коррекция траектории полета космического аппарата после разделения последнего с ракетой-носителем. Первые два условия наложили жесткие ог-

раничения на даты старта, ограничив возможные «окна» старта одним - двумя днями в месяц. Третье условие потребовало известной «жесткости» траектории, делающей траекторию возможно менее чувствительной к ошибкам выведения в момент разделения космического аппарата с ракетой-носителем. При выборе траектории для третьего лунного космического аппарата, предназначенного для облета и фотографирования обратной стороны Луны, к трем указанным выше условиям добавилось еще и четвертое, требовавшее прямой видимости космического аппарата после облета Луны с пунктов слежения, находившихся на территории СССР.

Баллистическое проектирование полетов первых лунных космических аппаратов было проведено в сжатые сроки коллективами исследователей под общим руководством М.В. Келдыша. В ходе этого проектирования значительный вклад в решение задачи о попадании в Луну сделан В.А. Егоровым, впервые показавшим существенность учета пространственного характера траекторий полета к Луне при старте с территории Советского Союза [79, 80].

Следует особо отметить работу М.Л. Лидова, Д.Е. Охочимского и А.К. Платонова по выбору траектории облета Луны для третьего лунного космического аппарата [81]. Им удалось выбрать траекторию облета, на которой аппарат после сближения с Луной и вследствие влияния ее гравитационного поля существенно образом отклонялся к северу и, таким образом, последующее его возвращение к Земле происходило со стороны северного полушария. Последнее обстоятельство было чрезвычайно важно для слежения за полетом с наблюдательных пунктов, расположенных в северном полушарии, так как возрастало время, на протяжении которого была возможна прямая связь с аппаратом. По мере приближения к Земле лунный космический аппарат становился незаходящей радиозвездой для этих наблюдательных пунктов и оставался им практически до сближения с Землей на минимальное расстояние. Полет третьей лунной космической ракеты был первым случаем использования в практике космических полетов пертурбационного маневра для целей формирования траектории полета.

Впоследствии более полный анализ траекторий близкого облета Луны (М.Л. Лидов, Д.Е. Охочимский, Н.М. Тесленко) выявил [82, 83] траектории, которые при возвращении к Земле обладают заданными характеристиками сближения с Землей. Это позволило выбрать траектории для КА, совершающего облет Луны и возвращение к Земле с управляемым спуском на территорию нашей страны (КА серии «Зонд»).

Ряд новых задач возник при разработке и обосновании проекта мягкой

посадки автоматической станции на поверхность Луны [84]. Особо следует отметить разработанную по инициативе М.В. Келдыша и впервые примененную в этом проекте систему астронавигации, которая определяла систему координат для ориентации КА и была включена на ряде участков в контур автоматической системы управления. Опираясь на возможности этой системы, А.А. Дашков и В.В. Ивашкин [85, 86] предложили изящное и технически сравнительно простое решение проблемы ориентации двигателя КА по направлению вектора скорости при торможении у поверхности Луны путем построения так называемой «лунной вертикали». Мягкая посадка на Луну впервые была успешно реализована при полете советской автоматической станции «Луна-9» в 1966г. Опираясь на возможности системы астронавигации, был разработан и реализован в том же году проект запуска первого искусственного спутника Луны. Значительный вклад в баллистику лунных перелетов внесли Э.Л. Аким, Р.Ф. Аппазов, А.В. Брыков, Г.М. Гречко, В.А. Егоров, С.С. Лавров, М.Л. Лидов, Е.С. Макаров, Д.Е. Охоцимский, А.К. Платонов, П.Е. Эльясберг и др.

Почти одновременно с началом работ по баллистическому проектированию первых лунных полетов начали проводиться исследования по динамике полетов к планетам солнечной системы Марсу и Венере [87]. В процессе этих исследований выявились новые трудности, без преодоления которых невозможно было эффективно продвинуть решение всей проблемы в целом. Одна из главных трудностей объяснялась противоречивыми требованиями, выдвигаемыми к характеристикам межпланетной траектории, условиями энергетической оптимальности гелиоцентрической орбиты перелета в период подходящего навигационного «окна», условиями старта ракеты-носителя с территории СССР.

Энергетически оптимальные орбиты, при выведении на которые космическому аппарату сообщается минимально возможная полная механическая энергия, в значительном числе случаев имеют большой наклон к плоскости земного экватора. Чтобы обеспечить выведение космического аппарата на них с территории СССР, необходимы круто наклоненные к поверхности Земли активные участки полета ракеты-носителя. Однако при большом наклоне к поверхности Земли траектории активного участка полета резко возрастает неблагоприятное действие составляющей силы тяжести, направленной против движения, что приводит к потере скорости в конце активного участка или, что в данном случае более существенно, к значительному уменьшению допустимой полезной нагрузки при заданной полной энергии в конце участка выведения.

В сложившихся обстоятельствах единственный реальный путь борьбы с указанными потерями мог состоять в изыскании какого-либо способа общего уменьшения наклона активного участка. В связи с этим Т.М. Энеевым было предложено для разгона межпланетных космических аппаратов использовать активные участки с паузой в работе двигателей, во время которой ракета-носитель с космическим аппаратом движется по промежуточной орбите ИСЗ. При этом пауза должна подбираться таким образом, чтобы повторное включение двигателей и, вместе с ним, окончательный разгон космического аппарата происходили в низких широтах земного шара. Геометрически и динамически такой способ разгона полностью эквивалентен разгону с непрерывным активным участком при условии, что точка старта этого участка находится на соответствующей, как правило, низкой, широте земного шара. Использование указанного способа разгона существенно облегчило решение ряда баллистических проблем межпланетных перелетов, расширив оптимальные навигационные интервалы возможных дат старта, улучшив условия слежения за космическими аппаратами и т. д. Разгон космического аппарата с промежуточным выведением на незамкнутую орбиту искусственного спутника Земли стал впоследствии универсальным способом разгона космических аппаратов разного назначения.

Другая трудная проблема, которую необходимо было решать в процессе баллистического проектирования полетов к Марсу и Венере, состояла в разработке принципов точного наведения космического аппарата на планету-цель (в том числе и для облетных траекторий). Решить задачу так, как это удалось сделать для первых лунных ракет, в данном случае было невозможно – слишком велики были возможные отклонения реальных траекторий от расчетной траектории. Из-за ошибок в кинематических параметрах в конце участка выведения ракеты-носителя промах вблизи планеты-цели мог достигать нескольких сотен тысяч километров. В связи с этим, с самого начала была ясна необходимость активного управления полетом космических аппаратов на всей траектории от Земли до планеты-цели.

Принятая в процессе разработок принципиальная схема управления полетом КА содержала две главные операции, последовательно выполняемые в ходе полета необходимое число раз. Первая операция состояла в определении фактической траектории полета на основании обработки данных траекторных измерений. Вторая операция состояла в определении потребного корректирующего импульса, исправляющего нужным образом траекторию, и последующее исполнение его с помощью бортовой коррекционной двигательной установки. Следует заметить, что, несмотря на естествен-

ность и органичность указанной схемы управления, реализация ее в баллистической части натолкнулась на серьезные трудности. Трудности эти были связаны, в первую очередь, с определением фактической траектории полета.

По ряду технических причин в практике космических полетов состав траекторных измерений представлен, в основном, радиоизмерениями наклонной дальности и радиальной скорости (измеряемой с помощью принципа Доплера). При движении космического аппарата вблизи Земли и при наличии нескольких измерительных пунктов имеется возможность с помощью данного состава измерений быстро получать хорошую пространственную завязку траектории. Положение меняется, когда аппарат находится на большом удалении от Земли (порядка десятков и сотен миллионов километров). В этом случае пропадает возможность одновременного определения всех трех координат аппарата. Остается возможность пространственной завязки траектории через динамику относительного движения аппарата и земного наблюдательного пункта путем обработки наклонной дальности или радиальной скорости (или обоих их вместе), измеренными за более или менее длительный промежуток времени хотя бы с одного измерительного пункта. Такая возможность была впервые показана и проанализирована в исследованиях Э.Л. Акима, Н.И. Золотухиной и Т.М. Энеева [88]. Оказалось, что при достаточно точных измерениях радиальной скорости и наклонной дальности и при рациональной общей стратегии управления, предусматривающей достаточно длительные временные интервалы измерений, можно с весьма высокой точностью определять траекторию движения космического аппарата практически при любых его удалениях от Земли.

В конечном счете общий режим измерений при полете к дальним планетам солнечной системы стал формироваться путем синтеза двух основных компонент – режима измерений на приземном участке полета (до расстояний в несколько десятков тысяч километров) с высоким темпом измерений, производимых сразу несколькими наблюдательными пунктами, и режима межпланетного (гелиоцентрического) участка с относительно замедленным темпом измерений, обрабатываемых крупными массивами за более или менее длительные временные интервалы. Несколько позже появился третий компонент – режим измерений на припланетном (планеты-цели) участке полета, имевший также свои особенности. Так, например, при баллистическом проектировании полетов КА к Марсу возник вопрос о возможности определения орбит искусственных спутников Марса с помощью одних лишь дальномерных и доплеровских измерений. Этот вопрос был де-

тально проанализирован Н.Н. Козловым, исследовавшим условия, при которых такая возможность может быть реализована [89].

После того как фактическая траектория определена, начинается новая фаза управления, заключающаяся в определении потребного корректирующего импульса и последующем его исполнении. Стройная и обзримая теория коррекции межпланетных траекторий была впервые разработана А.К. Платоновым, который дал для нее ясную геометрическую интерпретацию, введя при этом ряд важных и весьма удачных определений и понятий (плоскость оптимальной коррекции, нуль-направление и др.) [90, 91].

Исследуя оптимальные режимы коррекции траекторий КА, А.К. Платонов показал существование в определенных условиях нескольких, связанных между собою, участков работы двигателя, что приводит к многократной коррекции даже в случае отсутствия погрешностей исполнения коррекции и определения орбиты. Максимальное число требуемых при этом импульсов равно числу корректируемых параметров орбиты. Такая «связанная» коррекция была подробно исследована А.А. Дашковым, В.Н. Кубасовым, А.К. Платоновым и Л.В. Шевченко [92-94] при разработке практически важного способа коррекции с помощью одноосной системы ориентации космического аппарата на Солнце. Подобный способ коррекции был реализован впоследствии при полетах советских космических аппаратов к Венере.

Общий метод решения задачи коррекции траектории с помощью варианта симплекс-метода линейного программирования был впоследствии указан М.Л. Лидовым [95].

Описанная выше принципиальная схема управления легла в основу всех последующих баллистических работ, как по проектированию, так и по фактическому управлению полетом межпланетных аппаратов. Схема эта совершенствовалась в деталях и дополнялась новыми элементами (например, в некоторых случаях астронавигации), но в основных своих чертах она не изменилась за длительный период практики космических полетов.

Дальнейшее развитие этой схемы связано с созданием нового поколения автоматических межпланетных станций (АМС) – «Венера-9» - «Венера-14». Исследования, проводимые спускаемыми аппаратами этих станций в атмосфере Венеры и на ее поверхности (получение панорамы поверхности в районе посадки и др.), требовали передачи на Землю больших потоков научной информации. Для решения этой сложной задачи была разработана новая схема припланетных операций АМС. Она предусматривала разделение АМС за двое суток до прохождения условного перицентра подлетной

гиперболы на спускаемый (СА) и орбитальный (ОА) аппараты и проведение орбитальным аппаратом в сфере действия Венеры маневра увода, обеспечивающего перевод ОА на гиперболическую траекторию пролета над районами посадки СА на планету (пролетно-десантная схема). При наличии энергетических возможностей после перевода ОА на пролетную траекторию проводился еще один маневр – торможение, выводящий ОА на орбиту спутника Венеры (орбитально-десантная схема). В отличие от всех предыдущих полетов к Венере в рамках изложенной схемы информация с СА передавалась на Землю не непосредственно, а путем ретрансляции через орбитальный аппарат. Это позволило получить высокую информативность радиолинии СА-Земля при достаточно малом весе радиоаппаратуры и источников энергопитания СА.

Орбитально-десантная схема была реализована впервые на АМС «Венера-9» и «Венера-10» [96]. Она позволила обеспечить высокую точность попадания СА этих станций в заданные районы поверхности Венеры, выведение на венероцентрическую орбиту первых искусственных спутников планеты, синхронную работу ОА и СА на участке спуска СА в атмосфере и во время его работы на поверхности, длительное изучение планеты и ее ближайших окрестностей двумя одновременно существующими искусственными спутниками – лабораториями. Высокая эффективность полетов АМС «Венера-9» и «Венера-10», одна из главных задач которых состояла в проведении исследований надоблачной атмосферы и получении панорамы поверхности планеты, в значительной мере была достигнута благодаря выбору новой схемы полета на припланетном участке. Эта схема позволила, в частности, существенно повысить вес научной аппаратуры в общем весе СА.

Полеты космических аппаратов к Венере в 1978г. и 1981г. требовали существенно больших энергетических затрат по сравнению с полетом в 1975г. Это не позволило применить в них орбитально-десантную схему. В этих полетах («Венера-11»-«Венера-14») была успешно осуществлена пролетно-десантная схема [97, 98]. В разработке и реализации новой схемы полета для АМС «Венера-9»-«Венера-14» принимали участие Э.Л. Аким, Г.С. Заславский, Н.М. Иванов, М.А. Казанский, В.С. Поляков, В.А. Степаньянц, К.Г. Суханов, В.Ф. Тихонов и др.

В связи с созданием нового поколения автоматических космических аппаратов для полетов к Луне несколькими коллективами был выполнен большой комплекс проектно-баллистических исследований. В этих исследованиях был осуществлен выбор схемы полета, бортовых и наземных

средств измерения и управления, обеспечивающих выведение аппарата на орбиту ИСЛ, мягкую посадку на ее поверхность с достаточно высокими точностями, необходимыми для возвращения этих аппаратов к Земле при прямом вертикальном старте с поверхности Луны и посадке в заданный район страны. В исследованиях принимали участие Э.Л. Аким, Д.К. Бронтман, Ю.Д. Волохов, М.Л. Лидов, Ф.М. Овсиенко, В.П. Пантелеев, В.Д. Татаринов и др. Результаты исследований были с успехом использованы при высадке на поверхность Луны «Луноходов» и аппарата для забора проб лунного грунта и последующей доставки их на Землю. Следует отметить, что баллистическое проектирование лунных полетов имеет свои особенности, и они внесли интересные элементы в общую схему управления. Так в процессе проектирования Ю.Б. Волоховым, В.А. Егоровым [99, 100] и другими были разработаны специфические вопросы, связанные с возвратной траекторией полета. Была показана возможность возвращения аппарата из заданного района Луны в заданный район Земли с помощью вертикального старта с поверхности Луны и без коррекции перелетной орбиты.

В связи с необходимостью обеспечения посадки в заданные районы спутников Земли и космических аппаратов, возвращающихся к Земле со второй космической скоростью, в ряде коллективов был выполнен широкий круг исследований управления движением аппаратов в атмосфере Земли с использованием бортовых ЦВМ. Некоторые результаты этих работ были использованы при создании систем управления космическими кораблями типа «Союз» и «Зонд». Дальнейшие исследования задачи динамики и управления входом велись в направлении возможно более полного использования логических и вычислительных возможностей БЦВМ и создания методов и алгоритмов управления, существенно использующих именно эти свойства БЦВМ при ее функционировании в контуре управления движением. Были разработаны многошаговые адаптивные алгоритмы управления, функционирующие в широком диапазоне скоростей входа, от первой космической до гиперболических, при дальностях полета на участке входа от сотен до 10-12 тыс. км. Разработанные алгоритмы обеспечивают полноту использования коридора входа, высокую точность приведения в заданное место посадки, малый расход рабочего тела на управление, минимальные требования к величине управляющего момента и сохраняют работоспособность при действии значительных возмущений. Алгоритмы предъявляют умеренные требования к ресурсам БЦВМ, необходимым для их реализации. Результаты проведенных исследований выходят за рамки задачи управления входом и помогают понять рациональные пути дальнейшего развития

алгоритмов управления автономных космических систем различного назначения. В проведении работ по управлению входом принимали участие Ю.Ф. Голубев, Н.М. Иванов, А.Б. Найшуль, Д.Е. Охоцимский, Ю.Г. Сихарулидзе, Е.А. Тюлин, М.А. Хазан, М.С. Хитрик, В.А. Ярошевский и др. [101-106].

Баллистическое проектирование и осуществление межпланетных перелетов существенным образом связано с необходимостью проведения высокоточных расчетов при подготовке полетных заданий и в процессе управления полетом. Поэтому с самого начала внимание многих специалистов было привлечено к вопросам разработки надежных методов прецизионных расчетов орбит. Следует отметить, что трудности при создании таких методов заключаются не только и не столько в разработке соответствующих вычислительных алгоритмов, сколько в разработке достаточно адекватной математической модели движения КА. Причина этого заключается в недостаточно точном знании движения небесных тел, в неточности знания их физических характеристик, констант их гравитационных полей. Заметную роль здесь могут играть также физические процессы, связанные с функционированием самого КА, например, работа микродвигателей системы ориентации, солнечное давление на поверхность КА и др. Большой вклад в разработку точных методов расчета траекторий межпланетных перелетов внесли Э.Л. Аким, З.П. Власова, Г.М. Гречко, М.Д. Кислик, В.П. Кураев, С.С. Лавров, Е.С. Макаров, А.К. Платонов, К.Г. Суханов, Т.М. Энеев и другие исследователи.

Проведение летно-конструкторских испытаний пилотируемых и автоматических космических аппаратов потребовало развития на базе современных ЭВМ интерактивных аппаратно-программных комплексов, способных в автоматическом режиме обеспечить решение задач приема и обработки траекторных измерений с целью определения параметров траектории и прогнозирования движения, управления полетом аппарата и работой наземных средств слежения. Одна из возникавших трудностей заключалась в необходимости сочетания высокой точности и надежности в расчете параметров управления с достаточно высокой оперативностью их получения в процессе полета аппарата, сочетания высокой автоматизации с необходимой гибкостью в принятии решений. Для решения поставленной задачи были разработаны математические модели движения космического аппарата, работы его систем ориентации и органов управления, наземных и бортовых средств измерения траектории движения и др. Эти модели, созданные для аппаратов различного назначения, опирались на последние достижения механики космического полета и проектно-баллистические исследования, выполненные для конкретных аппаратов. Будучи программно реализованы на

ЭВМ, они явились ядром математического обеспечения полета, которое вместе с системным и общим математическим обеспечением ЭВМ и необходимыми аппаратными решениями позволили создать высокоэффективные информационно-вычислительные системы, предназначенные для решения задачи управления полетом. Сформированные в процессе этой работы баллистические центры [107] явились неотъемлемой частью замкнутого контура управления полетом космических аппаратов и обеспечили успешное выполнение намеченных космических программ. В создании указанных комплексов и выполнении ими поставленных задач принимали участие Э.Л. Аким, Р.Ф. Аппазов, И.К. Бажинов, А.В. Брыков, Н.М. Иванов, М.А. Казанский, М.Л. Лидов, Д.Е. Охочимский, А.К. Платонов, В.Н. Почукаев, Г.В. Степанов, К.Г. Суханов, В.Д. Ястребов, П.Е. Эльясберг, Т.М. Энеев и др.

Многомашинный высокопроизводительный информационно-вычислительный интерактивный комплекс (МВК) [108], созданный в Институте прикладной математики, позволяет в реальном масштабе времени решать задачи баллистико-навигационного обеспечения полета космических аппаратов. В состав комплекса входит центральная машина, выполняющая информационные и управляющие функции, и сопряженные с ней высокопроизводительные ЭВМ, которые выполняют в комплексе вычислительные функции. Для обеспечения аппаратных связей в МВК создан супервизор, образующий надстройку над операционными системами машин, входящих в комплекс. На базе средств операционных систем и супервизора создан специализированный монитор, обеспечивающий в комплексе управление задачами (баллистическими расчетами) и управление данными (потоками баллистической и служебной информации). В состав монитора входит специализированный банк данных, через который проходит и в котором сохраняется вся баллистическая и служебная информация. В комплексе создан и функционирует пакет задач баллистико-навигационного обеспечения полета космических аппаратов.

Для работы в интерактивном режиме операторам-баллистикам предоставлены дисплеи. Комплекс представляет следующие возможности для выполнения работ по баллистико-навигационному обеспечению полета космических аппаратов: автоматический прием траекторных измерений, поступающих по каналам связи от станций слежения в реальном времени, обмен баллистической информацией с внешними абонентами, накопление и хранение баллистической информации, управление пакетом задач баллистико-навигационного обеспечения, интерактивный режим работы операторов-баллистиков с задачами, выполняющими баллистические расчеты, ин-

формационное взаимодействие между задачами, отображение, редактирование и документирование баллистической информации, контроль процессов, выполняющих в комплексе управление состоянием комплекса. В составе комплекса разработаны средства, обеспечивающие полную автоматизацию работ по приему и первичной обработке траекторных измерений, определению по этим измерениям орбиты и прогнозированию движения околоземных космических аппаратов. Эти работы выполняются в комплексе автоматически, без участия операторов-баллистиков, за которыми оставлены лишь функции контроля и возможности оперативного вмешательства в случае нештатных ситуаций.

Созданный по инициативе академиков С.П. Королева и М.В. Келдыша Баллистический Центр ИПМ в тесном взаимодействии с организациями-разработчиками КА – РКК «Энергия», НПО им. С.А. Лавочкина, ЦНИИ-МАШ и др. успешно выполнил работы по баллистико - навигационному обеспечению управления полетом всех автоматических аппаратов «Луна», «Венера», «Марс», предназначенных для исследования Луны и планет, аппаратов «Вега», проводивших исследование кометы Галлея, пилотируемых кораблей «Союз», орбитальных станций «Салют» и «Мир», грузовых кораблей «Прогресс», космической системы «Энергия»-«Буран», автоматических аппаратов научного назначения «Астрон», «Гранат», «Интербол» и др.

Самое непосредственное участие в создании и развитии Баллистического Центра ИПМ им. М.В. Келдыша, его успешной работе принимали Э.Л. Аким, В.А. Степаньянц, А.Г. Тучин, Г.С. Заславский, А.А. Баранов и др.

БЦ успешно выполнил работы по баллистико - навигационному обеспечению пятнадцатилетней безупречной службы на орбите гордости российской космонавтики – научно-исследовательского комплекса «Мир». Начиная с запуска станции «Мир» в 1986г. и ее работы на орбите, включая полеты к станции и стыковки с ней 5 научных модулей («Квант», «Квант-2», «Кристалл», «Спектр», «Природа»), 31 пилотируемого корабля «Союз» и 64 грузовых кораблей «Прогресс», БЦ оперативно и регулярно обрабатывал траекторные измерения, определял орбиты, прогнозировал движение и рассчитывал параметры маневров каждого из этих космических аппаратов. По данным бортовых измерений проводился выборочный анализ динамики движения орбитального комплекса около центра масс. БЦ ИПМ участвовал в выборе схемы схода комплекса с орбиты, анализе и подготовке к возможным нештатным ситуациям, в баллистико-навигационном обеспечении осуществления выбранной схемы. Эти завершающие операции были уникальны по своей сути и носили исключительно ответственный характер. Работы

по баллистико-навигационному обеспечению управления полетом орбитального комплекса «Мир» проводились совместно с ЦНИИМАШ и РКК «Энергия».

Осуществление полетов космических аппаратов вокруг Земли, к Луне и планетам потребовало принципиального уточнения многих астрономических постоянных, а для некоторых постоянных – практически первого определения. Точное прогнозирование движения космических аппаратов, необходимое для маневрирования в космосе и посадки аппаратов в заданные, весьма ограниченные по размерам районы Земли, Луны и планет, не могло быть выполнено без уточнения гравитационных постоянных этих небесных тел и определения параметров нецентральности их полей тяготения, без уточнения геодезических и ряда других постоянных.

Как известно, в течение многих веков определение постоянных в астрономии осуществлялось путем накапливания длинных рядов оптических наблюдений с Земли за движением звезд и естественных небесных тел Солнечной системы и последующего тонкого анализа результатов сравнения этого наблюдательного материала с предвычисленными положениями небесных тел – эфемеридами. Точность такого определения постоянных была ограничена набором орбит, доступных для наблюдения естественных небесных тел, ошибками оптических наблюдений и возможностями вычислительных средств. Бурно развивающийся космический эксперимент предоставил новые технические средства для решения этой сложной проблемы. К их числу необходимо отнести, во-первых, средства выведения и управления полетом космического аппарата, обеспечивающие возможность формирования заданной орбиты аппарата, в том числе благоприятной для определения интересующих постоянных астрономии. Во-вторых, это высокоточные наземные радиотехнические системы траекторных измерений, точностные характеристики которых на три порядка превышают точности традиционных оптических наблюдений. Принципиально новые вычислительные возможности для глубокого математического моделирования движения искусственных и естественных небесных тел предоставила непрерывно развивающаяся вычислительная техника с ее высокопроизводительными ЭВМ. В результате возникло новое направление прикладной небесной механики, занимающееся определением постоянных астрономии по наблюдениям за движением искусственных небесных тел. Работы в этом направлении начаты в начале шестидесятых годов в Институте прикладной математики АН СССР,

Определение астрономических постоянных по наблюдениям за движе-

нием космических аппаратов, опирающееся на исследование динамики движения аппаратов, невозможно без определения их траектории. Поэтому для уточнения постоянных решалась задача совместного определения указанных постоянных и параметров траектории космического аппарата по наблюдениям за его движением. Для повышения точности определения постоянных и уменьшения корреляции ошибок их определения как между собой, так и с ошибками определения параметров траектории использовались траекторные измерения не одного космического аппарата, а целого ряда аппаратов, различные траектории движения которых зависят от одних и тех же определяемых астрономических постоянных.

Первая работа в этом направлении была выполнена в 1966г. Э.Л. Акимом, впервые определившим параметры гравитационного поля Луны по наблюдениям за движением ее искусственного спутника «Луна-10» [25]. Результаты определения были использованы для управления полетами спутников «Луна-11, -12 и -14». Анализ динамики движения этих спутников в поле тяготения Луны и модель поля [109], построенная Э.Л. Акимом и З.П. Власовой по наблюдениям за движением «Луны-14», были положены в основу баллистического проектирования нового поколения лунных автоматических аппаратов («Луна-16 – 24») и управления их полетами на орбитах спутников Луны и траекториях спуска на ее поверхность. Этими же авторами построена по данным траекторных измерений всех отечественных спутников Луны наиболее полная модель глобальной структуры гравитационного поля [109], отражающая крупномасштабные отклонения поля от центрального (модель типа «7-4»). Модель лунного поля тяготения по данным траекторных измерений ИСЛ на «коротких дугах» разработана И.К. Бажиновым, В.П. Павловым и В.Н. Почукаевым [110]. Подробное изложение работ по определению гравитационного поля Луны содержится в [111].

Необходимость точного прогнозирования движения космических аппаратов («Зонд-5-8»), возвращающихся к Земле со второй космической скоростью, и автоматических лунных станций потребовало существенного уточнения гравитационных постоянных Земли и Луны. Уточнение этих постоянных по данным траекторных измерений спутников Земли и Луны соответственно не могло быть осуществлено из-за большой корреляции между ошибками определения указанных постоянных и больших полуосей орбит спутников. В качестве эффективного средства для уточнения гравитационных постоянных Земли и Луны был использован анализ динамики движения удаляющихся от Земли межпланетных автоматических станций «Венера-4-7», выполненный Э.Л. Акимом, З.П. Власовой и В.А. Степаньянцем [24].

Следует отметить, что приведенное в работе 1971г. уточненное значение постоянной тяготения Земли существенно отличалось от ранее опубликованных американскими исследователями значений этой постоянной, полученных по траекторным измерениям отдельных аппаратов «Маринер» и «Рейнджер». Дальнейшие исследования подтвердили правильность полученного в [24] значения постоянной, которое и утверждено в 1976г. XVI Генеральной ассамблеей Международного астрономического союза в качестве нового более точного значения гравитационной постоянной Земли.

Важное значение для навигации космических аппаратов, исследующих Венеру с орбиты ее спутников, имеет численная величина динамического сжатия этой планеты. Определение динамического сжатия Венеры выполнено Э.Л. Акимом и З.П. Власовой [112] по наблюдениям за движением первых искусственных спутников планеты «Венера-9» и «Венера-10». Полученные результаты хорошо согласуются с более поздними данными американских исследователей, определявших эту астрономическую постоянную по траекторным измерениям искусственного спутника Венеры.

Наблюдения за движением межпланетных космических аппаратов дали также ценный материал для анализа строения атмосфер планет Марса и Венеры. Так, проведение доплеровских измерений скорости движения спускаемых аппаратов в атмосферах Марса и Венеры позволило определить плотность атмосфер планет и ее зависимость от высоты на соответствующем участке спуска. Совместно с другими данными это дало возможность получить надежные результаты по строению атмосфер планет.

Полеты космических аппаратов к планетам Солнечной системы предъявляют высокие требования к точности знания геоцентрических координат планет. Астрономические теории движения планет, построенные с использованием только традиционных оптических угловых измерений, не могут обеспечить эти точности. Поэтому в необходимых случаях на борт космических аппаратов ставились тяжелые и сложные автономные навигационные системы, а для проведения коррекций траектории по данным измерений этих систем при сближении аппаратов с планетой требовались дополнительные запасы топлива. В связи с этим М.В. Келдыш в начале 70-х годов поставил перед Институтом прикладной математики задачу совместно с Институтом радиотехники и электроники, Институтом теоретической астрономии и другими организациями провести работы по созданию в нашей стране высокоточных теорий движения планет, которые могли бы быть успешно использованы для навигации космических аппаратов. В основу работ были положены радиолокационные измерения времени запаздывания отра-

женного от поверхности планет сигнала и смещения доплеровской частоты, проводимые под руководством В.А. Котельникова коллективом в составе Г.М. Петрова, О.Н. Ржиги, А.М. Шаховского и др. [113]. Радиолокационные измерения позволили определить расстояние Земля-планета с точностями, во много раз превышающими точности угловых оптических наблюдений.

Первая работа в направлении решения поставленной задачи была выполнена Э.Л. Акимом и В.А. Степаньянцем, которые построили теорию движения Земли и Венеры по данным радиолокационных, оптических наблюдений и наблюдений за движением искусственных спутников Венеры «Венера-9, -10» [114]. Теория была построена в рамках ньютоновой механики и использовала наблюдения на мерной базе 1967-1975 гг. Траекторные измерения «Венеры-9, -10» позволили определить расстояния между Землей и Венерой при большом их взаимном удалении и при построении теории существенно дополнили радиолокационные измерения, проведенные, в основном, в районах минимальных расстояний между этими планетами. В отличие от радиолокационных измерений, отягощенных ошибками незнания рельефа планеты, спутниковые измерения несут прямую информацию о взаимном расстоянии центров масс планет. Разработанная теория была успешно применена для навигационного обеспечения полетов АМС «Венера-11, -12». Полученные при радиолокации 1978г. максимальные отклонения измеренных дальностей до поверхности Венеры от прогнозируемых с помощью теории значений составили 3 км, в то время как соответствующие отклонения при использовании классической теории Ньюкома достигали 500 км.

Затем, также в ньютоновом варианте, М.Д. Кисликом, Ю.Ф. Колюкой, В.Ф. Тихоновым и др. была построена теория движения Марса и Земли [115], которая позволила повысить точность описания радиального геоцентрического движения Марса по сравнению с классическими теориями в 10 – 20 раз.

В последние годы на пути уточнения координат планет сделан следующий важный шаг – построена по данным радиолокационных и оптических наблюдений на мерной базе 1960-1980 гг., а также наблюдений за движением АМС высокоточная единая релятивистская теория движения всех внутренних планет – Меркурия, Венеры, Земли и Марса [116]. В качестве определяемых по наблюдениям параметров, наряду с элементами орбит планет и АМС, при построении теории выбраны экваториальные радиусы Меркурия, Венеры, Марса и астрономическая единица. Теория носит чисто гравитационный характер и опирается на последние наиболее досто-

верные результаты определения астрономических постоянных. Для обеспечения высокой точности теории в ней учтены релятивистские поправки к ньютоновой теории движения небесных тел. В качестве дифференциальных уравнений движения планет использованы уравнения для движения пробной частицы в сферически симметричном поле Шварцшильда. При редукциях радиолокационных наблюдений учтен рельеф Марса и Венеры.

Согласование теории с наблюдениями характеризуется следующими данными. Среднеквадратические отклонения радиолокационных дальностей, начиная с 1967-1970 гг., составляют для Венеры 0,5 км, для Марса 1 км и для Меркурия 2 км. Среднеквадратические отклонения оптических измерений на мерном интервале составляют 0,6-1,2". Среднеквадратические отклонения дальностей при наблюдениях за движением АМС равны 1 км. Построенная теория движения внутренних планет, в десятки раз превосходящая по точности классические теории, позволяет существенно повысить точность навигации АМС и значительно расширить и углубить круг научных и прикладных задач, решаемых с их помощью. В создании теории принимали участие В.К. Абалакин, Э.Л. Аким, В.А. Брумберг, М.Д. Кислик, Ю.Ф. Колюка, Г.А. Красинский, Г.М. Петров, В.А. Степаньянц, В.Ф. Тихонов, А.М. Шаховской и др.

Первый полет отечественных космических аппаратов к комете Галлея предъявил высокие требования к точности знания координат кометы. Встречу с кометой предполагалось осуществить в окрестности перигелия ее орбиты, который комета должна была пройти 9 февраля 1986 года. Для проведения исследований было необходимо организовать тесное сближение аппаратов и ядра кометы, характеризующееся величиной в несколько тысяч километров. Решение этой сложной навигационной задачи требует уточнения прогнозируемых на момент встречи координат кометы почти на три порядка по сравнению с существующей точностью их знания. При располагаемых точности и составе наземных наблюдений такое уточнение не может быть произведено только по данным оптических наблюдений за движением кометы Галлея при ее возвращении к Солнцу в 1986г. Оно требует тщательного исследования сложной динамики движения кометы по наблюдениям, относящимся к нескольким последовательным ее появлениям.

В работе Э.Л. Акима, В.В. Савченко и В.А. Степаньянца [117] построена теория орбитального движения кометы Галлея по данным наземных наблюдений, полученным при четырех последовательных ее появлениях 1910, 1835, 1759 и 1682 гг. Важной частью теории является математическая модель движения кометы, позволяющая с необходимой точностью воспроиз-

водить ее фактическое движение. Трудности разработки такой модели связаны с особенностями орбитального движения кометы Галлея. Комета имеет сильно эксцентрическую орбиту, большой период обращения вокруг Солнца (76 лет), тесные сближения с планетами. Наряду с гравитационным влиянием планет, на ее орбиту оказывают существенное воздействие негравитационные силы. Для повышения точности теории в ней учтены релятивистские поправки к классической ньютоновой теории движения небесных тел. Теория опирается на оптические наблюдения, отнесенные к разным системам отсчета координат и времени, имеющим существенно различные точностные характеристики.

В методике статистической обработки таких неравноточных наблюдений важную роль играет выбор априорных весов, приписываемых наблюдениям. При формировании весов в указанной работе учтены две независимые составляющие ошибок наблюдений. Одна из них – флуктуационная составляющая, обусловленная случайными ошибками (инструментальными ошибками, ошибками наблюдателя и т. п.). Другая составляющая вызвана смещением наблюдаемого центра яркости кометы относительно ее центра масс. В результате получено хорошее согласование теории с наблюдениями. Проведены оценки точности теории. Так, ошибка прогнозирования с помощью теории времени прохождения кометой перигелия орбиты в 1986г. не превышает 2 час. Комета Галлея была переоткрыта в ноябре 1982г. Измеренные при ее переоткрытии угловые координаты не были включены в обработку при построении теории, а были использованы для контроля точности прогнозирования с помощью теории движения кометы на 70 лет вперед. Результаты контроля подтвердили высокую точность теории. Отклонения измеренных угловых координат кометы от значений, вычисленных на основе теории, не превышают 1.5", т.е. находятся в пределах ошибок указанных наблюдений. Теория предназначена для прогнозирования движения кометы Галлея. Она положена в основу баллистико-навигационных расчетов, использованных для организации тесного сближения КА и ядра кометы.

Сегодня уже можно открыто сказать об одной большой и ответственной работе, к появлению и выполнению которой наш Институт, отдел Д.Е. Охоцимского, имел самое непосредственное отношение. Речь идет о создании ракетно-космической системы «Энергия» - «Буран». По поручению М.В. Келдыша в середине 1975г. Ю.Г. Сихарулидзе был проведен комплексный анализ опубликованных в печати данных о проектируемой американской многоразовой системе «Спейс шатл» для установления главных целей ее разработки. Было показано, что основные параметры системы по-

звolyают эффективно использовать ее в интересах ВВС США, создавая серьезную угрозу для безопасности нашей страны. Двойное назначение системы давало возможность в условиях отсутствия конфронтации двух держав использовать систему «Спейс шатл» для мирного освоения космоса. Результаты анализа были представлены М.В. Келдышем высшему руководству страны, где после необходимого обсуждения было принято решение о разработке в нашей стране многофазовой космической системы «Энергия» – «Буран». В Постановлении Правительства по этому вопросу среди основных разработчиков системы был и наш Институт, на который возлагался большой комплекс ответственных задач.

Институт принимал самое непосредственное участие в работах по созданию системы «Энергия» - «Буран». Были выполнены работы по научному обеспечению спуска орбитального корабля (ОК) «Буран» в атмосфере от 100 км до посадки на аэродром. Институт участвовал совместно с НПО и МОКБ «Марс» в разработке алгоритмов управления ОК на участках спуска и посадки. Осуществлял математическое моделирование полного движения ОК, полунатурное моделирование движения ОК с использованием реальной БЦВМ и ЭВМ ЕС-1045, визуальную проверку бортового программного обеспечения для участка спуска. В Институте разработаны вычислительные модели аэродинамических характеристик ОК «Буран», которыми пользовались все участники проекта, и выполнены другие работы. Создано общее математическое обеспечение для бортового вычислительного комплекса ОК и для наземной автоматической системы подготовки пуска системы «Энергия» - «Буран» и его проведения. Институту успешно выполнено баллистико–навигационное обеспечение всех участков полета системы «Энергия» – «Буран», включая активный участок, орбитальный участок и участок спуска ОК.

В изложенном материале сделана попытка дать обзор основных результатов исследований, полученных в прикладной небесной механике и управлении движением космических аппаратов. Авторы понимают, что такой обзор по разным причинам не может быть полным. В нем нашли отражение, прежде всего, результаты, наиболее близкие к научным интересам авторов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Аппазов В.Ф., Лавров С.С., Мишин В.П.* Баллистика управляемых ракет дальнего действия. - М.: Физматгиз, 1966, 307 с.

2. *Келдыш М.В., Камынин С.С., Охоцимский Д.Е.* Баллистические возможности составных ракет. В кн.: Келдыш М.В. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. - М.: Наука, 1988, с.39-140 (Работа завершена в 1951г.).
3. *Келдыш М.В., Егоров В.А., Камынин С.С., Охоцимский Д.Е., Энеев Т.М.* Теоретические исследования динамики полета составных крылатых ракет дальнего действия. В кн.: Келдыш М.В. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. - М.: Наука, 1988, с.147-196 (Работа завершена в 1953г.).
4. *Космодемьянский А.А.* Экстремальные задачи для точки переменной массы // Доклады АН СССР, 1946, т.53, №1, с.17-19.
5. *Охоцимский Д.Е.* К теории движения ракет // ПММ, 1946, т.10, №2, с.251-272.
6. *Охоцимский Д.Е., Энеев Т.М.* Некоторые вариационные задачи, связанные с запуском искусственного спутника Земли // Успехи физ. наук, 1957, т.63, вып.1а, с.5-32.
7. *Егоров В.А.* О решении одной вырожденной вариационной задачи оптимального подъема космической ракеты // ПММ, 1958, т.22, №1, с.16-26.
8. *Тихонравов М.К., Бажинов И.К., Гурко О.В., Максимов Г.Ю., Яцунский И.И.* Основы теории полета и элементы проектирования искусственных спутников Земли. - М.: Машиностроение, 1974, 331 с.
9. *Яцунский И.И.* О влиянии геофизических факторов на движение спутника // Успехи физ. наук, 1957, т.63, вып.1а, с.59-71.
10. *Охоцимский Д.Е., Энеев Т.М., Таратынова Г.П.* Определение времени существования искусственного спутника Земли и исследование вековых возмущений его орбиты // Успехи физ. наук, 1957, т.63, вып.1а, с.33-50.
11. *Таратынова Г.П.* О движении искусственного спутника в нецентральной поле тяготения Земли при наличии сопротивления атмосферы // Успехи физ. наук, 1957, т.63, вып.1а, с.51-58.
12. Основы теории полета космических аппаратов / Ред. Нариманов Г.С. и Тихонравов М.К. - М.: Машиностроение, 1972, 607 с.
13. *Охоцимский Д.Е., Зонов Ю.В., Токарь Е.Н., Князев Д.А., Лурье А.И., Максимов Г.Ю.* Предварительное исследование проблемы создания ориентированного спутника Земли // Отчет Отделения прикладной математики, 1956, 137 с.
14. *Охоцимский Д.Е., Сарычев В.А.* Система гравитационной стабилизации искусственных спутников // Искусственные спутники Земли. - М.: Изд. АН СССР, 1963, №16, с.5-9.
15. *Белецкий В.В.* Движение искусственного спутника Земли относительно центра масс // Искусственные спутники Земли. - М.: Изд. АН СССР, 1958, №1, с.25-43.
16. *Келдыш М.В., Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н.* Об активной системе стабилизации искусственного спутника Земли. В кн.: Келдыш М.В. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. - М.: Наука, 1988, с.198-234 (Работа завершена в 1956г.).
17. *Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н.* Управление ориентацией космических аппара-

- тов. - М.: Наука, 1974, 598 с.
18. *Егоров В.А.* Некоторые вопросы динамики полета к Луне // Доклады АН СССР, 1957, т.113, №1, с.46-49.
 19. *Егоров В.А.* О некоторых задачах динамики полета к Луне // Успехи физ. наук, 1957, т.63, вып.1а, с.73-117.
 20. *Эльясберг П.Е.* Определение плотности верхней атмосферы по вековым изменениям элементов орбит первых двух искусственных спутников Земли // Искусственные спутники Земли. - М.: Изд. АН СССР, 1958, №1, с.21-24.
 21. *Эльясберг П.Е., Ястребов В.Д.* Определение плотности верхней атмосферы по результатам наблюдений за полетом третьего искусственного спутника Земли // Искусственные спутники Земли. - М.: Изд. АН СССР, 1960, №4, с.18-30.
 22. *Энеев Т.М., Платонов А.К., Казакова Р.К.* Определение параметров движения космического летательного аппарата по данным траекторных измерений // Искусственные спутники Земли. - М.: Изд. АН СССР, 1960, №4, с.43-55.
 23. *Аким Э.Л., Энеев Т.М.* Определение параметров движения космического летательного аппарата по данным траекторных измерений // Космич. исслед., 1963, т.1, №1, с.5-50.
 24. *Аким Э.Л., Власова З.П., Степаньянц В.А.* Уточнение масс Земли и Луны по наблюдениям за движением удаляющихся от Земли автоматических межпланетных станций «Венера-4, -5, -6, -7» // Доклады АН СССР, 1971, т.201, №6, с.1303-1306.
 25. *Аким Э.Л.* Определение поля тяготения Луны по движению искусственного спутника Луны «Луна-10» // Доклады АН СССР, 1966, т.170, №4, с.799-802.
 26. *Лидов М.Л.* Определение плотности атмосферы по наблюдаемому торможению первых искусственных спутников Земли // Искусственные спутники Земли. - М.: Изд. АН СССР, 1958, №1, с.9-20.
 27. *Келдыш М.В., Лидов М.Л.* Орбиты спутников «Электрон». В кн.: Келдыш М.В. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. - М.: Наука, 1988, с.356-385 (Работа завершена в 1960г.).
 28. *Лидов М.Л.* Эволюция орбит искусственных спутников планет под действием гравитационных возмущений внешних тел // Искусственные спутники Земли. - М.: Изд. АН СССР, 1961, №8, с.5-45.
 29. *Лидов М.Л.* О приближенном анализе эволюции орбит искусственных спутников // Сб. «Проблемы движения искусственных тел». - М.: Изд. АН СССР, 1963, с.119-134.
 30. *Белецкий В.В., Зонов Ю.В.* Вращение и ориентация третьего советского спутника // Искусственные спутники Земли. - М.: Изд. АН СССР, 1961, №7, с.32-55.
 31. *Белецкий В.В., Голубков В.В., Лавровский Э.К., Трушин С.И., Хацкевич И.Г.* Определение ориентации и вращения искусственных спутников по данным измерений // Космич. исслед., 1967, т.5, №5, с.686-702.
 32. *Голубков В.В., Хацкевич И.Г.* Определение ориентации искусственных спут-

- ников по заданной системе измерений // Космич. исслед., 1969, т.7, №4, с.510-521.
33. *Белецкий В.В., Голубков В.В., Степанова Е.А., Хацкевич И.Г.* Результаты определения ориентации спутника «Протон-2» и описание его движения относительно центра масс // Космич. исслед., 1969, т.7, №4, с.522-533.
 34. *Лавровский Э.К., Трушин С.И.* Методы определения ориентации искусственного спутника Земли по телеметрическим измерениям // Космич. исслед., 1970, т.8, №2, с.218-228.
 35. *Лавровский Э.К., Трушин С.И.* Определение ориентации искусственных спутников Земли «Электрон-2» и «Электрон-4» // Космич. исслед., 1970, т.8, №2, с.229-242.
 36. *Сидоров И.М., Прохоренко В.И.* Определение углового положения искусственного спутника Земли с помощью датчиков магнитного поля // Космич. исслед., 1968, т.6, №2, с.175-185.
 37. *Пивоваров М.Л.* Предварительные результаты определения ориентации ИСЗ «Интеркосмос-17» // Сб. «Обработка информации, получаемой по программе Интеркосмос». - М.: Изд. АН СССР, 1982, с.139-145.
 38. *Эйсмонт Н.А.* Определение ориентации станций серии «Прогноз» по данным телеметрических измерений // Сб. «Обработка информации, получаемой по программе Интеркосмос». - М.: Изд. АН СССР, 1982, с.156-159.
 39. *Пивоваров М.Л., Эльясберг П.Е.* Методика определения фактической ориентации ИСЗ «Интеркосмос-Болгария-1300» // Препринты Института космических исследований, 1983, №785.
 40. *Белецкий В.В.* О либрации спутника // Искусственные спутники Земли. - М.: Изд. АН СССР, 1959, №3, с.13-31.
 41. *Сарычев В.А.* Исследование динамики системы гравитационной стабилизации. Искусственные спутники Земли. - М.: Изд. АН СССР, 1963, №16, с.10-33.
 42. *Сарычев В.А.* Упрощение схемы системы гравитационной стабилизации спутника // Космич. исслед., 1964, т.2, №1, с.33-45.
 43. *Сарычев В.А.* Условия устойчивости системы гравитационной стабилизации спутников с гиродемпфированием // *Astronautica Acta*, 1969, v.14, №4, p.299-310.
 44. *Сарычев В.А., Сазонов В.В.* Оптимальные параметры пассивных систем ориентации спутников // Космич. исслед., 1976, т.14, №2, с.198-208.
 45. *Sarychev V.A., Mirer S.A.* The use of gyrodampers in passive satellite attitude control systems // *J. of Astronaut. Sci.*, 1977, v.25, №3, p.179-205.
 46. *Сарычев В.А., Яковлев Н.И.* Оптимальные по быстродействию параметры спутника с двумя стабилизаторами // Космич. исслед., 1977, т.15, №3, с.352-362.
 47. *Пеньков В.И., Сарычев В.А.* Гравитационная система стабилизации спутников с одностепенным шарнирным подвесом // Космич. исслед., 1977, т.15, №4, с.499-510.
 48. *Сарычев В.А., Пеньков В.И.* О быстродействии гравитационной системы ста-

- билизации спутников с демпфирующей пружиной // Космич. исслед., 1977, т.15, №5, с.683-689.
49. *Сарычев В.А., Сазонов В.В., Златоустов В.А.* Периодические колебания спутника в плоскости эллиптической орбиты // Космич. исслед., 1977, т.15, №6, с.809-834.
50. *Сарычев В.А.* Вопросы ориентации искусственных спутников // Итоги науки и техники. Серия «Исследование космич. пространства». - М.: ВИНТИ АН СССР, 1978, т.11, 224 с.
51. *Сарычев В.А., Яковлев Н.И.* Динамика системы спутник-стабилизатор с двухступенным подвесом // Изв. АН СССР. Механика твердого тела, 1978, №6, с.3-12.
52. *Садов Ю.А.* Быстрое вращение спутника с магнитным демпфером. 1. Движение демпфера // Космич. исслед., 1970, т.8, №4, с.547-556.
53. *Садов Ю.А.* Быстрое вращение спутника с магнитным демпфером. 2. Движение вектора кинетического момента в консервативном приближении // Космич. исслед., 1974, т.12, №4, с.518-526.
54. *Садов Ю.А.* Быстрое вращение спутника с магнитным демпфером. 3. Учет изменений состояния демпфера // Космич. исслед., 1978, т.16, №3, с.345-352.
55. *Садов Ю.А.* Быстрое вращение спутника с магнитным демпфером. 4. Диссипативная эволюция. Резонансные эффекты // Космич. исслед., 1986, т.24, №4, с.553-563.
56. *Овчинников М.Ю.* Периодические движения осесимметричного гравитационно-ориентированного спутника с демпфером. - М.: Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша АН СССР, 1982, №90, 28 с.
57. *Соколов Л.В.* Магнитный демпфер для системы гравитационной ориентации // Сб. «Управление в пространстве», Т.1. - М.: Наука, 1973, с.174-179.
58. *Кавелин С.С., Васильев В.Г., Лысенко И.Н., Поллуксов И.М., Петренко Г.В.* Спутник «Интеркосмос-19» // Сб. «Аппаратура для исследования внешней ионосферы». - М.: ИЗМИРАН, 1980, с.7-12.
59. *Драновский В.И., Иванова Г.А.* Динамика магнитно-гравитационной системы ориентации с учетом температурных деформаций длинных стержней // Сб. «Аппаратура для исследования внешней ионосферы». - М.: ИЗМИРАН, 1980, с.216-226.
60. *Zigunov V.N., Novoselova N.G., Sokolov L.V., Solunin V.L., Dranovsky V.I., Saltykov U.D.* Magnetogyrogravitational system of three-axis orbital orientation and stabilization of the AUREOL-3 satellite // Annales de Geophys., 1982, v.38, №5, p.675-682.
61. *Зурабов Ю., Макаров Ю.* На орбите спутник-спасатель // Газета «Правда», 6 августа 1982г.
62. *Гречко Г.М., Сарычев В.А., Легостаев В.П., Сазонов В.В., Гансвинд И.Н.* Гравитационная ориентация орбитального комплекса «Салют-6»-«Союз» //

- Космич. исслед., 1985, т.23, №5, с.659-675.
63. Сарычев В.А., Сазонов В.В., Златорунский А.А., Саморуков И.А., Фрейдель В.Р., Хлопина С.Ф., Егоров А.Д., Сомов В.И. Измерение массы в условиях невесомости // Космич. исслед., 1980, т.18, №4, с.536-549.
 64. Сарычев В.А., Садов Ю.А. Анализ динамики спутника с гироаэродинамической системой ориентации // Сб. «Космическая стрела. Оптические исследования атмосферы». - М.: Наука, 1974, с.71-88.
 65. Сарычев В.А., Мирер С.А., Златоустов В.А. Оптимальные параметры аэрогроскопической системы ориентации спутников // Космич. исслед., 1984, т.22, №3, с.369-380.
 66. Хентов А.А. Пассивная стабилизация искусственных спутников по магнитному полю Земли // Космич. исслед., 1967, т.5, №4, с.540-553.
 67. Сарычев В.А., Овчинников М.Ю. Магнитные системы ориентации искусственных спутников Земли. Итоги науки и техники. Сер. Исследование космического пространства. - М.: ВИНТИ АН СССР, 1985, т.23, 104 с.
 68. Белецкий В.В. Эволюция вращения динамически-симметричного спутника // Космич. исслед., 1963, т.1, №3, с.339-386.
 69. Сарычев В.А., Сазонов В.В. Оптимальное демпфирование нутационного движения спутников, стабилизируемых вращением // *Celestial Mechanics*, 1976, v.13, №3, p.383-405.
 70. Sarychev V.A., Sazonov V.V. Spin-stabilized satellites // *J. of Astronaut. Sci.*, 1976, v.24, №4, p.291-310.
 71. Сарычев В.А., Сазонов В.В. Нутационные демпферы спутников, стабилизируемых вращением // *Celestial Mechanics*, 1977, v.15, №1, p.75-98.
 72. Гродзовский Г.Л., Иванов Ю.Н., Токарев В.В. Механика космического полета с малой тягой. - М.: Наука, 1978, 485 с.
 73. Белецкий В.В., Егоров В.А. Межпланетные полеты с двигателем постоянной мощности // Космич. исслед., 1964, т.2, №3, с.360-391.
 74. Белецкий В.В., Егоров В.А. Разгон космического аппарата в сфере действия планеты // Космич. исслед., 1964, т.2, №3, с.392-407.
 75. Белецкий В.В., Егоров В.А., Ершов В.Г. Анализ траекторий межпланетных полетов с двигателями постоянной мощности // Космич. исслед., 1965, т.3, №4, с.507-522.
 76. Охоцимский Д.Е. Исследование движения в центральном поле сил под действием постоянного касательного ускорения // Космич. исслед., 1964, т.2, №6, с.817-842.
 77. Ефимов Г.Б. Предельное решение в задаче об оптимальном разгоне аппарата с малой тягой в центральном поле // Космич. исслед., 1970, т.8, №1, с.26-45.
 78. Лебедев В.Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой. - М.: Изд. ВЦ АН СССР, 1968.
 79. Егоров В.А. Пространственная задача достижения Луны. - М.: Наука, 1965, 224 с.

80. *Егоров В.А., Гусев Л.И.* Динамика перелетов между Землей и Луной. - М.: Наука, 1980, 543с.
81. *Келдыш М.В., Власова З.П., Лидов М.Ю., Охоцимский Д.Е., Платонов А.К.* Исследование траекторий облета Луны и анализ условий фотографирования и передачи информации. В кн.: Келдыш М.В. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. - М.: Наука, 1988, с.261-309 (Работа завершена в 1959г.).
82. *Келдыш М.В., Лидов М.Ю., Микиша А.М., Таратынова Г.П.* Облет Луны с возвращением к Земле и посадкой на территории Советского Союза. В кн.: Келдыш М.В. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. - М.: Наука, 1988, с.422-457 (Работа завершена в 1962г.).
83. *Лидов М.Л., Охоцимский Д.Е., Тесленко Н.М.* Исследование одного класса траекторий ограниченной задачи трех тел // Космич. исслед., 1964, т.2, №6, с.843-852.
84. Первые панорамы лунной поверхности. Т.1. - М.: Наука, 1967, 103 с.
85. *Дашков А.А., Ивашкин В.В.* Об одном замечательном свойстве пучка гиперболических траекторий // Космич. исслед., 1965, т.3, №5, с.684-686.
86. *Дашков А.А., Ивашкин В.В.* Автономный метод ориентации // Космич. исслед., 1968, т.6, №1, с.13-20.
87. *Келдыш М.В., Ершов В.Г., Охоцимский Д.Е., Энеев Т.М.* Теоретические исследования по динамике полета к Марсу и Венере. В кн.: Келдыш М.В. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. - М.: Наука, 1988, с.243-261 (Работа завершена в 1959г.).
88. *Келдыш М.В., Аким Э.Л., Золотухина Н.И., Энеев Т.М.* О точности прогнозирования движения АМС «Марс-1». В кн.: Келдыш М.В. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. - М.: Наука, 1988, с.339-348 (Работа завершена в 1960г.).
89. *Козлов Н.Н.* Некоторые задачи по оптимизации процесса траекторных измерений // Космич. исслед., 1976, т.14, №1, с.5-16.
90. *Келдыш М.В., Казакова Р.К., Платонов А.К.* Коррекция траекторий полета к Венере и Марсу. В кн.: Келдыш М.В. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. - М.: Наука, 1988, с.385-414 (Работа завершена в 1961г.).
91. *Платонов А.К.* Исследование свойств корректирующих маневров межпланетных полетов // Космич. исслед., 1966, т.4, №5, с.670-693.
92. *Дашков А.А.* Некоторые требования к системам коррекции межпланетных траекторий // Космич. исслед., 1966, т.4, №5, с.694-700.
93. *Кубасов В.Н.* Коррекция межпланетных траекторий с помощью импульсов радиальной гелиоцентрической скорости // Космич. исслед., 1966, т.4, №5, с.701-708.
94. *Платонов А.К., Дашков А.А., Кубасов В.Н.* Оптимизация управления полетом космических аппаратов // Сб. «Автоматическое управление космическими летательными аппаратами». - М.: Наука, 1968, с.74-82.

95. *Лидов М.Л.* Математическая аналогия между некоторыми оптимальными задачами коррекции траектории и выбора состава измерений и алгоритмы их решения // *Космич. исслед.*, 1971, т.9, №5, с.687-706.
96. *Абрамович С.К., Агеева Т.Д., Аким Э.Л., Власова З.П., Иванов Н.М., Казакова Р.К., Казанский М.А., Лясковская В.И., Морской И.М., Платонов А.К., Поляков В.С., Степаньянц В.А., Суханов К.Г., Тихонов В.Ф., Хейфец В.Н.* Баллистика и навигация при управлении полетом автоматических межпланетных станций «Венера-9» и «Венера-10» // *Космич. исслед.*, 1976, т.14, №5, с.667-673.
97. *Абрамович С.К., Агеева Т.Д., Аким Э.Л., Заславский Г.С., Иванов Н.М., Казанский М.А., Лясковская В.И., Морской И.М., Папков О.В., Поляков В.С., Степаньянц В.А., Суханов К.Г., Тихонов В.Ф., Хейфец В.Н.* Баллистика и навигация автоматических межпланетных станций «Венера-11» и «Венера-12» // *Космич. исслед.*, 1979, т.17, №5, с.670-677.
98. *Агеева Т.Д., Аким Э.Л., Заславский Г.С., Иванов Н.М., Казанский М.А., Коллюка Ю.Ф., Лукьянов С.С., Лясковская В.И., Морской И.М., Мотцулев Б.И., Папков О.В., Поляков В.С., Степаньянц В.А., Суханов К.Г., Тихонов В.Ф., Хейфец В.Н., Христофоров Ж.И.* Баллистика и навигация автоматических межпланетных станций «Венера-13» и «Венера-14» // *Космич. исслед.*, 1983, т.21, №2, с.154-162.
99. *Егоров В.А.* О траекториях возвращения от Луны к Земле // *Космич. исслед.*, 1967, т.5, №4, с.483-493.
100. *Егоров В.А.* О влиянии разброса начальных данных на траектории возвращения от Луны к Земле // *Космич. исслед.*, 1969, т.7, №1, с.3-17.
101. *Охоцимский Д.Е., Бухаркина А.П., Голубев Ю.Ф.* Управление движением при входе в атмосферу // *Космич. исслед.*, 1969, т.7, №2, с.171-178.
102. *Хитрик М.С., Хазан М.А., Ярошевский В.А. и др.* Управление космическим аппаратом при входе в атмосферу // *Космич. исслед.*, 1969, т.7, №2, с.163-170.
103. *Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г.* Многошаговые адаптивные алгоритмы стабилизации космического аппарата при входе в атмосферу / Сб. «Проблемы аналитической механики, теорий устойчивости и управления». - М.: Наука, 1975, с.238-245.
104. *Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г.* Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. - М.: Наука, 1975, 399 с.
105. *Сихарулидзе Ю.Г.* Баллистика летательных аппаратов. - М.: Наука, 1982, 351 с.
106. *Иванов Н.М., Бочаров Л.А., Голуб И.Б.* Алгоритм управления спуском аппаратов, входящих в атмосферу Земли с гиперболическими скоростями // *Космич. исслед.*, 1971, т.9, №5, с.662-667.
107. *Бажинов И.К., Ястребов В.Д.* Навигация в совместном полете космических кораблей «Союз» и «Аполлон». - М.: Наука, 1978, 224 с.
108. *Аким Э.Л., Мямлин А.Н., Попов Г.С., Калашиников Р.В.* Информационно-вычислительная интерактивная система для баллистического обеспечения полета

- космических аппаратов. Труды IV Объединенных научных чтений по космонавтике. Секция «Прикладная небесная механика и управление движением». - М.: 1980, с.5-15.
109. *Аким Э.Л., Власова З.П.* Исследования гравитационного поля Луны по данным измерений траекторий советских искусственных спутников Луны // Космич. исслед., 1983, т.21, №4, с.499-511.
110. *Бажинов И.К., Павлов В.П., Почукаев В.Н.* Модель гравитационного поля Луны по наблюдениям за движением ее спутников Луна 15-24 / Сб. «Научные чтения по космонавтике и авиации», 1981. - М.: Наука, 1983.
111. *Аким Э.Л., Бажинов И.К., Павлов В.П., Почукаев В.Н.* Поле тяготения Луны и движение ее искусственных спутников. - М.: Машиностроение, 1984, 285 с.
112. *Аким Э.Л., Власова З.П., Чуйко И.В.* Определение динамического сжатия Венеры по измерениям траекторий движения ее первых искусственных спутников «Венера-9» и «Венера-10» // Доклады АН СССР, 1978, т.240, №3, с.556-559.
113. *Котельников В.А., Аким Э.Л., Александров Ю.Н., Петров Г.М., Ржига О.Н., Шаховской А.М. и др.* Результаты измерений времени запаздывания и доплеровской поправки, полученные в радиолокационных наблюдениях Венеры в 1962, 1964, 1969, 1070 и 1972 гг. // Астрономич. журнал, 1973, т.50, №4, с.836-848.
114. *Аким Э.Л., Степаньянц В.А.* Численная теория движения Земли и Венеры по данным радиолокационных, оптических наблюдений и наблюдений за движением искусственных спутников «Венера-9» и «Венера-10» // Доклады АН СССР, 1977, т.233, №3, с.314-317.
115. *Кислик М.Д., Коложа Ю.Ф., Котельников В.А., Тихонов В.Ф. и др.* Определение орбит Марса и Земли на основе радиолокационных наблюдений Марса в 1964-1971 гг. // Доклады АН СССР, 1979, т.249, №1, с.78-80.
116. *Кислик М.Д.* Создание единой релятивистской теории движения внутренних планет солнечной системы // Вестник АН СССР, 1982, №8, с.9-16.
117. *Аким Э.Л., Савченко В.В., Степаньянц В.А.* Теория движения кометы Галлея // Доклады АН СССР, 1983, т.272, №5, с.1091-1096.