

На правах рукописи

ТУЧИН Андрей Георгиевич

**Баллистико-навигационное
проектирование полётов к Луне, планетам
и малым телам Солнечной системы**

Специальность 01.02.01 – Теоретическая механика

Автореферат диссертации
на соискание учёной степени
доктора физико-математических наук

Москва – 2010

Работа выполнена в Учреждении Российской академии наук Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН.

Официальные оппоненты:

Академик РАН, доктор физико-математических наук, профессор Маров Михаил Яковлевич, Учреждение Российской академии наук Институт геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского РАН.

Доктор технических наук, профессор Почукаев Владимир Николаевич, Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения».

Доктор технических наук, профессор Константинов Михаил Сергеевич, Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (государственный технический университет)».

Ведущая организация:

Учреждение Российской академии наук Институт космических исследований РАН.

Защита диссертации состоится 15 февраля 2011 г. в 11 час. на заседании диссертационного совета Д 002.024.01 при Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН по адресу 125047, Москва, Миусская пл., 4, конференц-зал.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН.

Автореферат разослан « » 2010 г.

Учёный секретарь диссертационного совета
доктор физико-математических наук

Полилова Т.А.

1. Общая характеристика работы

Диссертация посвящена теоретико-механическим вопросам проектирования полётов космических аппаратов (КА) к планетам Солнечной системы и их естественным спутникам. Разработан метод проектирования квазисинхронных орбит КА вокруг Фобоса, предназначенных для обеспечения посадки КА на его поверхность. Разработаны методы определения параметров движения КА по траекторным измерениям на фоне работы двигательной установки; разработаны методы расчёта точности приведения КА к планете-цели при использовании химических и электроракетных двигателей с учётом ошибок прогноза движения КА, ошибок исполнения манёвров и коррекций, и различных возмущений, вносимых в движение центра масс КА. Разработанные методы опираются на опыт баллистико-навигационного обеспечения полётов к Венере: КА «Венера-15,16», «Вега-1,2», к Марсу: КА «Фобос-2» и нашли применение в проекте «Фобос-Грунт», при проектировании полётов к Луне в проектах «Луна-Ресурс» и «Луна-Глоб», к Венере (проект «Венера-Д»), в систему Юпитера с целью посадки КА на его естественный спутник Европу. Это определяет актуальность и практическую значимость диссертации.

В диссертации использованы методы небесной механики, асимптотического интегрирования дифференциальных уравнений, математической статистики и теории управления движением.

Цели диссертации

Цель работы состоит в разработке теоретико-механических и математических методов, обеспечивающих баллистику и навигацию в проекте «Фобос-Грунт», и распространению этих методов на решение задач навигации и управления в перспективных отечественных проектах полётов к Луне (проекты «Луна-Ресурс» и «Луна-Глоб»), к Венере (проект «Венера-Д») и в систему Юпитера (проект «Лаплас»).

Основные результаты

1. Разработан метод проектирования квазисинхронных орбит КА вокруг Фобоса, позволяющий вычислить параметры орбиты КА, которая в заданное время проходит над заданной долготой поверхности Фобоса и обладает свойством минимального дрейфа, т.е. проходит заданную долготу примерно на одинаковом расстоянии от поверхности Фобоса. Метод позволил предварительно вычислить набор таблиц, каждая из которых соответствует значению максимального удаления от поверхности Фобоса. На основе этих таблиц простой вычислительный алгоритм определяет параметры орбиты КА, которая обладает свойством минимального дрейфа и в заданное время проходит над заданной долготой поверхности Фобоса.

2. Разработаны методы бортовой навигации, обеспечивающие сближение с малым небесным телом и посадку на его поверхность. Методы предназначены для их реализации на бортовом компьютере, предполагают использование цифровой модели поверхности небесного тела, используют измерения дальности и скорости в направлении лучей навигационных приборов и позволяют работать на фоне работающих двигателей. Алгоритмы и бортовые программы навигационного обеспечения участка посадки проекта «Фобос-Грунт» разработаны на основе этих методов.

3. Разработан метод определения параметров движения КА в условиях воздействия шума. Метод основан на представлении модели движения КА в виде композиции опорного движения и движения относительно опорного. Движение относительно опорного представляет собой случайный процесс с нулевым средним и описывается линейным стохастическим дифференциальным уравнением. Оценка вычисляется из условия минимизации функционала, содержащего квадраты взвешенных невязок между измеренными значениями и их расчётными моделями, а также взвешенные квадраты модулей векторов суммарных возмущений между измерениями. Метод применён в алгоритмах определения параметров

движения КА на фоне работы двигательной установки. На основе этих методов разработаны алгоритмы определения параметров движения КА с электроракетными двигательными установками (ЭРДУ).

4. Разработан метод оценки точности приведения КА в заданную область в пространстве целевых параметров с учётом ошибок исполнения и навигационных ошибок. В качестве целевых параметров могут быть выбраны параметры картинной плоскости при решении задачи приведения КА к планете или Луне; высота над поверхностью, вертикальная и горизонтальная составляющая вектора скорости при решении задачи обеспечения условий начала сеанса посадки на поверхность Луны; параметры, определяющие геометрию гало-орбиты, при решении задачи перелёта на гало-орбиту. Метод использован при оценке точности приведения КА в проектах «Фобос-Грунт», «Луна-Ресурс», «Луна-Глоб», «Венера-Д».

Научная новизна

1. Новизна разработанного метода проектирования квазисинхронных орбит КА вокруг Фобоса состоит в том, что усреднённая система учитывает дрейф эллипса, по которому совершается облёт КА вокруг Фобоса, в направлении, которое ортогонально орбитальному движению Фобоса. Наличие этого уравнения позволило найти начальные приближения для орбит с минимальным дрейфом, а затем построить искомые семейства орбит.

2. Новизна методов бортовой навигации на участке посадки состоит в том, что найдены такие модели движения КА и построены такие модели измерений, которые, с одной стороны, обладают простотой, позволяющей реализовать их на бортовом компьютере, а с другой стороны, точностью, позволяющей решить поставленную задачу.

3. Научная новизна метода оценки параметров движения КА в условиях воздействия шума состоит в предложенной модели движения, представляющей собой композицию детерминированного опорного движения и случайного процесса, который описывается линейным стохастическим

дифференциальным уравнением, а также в методе, который обеспечивает одновременное получение оценки вектора состояния КА и векторов суммарных возмущений между измерениями.

Апробация работы

Результаты, представленные в диссертации, докладывались автором на 16-м симпозиуме IFAC по автоматическому управлению (Санкт-Петербург, июнь 2004 г); на 17-м (Москва, июнь 2003г) и 18-м (Мюнхен, октябрь 2004г.) Международных симпозиумах по динамике космического полёта; на Общероссийском семинаре «Современные методы навигации и управления движением» (Институт проблем Управления РАН, 31 марта 2009 г.); на семинаре «Солнечная система и смежные проблемы физики и механики» (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 18 марта 2008 г.).

Публикации

Список основных публикаций по теме диссертации приведён в третьем разделе автореферата. Список состоит из 18 работ; 7 работ из этого списка опубликованы в изданиях, рекомендованных ВАК; 5 из них – в соавторстве. Из работ, выполненных с соавторами, в диссертацию включены только результаты, полученные автором.

Структура и объём работы

Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения, списка использованных источников. Работа изложена на 238 страницах, содержит 28 рисунков, 33 таблицы. Список использованных источников включает 141 наименование.

2. Краткое описание содержания работы

В **главе 1** рассмотрены задачи проектирования квазисинхронных орбит КА вокруг Фобоса для решения задачи посадки на его поверхность. Результаты, представленные в этой главе, описаны в работах: [1; 2; 8; 10; 13].

Моделирование показало [3; 5], что требуется четыре дня полёта КА на квазисинхронной орбите (КСО) для определения параметров движения с необходимой точностью. Поэтому интервал пребывания на КСО оценивается пятью сутками. К номинальной КСО предъявляется ряд требований. За время пребывания на КСО с борта КА должно быть получено телевизионное изображение предполагаемого района посадки и проверена работоспособность лазерного высотомера автономной системы посадки. В момент начала сеанса посадки, при получении изображения района посадки и проверки работоспособности лазерного высотомера, удаление от поверхности Фобоса не должно превосходить 60 км и должны выполняться условия по освещённости и радиосвязи со станциями слежения в Евпатории и Уссурийске. Если в штатном сеансе работы автономной системы посадка не будет осуществлена и КА останется на прежней орбите, должна быть обеспечена возможность повторения попытки посадки на Фобос.

Выбор КСО предполагается проводить по следующей схеме. Из условий освещённости, обеспечения радиосвязи со станциями слежения, возможно, других условий выбирается точка над поверхностью Фобоса и время, в которое КСО должна пройти через эту точку. Из семейства квазисинхронных орбит, проходящих через заданную точку в заданное время, выбирается такая КСО, которая при других прохождении долготы выбранной точки удаляется от неё на минимальное расстояние. Это требование должно обеспечить выполнение условия по максимальному удалению КА от поверхности Фобоса при каждом прохождении над районом посадки. Тем самым возможность телевизионной съёмки предполагаемого участка посадки и условия проверки работоспособности лазерного высотомера будут обусловлены только условиями освещённости и радиосвязи со станциями слежения.

Специалисты Института геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского РАН указали несколько интересных для исследования точек поверхности Фобоса. Координаты точек посадки задаются в системе

координат, центр которой находится в центре фигуры Фобоса. Положение точек местности определяется сферическими координатами. Широты считаются положительными к северу от экватора. Долгота измеряется в экваториальной плоскости к западу от нулевого меридиана. Сеанс посадки целесообразно начинать с упреждением достижения КА долготы точки посадки. Величина этого упреждения может находиться в диапазоне от 1° до 60° . В момент начала сеанса посадки должны быть обеспечены условия освещённости и радиосвязи с наземными станциями слежения. По моменту времени прохождения над заданной долготой всегда можно определить момент времени прохождения долготы 270° . Поэтому рассмотрим задачу построения такой КСО, которая проходит в заданное время над точкой с долготой 270° и удалена от поверхности на расстояние в диапазоне от 50 до 60 км. Потребуем от этой КСО, чтобы при других прохождениях КА долготы 270° его удаление от начальной точки было минимальным.

Движение по КСО представлено как облёт Фобоса по дрейфующему эллипсу. Такое описание уже использовалось в работах М. Хенона¹, Д. Бенеста², А.Ю. Когана³, М.Л. Лидова и М.А. Вашковьяка⁴ для получения качественных результатов и развито в диссертации в целях получения инструмента для проектирования посадки на Фобос. Большая полуось этого эллипса ориентирована вдоль орбитального движения Фобоса. КА обегает эллипс в направлении, обратном к орбитальному движению Фобоса, с периодом, близким к периоду обращения Фобоса вокруг Марса. Дрейф

¹ Hénon M. Numerical Exploration of the Restricted Problem // VI. Hill's Case: Non-Periodic Orbits. *Astronomy and Astrophysics*. 1970. V. 24. № 9. P. 24-36.

² Benest D. Libration effects for retrograde satellites in the restricted three-body problem // *Cel. Mech.* 1976. V. 13. № 2. P. 203-215.

³ Коган А.Ю. Далекие спутниковые орбиты в ограниченной круговой задаче трёх тел // *Космич. исслед.* 1988. Т. 26. № 6. С. 813-818.

⁴ Лидов М.Л., Вашковьяк М.А. О квазиспутниковых орбитах для эксперимента по уточнению гравитационной постоянной // *Письма в АЖ.* 1994. Т. 20. № 3. С. 229-240.

эллипса также проходит вдоль оси, ориентированной по орбитальному движению Фобоса.

Для обеспечения успешной посадки нужна такая КСО, дрейф которой был бы минимален. На рис. 1. показаны КСО с обычным и минимальным дрейфом. Эти орбиты показаны во вращающейся СК, в центре которой находится Фобос. Ось X направлена по линии визирования Марс – Фобос. Ось Y ортогональна оси X , лежит в плоскости орбиты Фобоса и направлена в сторону его орбитального движения. Так как нулевой меридиан Фобоса постоянно обращён в сторону Марса, точкам, расположенным на отрицательной части оси Y , в этой системе координат соответствуют подспутниковые точки с долготой, близкой к 270° .

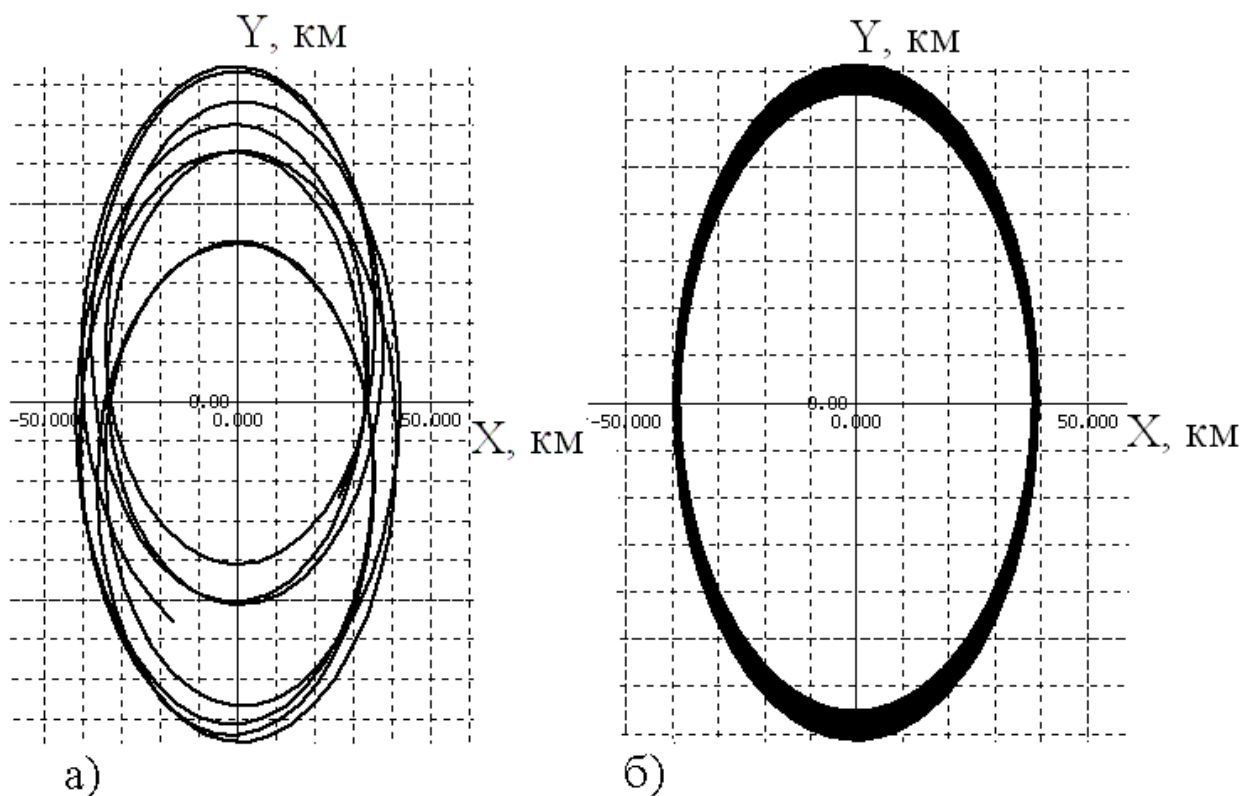


Рис. 1 – Квазисинхронные орбиты с обычным (а) и минимальным (б) дрейфом

Найденные КСО с минимальным дрейфом обладают тем важным свойством, что прохождение над точкой посадки всегда происходит на одной

и той же высоте. Это позволит при необходимости, если процесс посадки не был начат, начать его в одном из следующих проходов над районом посадки, повторить посадку, произвести телевизионную съёмку района посадки, выполнить измерения высоты до поверхности Фобоса при его облёте.

Быстродействие алгоритма расчёта КСО было получено за счёт использования начального приближения, формируемого из эволюционных уравнений.

При поиске КСО в качестве упрощённой модели движения использовалась плоская эллиптическая задача Хилла в безразмерных переменных. Плоская эллиптическая задача Хилла обладает тем свойством, что траектории, полученные в ней, сохраняют свою структуру при переходе к полной модели сил. Круговая задача Хилла таким свойством не обладает.

Эволюционное движение системы плоского кругового движения задачи Хилла в условиях удаления тела нулевой массы от тела меньшей массы на расстояния, значительно превышающие радиус сферы Хилла, изучено в работе Бенеста². В этой работе получены эволюционные уравнения движения центра эллипса вдоль оси Y . Пространственный случай эволюционного движения в аналогичных условиях исследован в работе Когана³. В этих работах с целью изучения эволюции вдоль оси Y при упрощении системы уравнений была исключена составляющая, описывающая эволюционное движение вдоль X . Тем самым, в них отброшено множество движений, представляющих практический интерес. Это множество движений рассмотрено в диссертации.

Решая задачу построения системы эволюционных уравнений для плоской эллиптической задачи Хилла, обладающих заданным свойством, нужно специальным образом выбрать фазовые переменные. В диссертации в качестве таких переменных выбраны: большая полуось эллипса, по которому происходит движение КА (A); разность фаз между движением КА вокруг

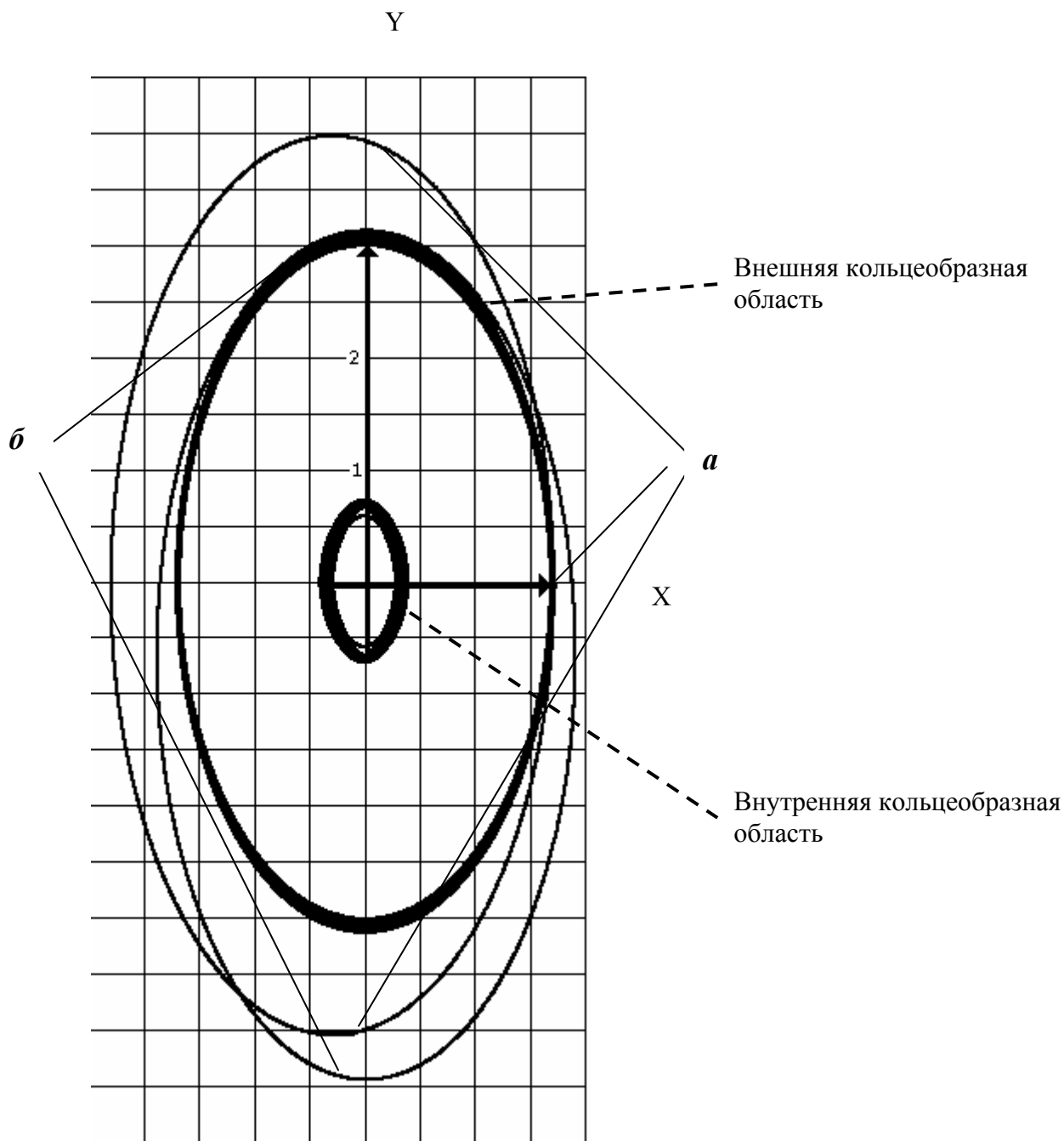


Рис. 2 – Траектории движения точки нулевой массы (КА) и центра перемещающегося эллипса. Мгновенные положения эллипсов, по которым движется КА, показаны для двух моментов времени, когда $\upsilon + \varphi = 0$ (*a*) и $\upsilon + \varphi = 3\pi/2$ (*б*). Центры этих эллипсов находятся в точках внутреннего кольца, из которых начинаются стрелки

Фобоса и Фобоса вокруг Марса (φ); полуось эллипса, по которому движется центр эллипса движения КА (*a*), разность фаз между движением центра эллипса и движением КА по эллипсу (ξ). Геометрическая интерпретация

выбранных переменных показана на рисунке 2. Центр внешнего эллипса находится на внутреннем эллипсе. Ищутся такие начальные условия, при которых движение КА происходит в узкой кольцеобразной области. Предварительный анализ показал, что при искомым движениях не только КА, но и центр эллипса движется в узкой кольцеобразной области. На рис. 2 – это внешняя и внутренняя кольцеобразные области. КА имеет обратное движение по отношению к движению Фобоса вокруг Марса. КА движется по перемещающемуся эллипсу, центр которого движется в противофазе по отношению к КА. Поэтому КА всегда находится в области пересечения перемещающегося эллипса и внешнего кольца. Большая полуось эллипса практически не меняется. Перемещение эллипса происходит за счёт движения его центра в пределах внутреннего кольца. При этом значения a и A близки к своим средним значениям, а значение ξ близко к π .

Усреднение системы дифференциальных уравнений в указанных выше переменных позволяет получить уравнение, связывающее средние значения полуосей внутреннего и внешнего эллипсов. Одним из основных элементов при построении системы эволюционных уравнений является представление интеграла $\frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \frac{d\upsilon}{r}$ через фазовые параметры. В диссертации найдено новое представление этого интеграла через выбранные фазовые переменные a , ξ , A , φ и свободный параметр κ :

$$I = \int_0^{2\pi} \frac{d\upsilon}{r} = \frac{4}{\sqrt{c_0 + d}} K \left(\sqrt{\frac{2d}{c_0 + d}} \right), \quad (1)$$

где $K(k)$ – полный эллиптический интеграл первого рода, k – его модуль,

$$\begin{aligned} c_0 &= \frac{5}{8} A^2 + \frac{1}{2} a^2 (1 + \kappa^2) + Aa \left(\kappa + \frac{1}{2} \right) w_2, \\ c_1 &= \frac{1}{2} \left(-\frac{3}{4} A^2 - Aa(2\kappa - 1)w_2 + a^2(1 - \kappa^2)(w_2^2 - w_1^2) \right), \\ c_2 &= -\frac{1}{2} \left(Aa(1 - 2\kappa)w_1 + 2a^2(1 - \kappa^2)w_1w_2 \right), \end{aligned}$$

$$d = \sqrt{c_1^2 + c_2^2}, \quad w_1 = \sin \xi, \quad w_2 = \cos \xi.$$

Усреднённые уравнения движения имеют вид:

$$\begin{aligned} \dot{a}_m &= -\frac{1}{a_m k \pi} \frac{\partial I}{\partial \xi_m}, & \dot{\xi}_m &= -1 + \frac{3}{4k} + \frac{1}{2\pi} \left(\frac{4}{A_m} \frac{\partial I}{\partial A_m} + \frac{2}{a_m k} \frac{\partial I}{\partial a_m} \right), \\ \dot{A}_m &= -\frac{2}{A_m \pi} \frac{\partial I}{\partial \xi_m}, & \dot{\phi}_m &= \frac{2}{A_m \pi} \frac{\partial I}{\partial A_m}. \end{aligned} \quad (2)$$

Для поиска начального приближения потребуем, чтобы $\xi_m = \pi, \dot{\xi}_m = 0$.

При $k = 2$ условие на $\dot{\xi}_m$ преобразуется в уравнение, связывающее A и a :

$$10Aa^2 - 5A^2a + \frac{32}{\pi} K \left(\frac{\sqrt{3}}{2} \right) = 0. \quad (3)$$

Корни уравнения имеют действительные значения при:

$$A \geq \sqrt[3]{\frac{256K \left(\frac{\sqrt{3}}{2} \right)}{5\pi}} \quad (4)$$

Уравнение (3) определяет зависимость $a(A)$, которая используется при построении начального приближения. Рассмотрим алгоритм формирования начального приближения.

Пусть заданы: x_0, y_0, v . По переменным ξ и ϕ выполняется сканирование. На каждом шаге сканирования по значениям v, x_0, y_0, ξ и ϕ определяются a и A . Только в случае, если $|a(A) - A| < \Delta a$, формируется начальное приближение и вычисляется ширина кольца.

Сформированное приближение используется численным алгоритмом, определяющим начальные условия. Численный алгоритм построен на основе комбинированного применения методов градиентного спуска и золотого сечения.

В результате вычислены таблицы начальных условий для максимальных удалений от поверхности Фобоса в диапазоне от 50 до 200 км.

Для начальных удалений 50, 55 и 60 км кольцеобразные области, в которых находятся КСО, имеют ширину: 5.3, 6.7 и 8.3 км соответственно. Облёт КА вокруг Фобоса на таких орбитах происходит быстрее по отношению к периоду обращения Фобоса вокруг Марса. Средняя

относительная разность угловых скоростей находится в диапазонах: 0.215–0.234, 0.182–0.199 и 0.154–0.170 для КСО с удалениями 50, 55 и 60 км соответственно.

Глава 2 посвящена алгоритмам навигации и управления в схеме посадки на Фобос. Результаты, представленные в этой главе, описаны в работах [4] и [11]. В этой главе содержится модель движения КА относительно Фобоса, которая достаточно проста для бортовых вычислений, обеспечивает требуемую точность и позволяет рассчитывать коррекции и решать навигационные задачи. Далее строится алгоритм оценки вектора состояния КА по измерениям лазерного высотомера и доплеровского измерителя скорости и дальности с использованием цифровой модели поверхности Фобоса, разработанной специалистами Института геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского РАН. Ниже приводится анализируемая в диссертации схема посадки и условия ее выполнения.

Для обеспечения условий посадки КА должен быть приведён в точку, которая находится на высоте не более 60 км над предполагаемым районом посадки. Должны быть выполнены следующие условия при подготовке и на интервале посадки:

- получение телевизионного изображения района посадки за несколько суток до начала сеанса посадки;
- прогноз движения КА относительно Фобоса на момент схода с КСО с ошибками, не превосходящими 3 км по положению и 1 м/с по скорости;
- возможность повторения сеанса посадки, если он не был начат в назначенное время;
- реализация схода с КСО, сближение и мягкая посадка в рамках тяговооруженности и запасов топлива КА;
- проверка работоспособности основных бортовых систем, обеспечивающих посадку, до её начала;

- нахождение угла Солнце – Фобос – КА в диапазоне от 20° до 70° в течение сеанса посадки;
- радиовидимость КА со станций слежения в Уссурийске и Медвежьих Озёрах;
- радиовидимость Земли в допустимом диапазоне углов привода остронаправленной антенны (ОНА).

Для управления движением при посадке предполагается использовать следующие измерительные средства:

- бесплатформенный инерциальный блок (БИБ);
- звёздный прибор (БОКЗ-МФ);
- лазерный высотомер (ЛВ);
- доплеровский измеритель скорости и дальности (ДИСД);
- телевизионная система.

Бесплатформенный инерциальный блок имеет в своем составе три акселерометра и три датчика угловой скорости. Измерения приращений кажущейся скорости в направлении осей чувствительности акселерометров и приращения углов поворота вокруг осей чувствительности датчиков угловой скорости используются для определения ориентации, угловых скоростей и вектора состояния КА методом счисления пути.

Звёздный прибор обеспечивает определение ориентации КА по звёздам с высокой точностью. Параметры ориентации, получаемые звёздным прибором, используются для коррекции параметров ориентации, получаемых методом счисления пути.

Лазерный высотомер обеспечивает измерения расстояния до поверхности по четырём лучам. Он выполняет навигационные измерения на участке от момента схода с КСО до высоты 500 м. Доплеровский измеритель скорости и дальности выполняет измерения дальности до подстилающей поверхности в направлении четырёх лучей и проекции вектора скорости КА относительно Фобоса на направления этих лучей. Доплеровская система

работает с высоты 3 км. Измерения лазерного высотомера и доплеровской системы используются навигационной задачей, входящей в бортовой комплекс управления посадкой, для определения вектора состояния КА, которым корректируется вектор состояния, получаемый методом счисления пути. Измерения дальностей по лучам, получаемые ЛВ и ДИСД, используются также для определения нормали к подстилающей поверхности.

Основной задачей телевизионной системы является определение района в окрестности номинальной точки посадки, в которой рельеф поверхности максимально подходит для посадки. Телевизионная камера позволяет получать навигационные измерения, в том числе скорость движения КА относительно поверхности. Эти измерения являются резервными на случай отказа доплеровской системы.

Схема посадки на Фобос (рис. 3) потребовала анализа траектории с использованием четырёх участков:

- схода с КСО;
- перелёта с КСО в точку, расположенную над районом посадки;
- вертикального спуска;
- прецизионного торможения.

Участок перелёта с КСО в точку, расположенную над районом посадки, начинается с манёвра схода с КСО и завершается в момент попадания в заданную точку. В ходе перелёта предусмотрены коррекции траектории.

При движении КА на участке вертикального спуска предложено использовать простой метод компенсации горизонтальной составляющей скорости. Если она превосходит пороговое значение, включается двигатель, который её компенсирует. При этом в горизонтальной плоскости накапливается ошибка по положению. Поэтому скорость спуска должна быть достаточно велика, чтобы за время спуска не накопилась большая величина ошибки.

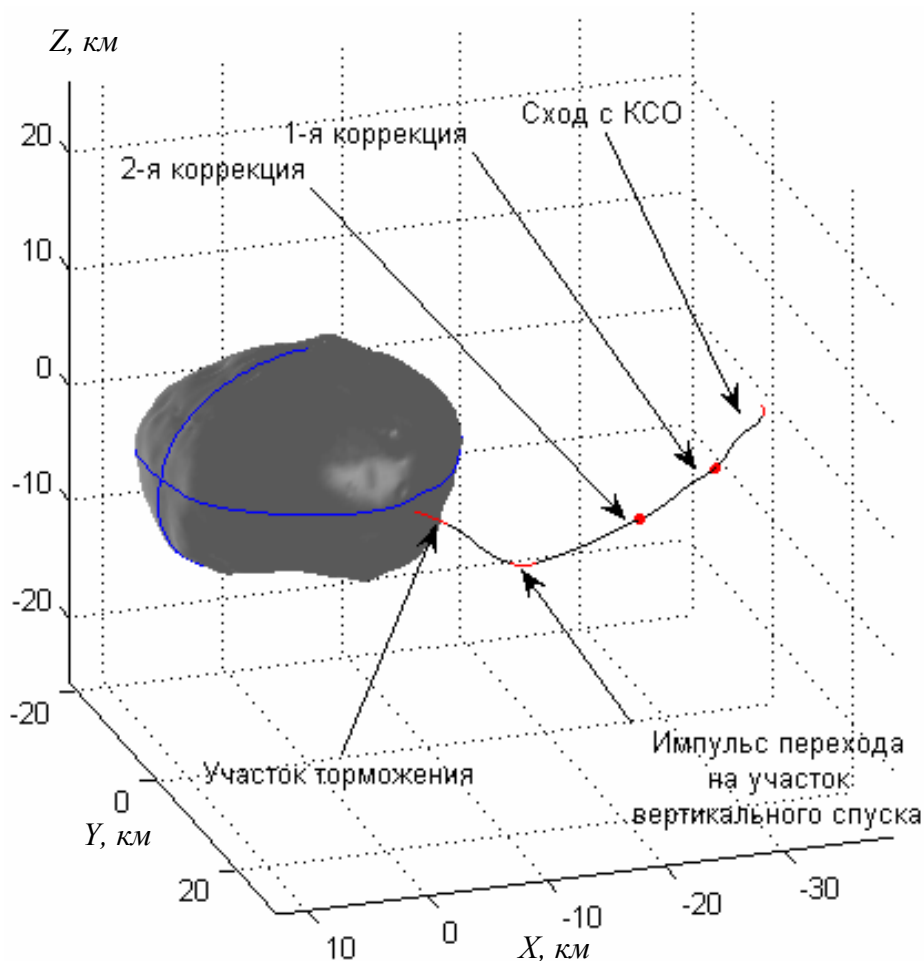


Рис. 3 – Схема управляемой посадки в СК, связанной с фигурой Фобоса

На участке прецизионного торможения постепенно гасится вертикальная составляющая скорости до величины, с которой допускается соприкосновение с поверхностью: 1.5 – 2 м/с. При этом боковая составляющая вектора скорости не должна превосходить 1 м/с.

Управление ориентацией КА должно быть организовано следующим образом. До начала сеанса посадки выполняется разворот, обеспечивающий заданную ориентацию. Она определяется из условий:

- «захвата» поверхности Фобоса лучами ЛВ;
- освещённости солнечных батарей в ходе и после посадки;
- работы привода ОНА, обеспечивающей связь с Землей.

В ходе посадки необходимо обеспечить совмещение средней нормали к поверхности Фобоса с продольной осью (OX) связанной системы координат

(СК) КА. Это позволяет привести КА на поверхность Фобоса так, чтобы его ось OX была направлена по нормали к поверхности, и при этом избежать больших разворотов, которые могут создать сложности в работе ЛВ, ДИСД и привода ОНА.

При разработке схемы управляемой посадки учитывались следующие ограничения:

- по длительности всей операции посадки;
- по максимальным значениям остаточных величин вертикальной и горизонтальной составляющих скорости в момент посадки (порядка единиц м/с);
- по высоте, начиная с которой нельзя включать двигатели, обеспечивающие тягу по вертикали, чтобы не испортить оптические условия наблюдения поверхности;
- по энергетическим затратам.

С точки зрения надёжности работы бортовой аппаратуры, чем короче сеанс посадки, тем лучше, так как в сеансе посадки используется большое число аппаратных средств и надёжность всей системы падает с увеличением времени. Основная часть времени сеанса посадки приходится на перелёт с КСО в точку, расположенную над выбранным районом.

С точки зрения затрат характеристической скорости, чем больше это время, тем меньше суммарные затраты на импульс схода с КСО и импульс гашения продольной составляющей скорости в момент перехода в заданную точку.

Разработанная система управления посадкой содержит два варианта схода с КСО: при прохождении долготы траверза точки посадки и с упреждением прохождения долготы точки посадки. В любом из этих вариантов импульс схода с КСО в номинальном случае обеспечивает приведение КА в прицельную точку, находящуюся на заданной высоте (не выше 10 км) над точкой предполагаемой посадки. С этой прицельной точки

начинается участок вертикального спуска. Моделирование процесса посадки показало, что длительность перелёта от момента схода с КСО до начала участка вертикального спуска составляет ~30 мин.

При получении от телевизионной системы достоверных данных о неровности рельефа подстилающей поверхности допускается горизонтальный манёвр КА в направлении более благоприятной точки посадки.

Выбор точки посадки, варианта схода с КСО, высоты приведения над точкой посадки, расчёт импульса схода с КСО выполняется на Земле. Перед выполнением сеанса посадки на борт передаются следующие данные, необходимые для обеспечения посадки:

- момент схода с КСО и длительность перелёта от момента схода до прицельной точки;
- импульс схода и положение прицельной точки;
- заданная ориентация КА, векторы состояния КА и Фобоса на момент схода с КСО;
- моменты возможных коррекций на интервале перелёта.

Алгоритм решения навигационной задачи и алгоритм расчёта коррекций используют уравнения движения КА относительно Фобоса. Уравнения записаны в его орбитальной СК, центр которой совпадает с центром масс Фобоса. Ось Ox_1 направлена по линии визирования Марс – Фобос. Ось Ox_2 ортогональна оси Ox_1 , лежит в плоскости орбиты Фобоса и направлена в сторону его орбитального движения. Ось Ox_3 дополняет систему до правой. Орбитальная СК Фобоса удобна ещё и тем, что переход из неё в СК, связанную с фигурой Фобоса, выполняется линейным преобразованием, коэффициенты которого постоянны на интервале посадки. Коэффициенты этого линейного преобразования вычисляются на Земле при подготовке сеанса посадки. Уравнения движения КА относительно Фобоса в нормированных переменных имеют вид:

$$\begin{aligned}
\frac{d^2 x_1}{dv^2} &= 2 \frac{dx_2}{dv} + \rho \left(3x_1 - \mu \frac{x_1}{|x|^3} \right) + k_a \rho^3 (a_1 \cos v + a_2 \sin v), \\
\frac{d^2 x_2}{dv^2} &= -2 \frac{dx_1}{dv} - \rho \mu \frac{x_2}{|x|^3} + k_a \rho^3 (-a_1 \sin v + a_2 \cos v), \\
\frac{d^2 x_3}{dv^2} &= -\rho x_3 (e \cos v + 1) - \rho \mu \frac{x_3}{|x|^3} + k_a \rho^3 a_3,
\end{aligned} \tag{5}$$

где e , p , c – эксцентриситет, фокальный параметр и интеграл площадей орбиты Фобоса; $a = (a_1, a_2, a_3)^T$ – вектор кажущегося ускорения в орбитальной СК Фобоса, $\rho = \frac{1}{1 + e \cos v}$; $\mu = \frac{\mu_{\text{Ph}}}{\mu_{\text{M}} + \mu_{\text{Ph}}}$; $k_a = \frac{p^3}{c^2}$; μ_{M} и μ_{Ph} – гравитационные параметры Марса и Фобоса.

Векторы положения x_{RF} и скорости \dot{x}_{RF} КА в орбитальной СК связаны с векторами положения и скорости в нормированных переменных следующими простыми соотношениями:

$$x_{\text{RF}} = p \rho x, \quad \dot{x}_{\text{RF}} = \frac{c}{p} \left(\frac{1}{\rho} \frac{dx}{dv} + e \sin v \cdot x \right). \tag{6}$$

Для расчёта импульса схода с КСО и решения навигационной задачи необходим расчёт частных производных текущего вектора состояния КА по начальному вектору состояния. Для этого на бортовой машине нужно интегрировать уравнения в вариациях, что позволяет делать достаточно простой вид системы уравнений (5).

Расчёт импульса коррекции производится итерационно. На каждом шаге итерационного процесса уточняется вектор приращения скорости, обеспечивающий приведение КА в точку, заданную в орбитальной СК Фобоса. Для этого используется матрица, связывающая в линейном приближении невязки по компонентам положения на момент t с поправками к вектору скорости на момент времени t_0 , которыми компенсируются невязки по положению. Матрица вычисляется с использованием результатов интегрирования уравнений в вариациях. Для расчёта коррекции необходимо

не более трёх итераций. Первая итерация позволяет определить вектор приращения скорости с точностью до единиц сантиметров в сек, а третья – с точностью до долей миллиметров в сек.

Навигационная задача (определение вектора состояния КА по измерениям лазерного высотомера и доплеровской системы) решается классическим методом наименьших квадратов. Измеряемыми функциями являются расстояние до поверхности Фобоса вдоль заданного направления и проекция вектора скорости на заданное направление. Алгоритм решения навигационной задачи основан на минимизации функции, представляющей собой сумму квадратов взвешенных невязок расчётных ψ_i^{calc} и измеренных ψ_i^{meas} значений:

$$Z(x) = (x - x_0)^T C_0^{-1} (x - x_0) + \sum_{i=1}^N w_i (\psi_i^{\text{meas}} - \psi_i^{\text{calc}})^2, \quad (7)$$

где x_0 – априорное значение уточняемого вектора, C_0 – ковариационная матрица, соответствующая x_0 , w_i – веса измеряемых параметров.

Поиск минимума функции приводит к решению нелинейной системы уравнений методом Ньютона, который сводится к серии последовательных приближений (не более 5). При программной реализации этого алгоритма в БВК расчёты распределены по тактам управления (не более 80 по 0.1 с).

Основная сложность при поиске минимума функции (7) состоит в нахождении точки пересечения луча с цифровой моделью поверхности Фобоса, что необходимо при получении расчётных значений, соответствующих измерениям ЛВ и ДИСД. Основная идея алгоритма поиска пересечения луча, направленного от КА, с поверхностью Фобоса, показана на рис. 4. Пересечение луча с цифровой поверхностью Фобоса (ЦПФ) ищется итерационно. Первая точка $r_{b,1}$ на луче определяется как пересечение луча с референц-эллипсоидом (РЭ). Вторая и последующие точки $r_{b,i+1}, i \geq 1$ вычисляются при выполнении следующих действий:

- на ЦПФ определяется точка $r_{s,i}$, лежащая на нормали к РЭ, проходящей через точку $r_{b,i}$;
- через найденную точку $r_{s,i}$ проводится плоскость, ортогональная нормали к РЭ;
- находится точка $r_{b,i+1}$ пересечения луча с этой плоскостью.

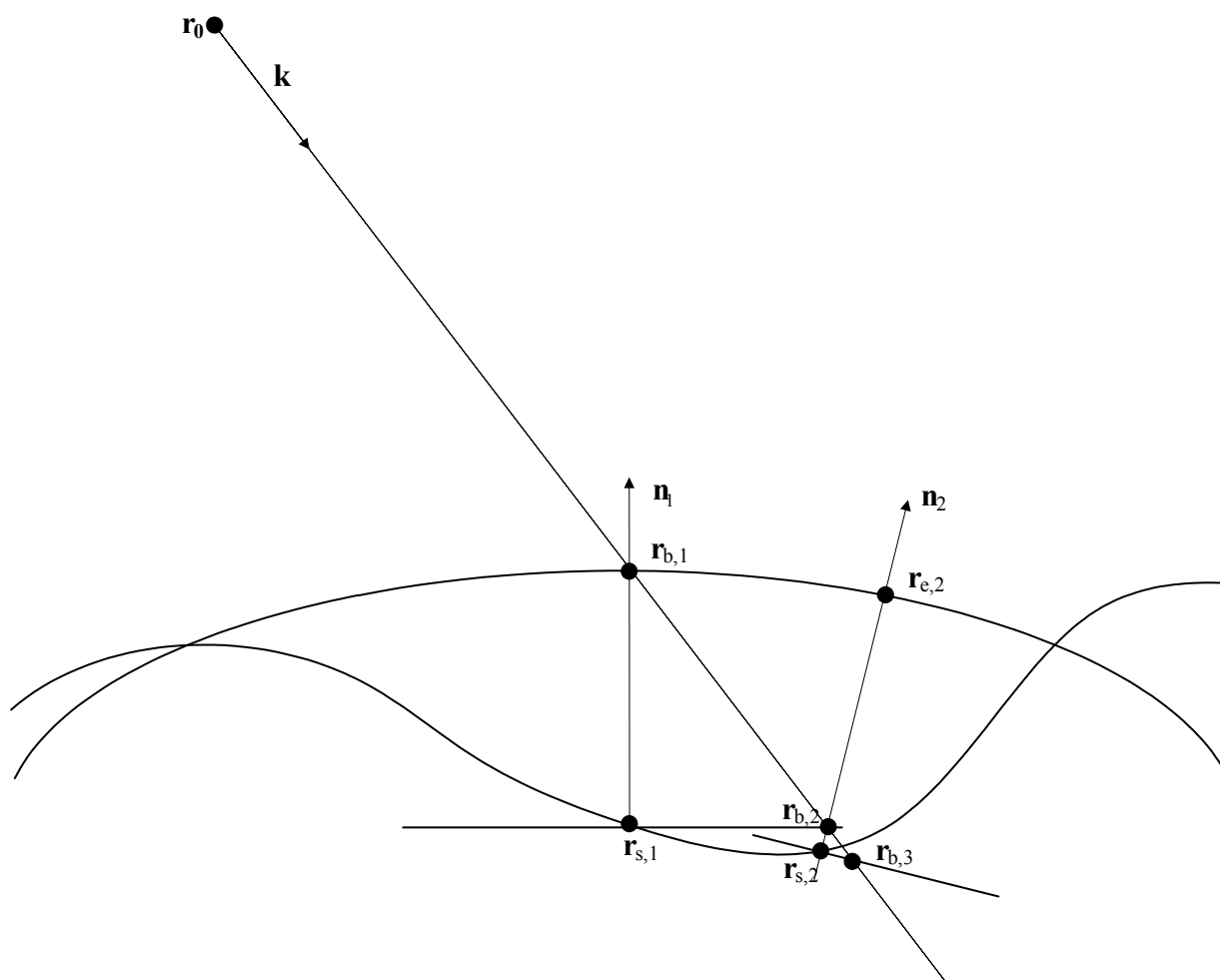


Рис. 4 – Нахождение точки пересечения лазерного луча и поверхности Фобоса

Алгоритмы и методы, описанные в главе 2, были реализованы в результате совместной работы специалистов ИПИМ им. М.В. Келдыша и НПО им. С.А. Лавочкина при непосредственном участии автора диссертации в системе управления КА «Фобос-Грунт», разрабатываемой в НПО им. С.А. Лавочкина.

Программное обеспечение системы управления посадкой реализовано в среде операционной системы реального времени в виде двух задач: основной

и фоновой. Основная задача работает в рамках такта управления КА. Фоновая задача выполняет расчёты, распределённые по тактам управления. Тестирование программного обеспечения управления посадкой выполнялось на созданном для этой цели стенде. Стенд содержит макет бортовой машины и персональный компьютер для моделирования внешней среды и систем КА. В систему управления на макете бортовой машины поступают измерения, получаемые моделями измерительных приборов: БИБ, ЛВ, ДИСД, БОКЗ-МФ. Система управления определяет номера включаемых двигателей. В персональном компьютере моделируется работа двигательной установки с учетом переходных процессов и определяются векторы тяги и момента, создаваемые двигателями. Далее интегрируются уравнения движения центра масс КА, Фобоса и уравнения движения КА вокруг центра масс. Полученные параметры используются для моделирования выхода измерительных приборов.

Разработанные модели и алгоритмы навигации, коррекции и посадки достаточно универсальны, и их можно использовать при создании систем посадки КА на малые спутники планет и астероиды. Полученный опыт может быть использован при разработке системы посадки на Луну и другие небесные тела.

В **главе 3** рассмотрены вопросы определения параметров движения КА по результатам траекторных измерений при наличии немоделируемых действующих ускорений.

Задача определения параметров движения космического аппарата (КА) является одной из основных задач, решаемых в ходе управления его полётом. При решении этой задачи часто возникает ситуация, в которой определение параметров движения КА надо выполнять на фоне работы двигателей. В качестве примера можно привести следующие задачи: контроль участка выведения КА на орбиту искусственного спутника; оперативная оценка исполнения импульсов по измерениям наземных средств на фоне работы

двигательной установки; определение параметров движения КА с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ).

К вопросам, которые рассматриваются в диссертации, в первую очередь относятся проблемы решения задач навигации и управления полётом с включённой ЭРДУ. Фактическое ускорение, создаваемое ЭРДУ, отличается от модели этого ускорения, заложенного в расчёты. Имеются ошибки величины и ориентации вектора тяги ЭРДУ в пространстве.

Решение указанных выше задач основано на применении моделей динамических систем, в которых помехи имеются не только в измерениях, но и влияют на поведение самого объекта. Такие модели обычно исследуются в основном в рамках линейных моделей в общей теории систем. Применение этих методов в задачах определения движения КА требует развития соответствующих нелинейных моделей и учёта особенностей уравнений динамики и измеряемых данных.

Результаты, представленные в данной главе, описаны в [7;12;18].

При решении указанных выше задач применяются различные модели шума и, соответственно, используются различные методы и алгоритмы оценки вектора состояния. Могут применяться комбинированные методы осреднения.

В настоящее время для определения параметров движения космических аппаратов используются два типа алгоритмов:

- метод наименьших квадратов;
- расширенный фильтр Калмана.

Многолетняя практика показала, что метод наименьших квадратов является очень надёжным методом определения параметров. Оценка получается в результате поиска минимума функционала, представляющего собой сумму взвешенных невязок между измеренными значениями и их расчётными аналогами. При этом расчётные аналоги функционально зависят от уточняемых параметров. Особенностью метода является то, что модель

движения КА должна быть достаточно точной. Не допускается наличие больших возмущений, которые не задаются в виде зависимостей от уточняемых параметров. Поэтому применение метода наименьших квадратов в случае неизвестных интервалов работы двигателя малой тяги в данном случае вызывает определённые проблемы. Метод наименьших квадратов может быть успешно использован на этапе, когда уже имеется оценка моментов включения и выключения двигателя и создаваемого им ускорения.

Расширенный фильтр Калмана является эмпирическим расширением фильтра Калмана для линейных систем на нелинейный случай. Расширенный фильтр Калмана предполагает наличие неизвестного фазового шума, воздействующего на систему. Характеристики шума задаются его ковариационной матрицей. Особенностью этого метода является то, что текущие значения оцениваемых параметров должны находиться в достаточно близкой окрестности относительно их истинных значений. Кроме того, метод требует, чтобы не было длительных интервалов времени, в которых нет измерений.

В диссертации для оценки вектора состояния в условиях воздействия шума разработан метод, который обеспечивает оценку вектора состояния и суммарных возмущений между измерениями. Предполагается, что фазовый шум, воздействующий на систему, является белым или может быть получен из белого шума формирующими фильтрами. Пример использования таких фильтров для формирования шума, вызванного ошибками исполнения программы ЭРДУ, рассмотрен в пятой главе.

Суть предложенного метода состоит в том, что оценка определяется из условия минимизации функционала, зависящего как от невязок измеренных значений и их расчётных аналогов, так и от величин определяемых возмущений. Минимизация функционала выполняется итерационно. На каждом шаге итерационного процесса определяется поправка к искомым параметрам. Определение поправки производится из условия минимума

функционала для линейной системы. Поиск минимума функционала для линейной системы приводит к двум последовательностям рекуррентных формул. Первая последовательность рекуррентных формул идёт от первого измерения к последнему измерению и позволяет определить поправку на момент последнего измерения. Вторая последовательность рекуррентных формул идёт от последнего значения к первому и позволяет восстановить возмущения. Первая последовательность рекуррентных формул эквивалентна рекуррентным формулам фильтра Калмана для линейной системы. Вторая последовательность рекуррентных формул в литературе называется сглаживанием.

Представим модель движения КА на интервале $[t_0, t_N]$ в виде суммы опорного движения и движения относительно опорного.

$$x_A(t) = x_D(t) + x_P(t), \quad (8)$$

где

$$\frac{dx_D}{dt} = F(t, x_D), \quad dx_P = \frac{\partial F}{\partial x} \Big|_{x=x_D(t)} x_P(t) dt + B(t) dw, \quad (9)$$

- x – вектор состояния;
- $F(t, x)$ – вектор-функция;
- $B(t)$ – матрица, описывающая воздействие шума на систему;
- $w(t)$ – случайный процесс с независимыми приращениями, производная которого представляет белый шум $\xi(t)$ с нулевым математическим ожиданием и заданной матрицей интенсивности $Q(t)$.

Начальные условия для (8) задаются априорным вектором \bar{x}_0 и его ковариационной матрицей P_0 .

Математическая модель в форме (8) проще, чем модель в форме нелинейного стохастического векторного дифференциального уравнения. При этом математические ожидания случайных процессов, являющихся реализациями этой модели, имеют такие же математические ожидания, как и для модели, представляемой стохастическим дифференциальным уравнением.

В моменты времени t_1, t_2, \dots, t_N производятся измерения, модели которых описываются функциями $\Psi_1, \Psi_2, \dots, \Psi_N$. Измеряемыми функциями

могут быть наземные или бортовые траекторные измерения. В случае наземных траекторных измерений – это измерения наклонной дальности, радиальной скорости или интерферометрические измерения. В случае бортовых траекторных измерений используют показания акселерометров, углы, определяющие направление на небесное тело (планету, спутник планеты или астероид), получаемое по телевизионному изображению, а также высоту над небесным телом. Измеренное значение функции Ψ_i обозначим через $(\Psi_i)_{\text{obs}}$. Для каждого момента времени t_i справедливо

$$(\Psi_i)_{\text{obs}} = \Psi_i(t_i, \mathbf{x}(\cdot)) + \eta_i, \quad (10)$$

где η_i – случайный вектор, имеющий нулевое математическое ожидание и ковариационную матрицу \mathbf{R}_i .

Запись в качестве параметра $\mathbf{x}(\cdot)$ функции Ψ_i означает, что функция Ψ_i зависит не от мгновенного значения вектора состояния, а от функции $\mathbf{x}(t)$, которая может быть представлена в виде (8).

Зависимость между векторами состояния $\mathbf{x}_A(t_i)$ в дискретные моменты времени t_0, t_1, \dots, t_N может быть выражена разностным уравнением:

$$\mathbf{x}_A(t_{i+1}) = \mathbf{x}_D(t_{i+1}) + \Phi(t_{i+1}, t_i)(\mathbf{x}_A(t_i) - \mathbf{x}_D(t_i)) + \int_{t_i}^{t_{i+1}} \Phi(t_{i+1}, \tau) \mathbf{B}(\tau) \xi(\tau) d\tau, \quad (11)$$

где $\Phi(t, \tau)$ – переходная матрица линейной модели уравнений (9).

Обозначим случайный вектор $\int_{t_i}^{t_{i+1}} \Phi(t_{i+1}, \tau) \mathbf{B}(\tau) \xi(\tau) d\tau$ как \mathbf{v}_i . Этот случайный вектор имеет нулевое математическое ожидание и ковариационную матрицу

$$\mathbf{Q}_i = \int_{t_i}^{t_{i+1}} \Phi(t_{i+1}, \tau) \mathbf{B}(\tau) \mathbf{Q}(\tau) \mathbf{B}^T(\tau) \Phi^T(t_{i+1}, \tau) d\tau. \quad (12)$$

Положим $\mathbf{x}_P(t_N) = \mathbf{0}$. Тогда вектор начальных условий $\mathbf{x}_D(t_N) = \mathbf{x}_A(t_N) = \mathbf{x}(t_N)$ однозначно определяет значения вектор-функции

$x_A(t)$ в дискретных точках: t_0, t_1, \dots, t_N . Однако при вычислении значений функции $\Psi_i(t_i, x_A(\cdot))$ нужно знать зависимость $x_A(t)$ в окрестности каждого момента времени t_i . Представим эту зависимость в виде:

$$x_A(t) = \begin{cases} x_D(t_N) = x_N, & \text{если } t = t_N; \\ x_D(t) + \Phi(t, t_i)(x_A(t_i) - x_D(t_i)) + v_{i-1}, & \text{если } t_i \leq t < t_{i+1}, 1 \leq i < N; \\ x_D(t) + \Phi(t, t_0)(x_A(t_0) - x_D(t_0)), & \text{если } t_0 \leq t < t_1. \end{cases} \quad (13)$$

Таким образом, построена параметрическая зависимость $x_A(t, q)$, где q – вектор уточняемых параметров, состоящий из компонент векторов $x(t_N)$, v_0, \dots, v_{N-1} .

Критерием качества оценки является функционал, содержащий квадрат взвешенного отклонения априорно заданного вектора состояния от его расчётного значения, а также квадраты взвешенных невязок измерений и взвешенных модулей векторов суммарных возмущений между измерениями. Этот функционал можно представить в виде:

$$J = \frac{1}{2} \left((x_A(t_0, q) - \bar{x}_0)^T P_0^{-1} (x_A(t_0, q) - \bar{x}_0) \right) + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \left((\Psi_i)_{\text{наб}} - \Psi_i(t_i, x_A(t, q)) \right)^T R_i^{-1} \left((\Psi_i)_{\text{наб}} - \Psi_i(t_i, x_A(t, q)) \right) + \frac{1}{2} \sum_{i=0}^{N-1} v_i^T Q_i^{-1} v_i. \quad (14)$$

Если минимум функционала (14) искать методом Ньютона, то поправки каждого шага итерации минимизируют квадратичную форму, полученную из (14) заменой нелинейных зависимостей линейными членами ряда Тейлора. Это означает, что на шаге итерации решается задача оптимальной оценки состояния линейной системы.

Матрицы $A^{(s)}(t)$ и $H_i^{(s)}(t)$, $i = 1, \dots, N$ этой системы вычисляются по следующим формулам:

$$A^{(s)}(t) = \left. \frac{\partial F}{\partial x} \right|_{x=x_A(t, q^{(s-1)})}, \quad H_i^{(s)} = \left. \frac{\partial \Psi_i}{\partial x} \right|_{x=x_A(t, q^{(s-1)})}, \quad (15)$$

Обозначим

$$z_i = (\Psi_i)_{\text{наб}} - \Psi_i(t_i, x_A(t, q^{(s-1)})), \quad i = 1, \dots, N; \quad \Phi_i = \Phi(t_{i+1}, t_i), \quad i = 0, 1, \dots, N-1.$$

Значения поправок $\delta \hat{x}_{i,N}$, $i = 0, 1, \dots, N$, для которых достигается минимум квадратичной формы

$$\begin{aligned} & \frac{1}{2} (\hat{x}_{0,N}^{(s-1)} + \delta \hat{x}_{0,N} - \bar{x}_0)^T P_0^{-1} (\hat{x}_{0,N}^{(s-1)} + \delta \hat{x}_{0,N} - \bar{x}_0) + \\ & + \sum_{i=0}^{N-1} \frac{1}{2} \left[(z_{i+1} - H_{i+1}^{(s)} \delta \hat{x}_{i+1,N})^T R_{i+1}^{-1} (z_{i+1} - H_{i+1}^{(s)} \delta \hat{x}_{i+1,N}) + \hat{v}_{i,N}^T Q_i^{-1} \hat{v}_{i,N} \right], \end{aligned} \quad (16)$$

при ограничениях:

$$\delta \hat{x}_{i+1,N} = \Phi_i^{(s)} \delta \hat{x}_{i,N} + \hat{v}_{i,N}, \quad \Phi_i = \Phi(t_{i+1}, t_i), \quad i = 0, 1, \dots, N-1 \quad (17)$$

удовлетворяют системе уравнений:

$$\begin{aligned} \delta \hat{x}_{0,N} &= P_0 (\Phi_0^{(s)})^T \lambda_0 + \bar{x}_0 - \hat{x}_{0,N}^{(s-1)}, \\ \delta \hat{x}_{i+1,N} &= \Phi_i^{(s)} \delta \hat{x}_{i,N} + Q_i \lambda_i, \\ \hat{v}_{i,N} &= Q_i \lambda_i, \end{aligned} \quad (18)$$

$$\lambda_i = (\Phi_{i+1}^{(s)})^T \lambda_{i+1} + (H_{i+1}^{(s)})^T R_{i+1}^{-1} (z_{i+1} - H_{i+1}^{(s)} \delta \hat{x}_{i+1,N}), \quad \text{для } i = 0, \dots, N-1,$$

$$\lambda_N = 0.$$

Эта система уравнений распадается на две системы рекуррентных соотношений. Одна система связывает априорную оценку с конечной поправкой на момент последнего измерения. Происходит продвижение по измерениям вперёд. Эта рекуррентная система совпадает с алгоритмом фильтра Калмана. В результате применения первой системы рекуррентных соотношений получается поправка на момент последнего измерения. Однако чтобы вычислить остаточные невязки и перейти к следующему шагу итерационного процесса, нужно получить оценки векторов шума. Это обеспечивает другая рекуррентная система, которая продвигается от последнего измерения к первому и осуществляет сглаживание. Она позволяет определить оценки векторов состояния (поправок) на момент времени t_i по информации на интервале от t_1 до t_N , а также восстановить значения векторов шума.

Во втором разделе главы показано, что в случае отсутствия

немоделируемых ускорений алгоритм получения оценки совпадает с классическим алгоритмом⁵.

Если шум близок к постоянным систематическим воздействиям, целесообразно применять алгоритм, позволяющий оценивать средние значения приращений этих воздействий на мерном интервале. Алгоритм оценки вектора состояния и средних значений возмущений рассмотрен в третьем разделе главы.

В тех случаях, когда точность и состав измеряемых функций не позволяют оценить параметры шума, целесообразно применять метод мешающих параметров. Если в качестве оцениваемого вектора состояния выбрать вектор состояния на конец мерной базы, то неучтённый шум будет приводить к увеличивающимся ошибкам модели по мере перемещения от конца мерной базы к её началу. Суть метода мешающих параметров состоит в учёте этой нарастающей ошибки модели в весовой матрице измерений. Алгоритм оценки вектора состояния с использованием метода мешающих параметров рассмотрен в четвёртом разделе главы. Рассмотрены варианты алгоритма для двух типов возмущений: белого шума и случайных величин, постоянных на всем интервале. Алгоритм оценки вектора состояния с использованием метода мешающих параметров целесообразно применять при решении задач оценки точности определения параметров движения КА. Этот алгоритм позволяет оценить воздействие шума при приближённых представлениях о его статистических характеристиках.

В пятом разделе главы приведено обоснование алгоритма, использованного в первом разделе. Рассмотрен алгоритм оценки вектора состояния и возмущений дискретной динамической системы. Задача в такой постановке решается на каждом шаге итерационного процесса в алгоритме оценки вектора состояния и суммарных воздействий возмущений между

⁵ Аким Э.Л., Энеев Т.М. Определение параметров движения космического летательного аппарата по данным траекторных измерений // Космические исследования. 1963. Вып. 1. Т.1.

измерениями. В качестве критерия качества оценки использована функция, содержащая квадрат взвешенного отклонения априорно заданного вектора состояния от его расчётного значения, квадраты взвешенных невязок между измеренными значениями и их расчётными моделями, а также взвешенные квадраты модулей векторов возмущений. Рассмотрены свойства этих оценок, включая рекуррентные соотношения между оценками, полученными по различным мерным базам, и рекуррентные соотношения для получения оценки вектора состояния и возмущения внутри мерной базы.

В **главе 4** рассмотрены вопросы баллистики и навигации в проектах полётов к Луне, планетам и малым телам Солнечной системы, в разработке которых принимал участие автор диссертации. Цель главы состоит в изучении особенностей проектов с точки зрения баллистики и навигации и сведению частных задач проектов к некоторой обобщённой задаче, методы решения которой ([3], [5]) разработаны в интересах проекта «Фобос-Грунт».

Глава содержит анализ проблем баллистики и навигации в проектах полётов к Луне, и планетам Солнечной системы. Рассмотрены отечественные проекты «Фобос-Грунт», полёты к Луне, к Венере и Юпитеру, а также проект “Solar Orbiter”.

Схема полёта КА «Фобос-Грунт» включает четыре последовательных этапа:

- старт космического комплекса и выведение КА на отлётную от Земли траекторию;
- перелёт КА от Земли к Марсу, завершаемый переходом на орбиту искусственного спутника Марса (ИСМ);
- орбитальное движение КА в сфере действия Марса и маневрирование, обеспечивающее тесное сближение КА с Фобосом, посадку КА на его поверхность, забор образцов грунта, старт с Фобоса возвращаемого аппарата (ВА) и его полёт по околомарсианской орбите ожидания;
- старт с орбиты ожидания возвращаемого КА и перелёт к Земле,

завершаемый входом в её атмосферу и посадкой в заданный район территории нашей страны.

Первоначально проект «Фобос-Грунт» был ориентирован на применение ракеты-носителя (РН) среднего класса типа «Союз», исходя из чего были разработаны основные проектно-компоновочные решения по КА и соответствующая им схема полёта. Но в процессе дальнейшей работы возникло предложение – и оно было принято – доставить на начальную трёхсуточную орбиту ИСМ в качестве попутной полезной нагрузки китайский спутник «УН-1». Однако массовый резерв КА «Фобос-Грунт» при этом оказался недостаточным, и в связи с этим начата проработка запуска с помощью более мощной РН «Зенит-2SLБ». Выбор схемы проведения коррекций, оценка затрат характеристической скорости и точность приведения КА к Марсу рассмотрены в пятой главе.

Решение задачи сближения с Фобосом начинается после перехода КА на орбиту наблюдения. Плоскость орбиты этой околокруговой орбиты совпадает с плоскостью орбиты Фобоса, а радиальное расстояние больше на 500 км. На этой орбите происходит уточнение орбитальных параметров движения Фобоса и его гравитационного параметра. При полёте по этой орбите окончательно выбираются дата и время посадки и тем самым параметры КСО, с которой будет выполняться сход и посадка ПМ на Фобос. После этого при необходимости выполняется манёвр «фазирования», который должен обеспечить оптимальные условия перехода с орбиты наблюдения на КСО. Выполненные расчёты и моделирование показали, что затраты характеристической скорости на переход с орбиты наблюдения на КСО не должны различаться более, чем на 5 м/с по сравнению с переходом Гомана между круговыми орбитами, радиусы которых равны радиусам орбиты наблюдения и орбиты Фобоса соответственно. Перед манёвром перехода на КСО начинается этап интенсивных траекторных измерений и определения орбиты КА и Фобоса. Выполненные в [3] и [5] оценки показали, что для этого

требуется мерная база протяжённостью 23 дня при условии, что возмущения, вносимые служебными системами ориентации и стабилизации в движение центра масс КА, на этом интервале будут сведены к минимуму. В этом случае полученная ошибка прогноза относительного движения на момент перехода с орбиты наблюдения на КСО не превосходит 1.5 км по относительному положению и 0.4 м/с по относительной скорости, ошибка определения гравитационного параметра Фобоса не превышает 10% от его величины. Двухимпульсным манёвром КА переходит с орбиты наблюдения на КСО. Ошибки исполнения каждого импульса этого двухимпульсного манёвра приводят, с одной стороны, к искажению параметров КСО, а с другой стороны, к увеличению ошибки прогноза относительного положения КА и Фобоса. При этом искажение параметров КСО со временем возрастает, а относительная ошибка уменьшается за счет выполнения новых бортовых и наземных траекторных измерений и определения параметров движения по ним. Искажение параметров КСО может быть частично компенсировано за счёт смещения во времени начала сеанса посадки относительно проектного (номинального) момента времени. Для определения и прогнозирования параметров относительного движения КА и Фобоса на КСО используется следующий состав навигационных измерений: доплеровские измерения с измерительных пунктов в Уссурийске и Медвежьих Озёрах (по одному сеансу каждого измерительного пункта на каждом из 10 витков); три сеанса бортовых телевизионных наблюдений Фобоса; три сеанса измерения расстояния с борта КА до Фобоса с помощью лазерного высотомера. Определение параметров относительного движения КА и Фобоса по указанному составу измерений на 4-суточном интервале позволяют прогнозировать относительное движение КА и Фобоса на сутки вперёд с ошибками 3 км по положению и 0.5 м/с по скорости. Эти орбитальные данные движения КА по КСО используются для расчёта параметров манёвра перехода КА с КСО на траекторию спуска и посадки на поверхность Фобоса. Результаты расчёта закладываются с Земли

на борт КА и реализуются в автономном режиме в сеансе спуска и посадки КА на поверхность Фобоса.

Старт с Фобоса представляет собой сложную динамическую операцию. Эскизным проектом предусмотрено, что он должен выполняться автоматически в заданное время. Это время задается перед началом сеанса посадки и может быть изменено в сеансе связи с КА, находящемся на поверхности Фобоса. При старте с Фобоса возвращаемый аппарат (ВА) не должен повредить станцию, остающуюся на поверхности Фобоса, должна быть исключена возможность столкновения с Фобосом. При выполнении таких динамических операций возрастает ошибка прогноза движения ВА. Поэтому должна быть предусмотрена возможность поиска ВА наземными станциями слежения после его старта с Фобоса.

После старта с Фобоса ВА выходит на орбиту, именуемую базовой. С учётом места посадки КА в качестве базовой орбиты выбрана круговая орбита, высота которой на 300 – 350 км ниже высоты орбиты Фобоса. К сожалению, ВА не может долго находиться на базовой орбите из-за затенений солнечных батарей. Поэтому ВА будет переведён на промежуточную орбиту, на которой он должен безопасно существовать до начала манёвров для отлёта к Земле.

Основной задачей, решаемой на участке полёта возвращаемого аппарата к Земле, является приведение спускаемого аппарата на заданный полигон посадки на территории страны и надёжное обнаружение этого аппарата. Схема полёта предполагает проведение пяти коррекций траектории.

В главе рассмотрены также два проекта полёта к Луне, предусмотренные Федеральной космической программой России: проект «Луна-Ресурс» и проект «Луна-Глоб», которые предусматривают посадку на Луну. Для выполнения таких проектов необходимо выполнение следующих операций:

- приведение КА к Луне;

- торможение у Луны и переход КА на околокруговую полярную орбиту ИСЛ с высотой около 100 км над поверхностью;
- проведение на околокруговой орбите с высотой 100 км траекторных измерений, определение по ним параметров движения КА, расчёт и выполнение двух связанных коррекций, обеспечивающих выполнение посадки в заданную область;
- проведение траекторных измерений на околокруговой орбите ИСЛ после выполнения коррекций, определение параметров движения по этим измерениям, расчёт и выполнение орбитального манёвра, обеспечивающего переход на предпосадочную орбиту с высотами апоселения и периселения 100 и 18 км соответственно, с угловой дальностью $8^\circ - 10^\circ$ от периселения до точки посадки;
- проведение траекторных измерений на предпосадочной орбите ИСЛ, определение параметров движения и расчёт уставок на посадку;
- торможение и приведение КА в точку, расположенную примерно на высоте 2 км над точкой посадки, движение КА на участке прецизионного торможения, достижение поверхности Луны со скоростью, не превосходящей 3 м/с по вертикальной составляющей и 1 м/с — по горизонтальной.

Вопросы оценки точности приведения КА к Луне рассмотрены в пятой главе.

Научные задачи другого проекта – «Венера-Д» предъявляют высокие требования к навигационному обеспечению. На этапе подлёта к Венере КА должен выполнить ряд динамических операций: выполнить коррекцию траектории, чтобы обеспечить точное наведение зондов, далее отделить их и выполнить манёвр перехода на пролётную траекторию с целью последующего торможения и перехода на орбиту искусственного спутника Венеры. При этом КА должен опередить зонды так, чтобы в момент их входа в атмосферу уже находиться на рабочей орбите и обеспечить приём информации от зондов. В

качестве рабочей орбиты КА предполагается полярная орбита с периодом около одних земных суток и высотой перицентра около 300 км.

Целью проекта полёта к Юпитеру «Лаплас» является посадка космического аппарата на поверхность естественного спутника Юпитера Европы. Перелёт к Юпитеру планируется осуществить с использованием ЭРДУ. Различные варианты параметров схемы перелёта были рассмотрены в работе⁶. Вопросы баллистики и навигации этого проекта рассмотрены в работе [18]. В пятой главе диссертации на примере этого проекта рассмотрены вопросы навигации и управления при постоянно работающей электроракетной двигательной установке.

На примере проекта «Solar Orbiter» в диссертации рассмотрены вопросы управления и навигации при проведении гравитационных манёвров.

Для получения требований по точности к управлению и навигации на участке гравитационного манёвра было выполнено моделирование полёта КА на участке от второго пролёта Земли (2018/08/08) до третьего пролёта Венеры (2018/10/09). В результате определены требуемые точности приведения КА к Венере, необходимые для успешного выполнения гравитационного манёвра при её втором пролёте 2018/10/09. Цель этого гравитационного манёвра состоит в увеличении наклона КА по отношению к эклиптике и уменьшении периода до величины, которая составляет $2/3$ от периода обращения Венеры вокруг Солнца. Такие элементы орбиты КА должны обеспечить гравитационный манёвр при следующем пролёте Венеры через три оборота КА вокруг Солнца. В результате гравитационного манёвра скорость КА должна быть уменьшена до расчётной величины. Для этого КА должен пройти через точку пересечения орбит Венеры и КА перед Венерой. Высота перицентра пролётной гиперболы должна составлять 1122 км. В результате гравитационного манёвра КА сообщается импульс 4.148 км/с.

⁶ Федотов Г.Г. Об использовании гравитационного потенциала Земли для межпланетных полётов // Космические исследования, 2007, том 45, № 2, С. 169-179.

Проекция вектора импульса на направление скорости в гелиоцентрической СК составляет -3.903 км/с.

Из-за ошибок приведения КА к Венере изменение его скорости в результате гравитационного манёвра произойдет не на расчётную величину. Из-за этого не будут выполняться условия, необходимые для исполнения гравитационного манёвра при следующем пролёте. Поэтому ошибки исполнения гравитационного манёвра должны быть компенсированы коррекцией, выполняемой двигательной установкой КА. Величина характеристической скорости, необходимой для выполнения этой коррекции, зависит от ошибок исполнения гравитационного манёвра, которые, в свою очередь, зависят от ошибок приведения. Ошибки приведения рассматривались в картинной плоскости Венеры. Были выполнены расчёты разбросов дополнительных затрат характеристической скорости, необходимой для компенсации ошибок исполнения гравитационного манёвра, в зависимости от ошибок приведения. В случае если предельная ошибка приведения не превосходит 50 км, требуется не более 40 м/с дополнительной характеристической скорости на её исправление. Это составляет 1% от сообщаемого КА импульса и соответствует средним ошибкам исполнения импульсов, выполняемых двигателями КА. В случае если при выполнении гравитационного маневра предельные ошибки приведения в картинной плоскости не превосходят 10 км, для их компенсации потребуется не более 15 м/с характеристической скорости. В свою очередь это потребует точности навигации, при которой ошибки в картинной плоскости не превзойдут величину 5 км.

Конкретные задачи проектов, рассмотренных в этой главе, соответствуют следующей обобщённой задаче.

После выполнения динамических операций имеется область ошибок приведения КА к цели, например, приведение КА к планете или выход над заданной точкой спутника планеты в заданное время для начала сеанса

посадки. В связи с этим следует определить требования к средствам наземных траекторных измерений: точности, которые должны обеспечивать средства, и их территориальное размещение. Далее следует выбрать интервалы проведения навигационных сеансов, число коррекций, моменты проведения коррекций с учётом ошибок их исполнения и навигационных ошибок.

Ключевым моментом решения баллистической задачи является гарантированная оценка погрешностей знания параметров движения. При этом ошибки приведения КА к цели и затраты характеристической скорости должны удовлетворять заданным ограничениям.

Например, увеличение интервала выполнения траекторных измерений позволяет уменьшить навигационную ошибку, но приводит к увеличению затрат характеристической скорости. Заблаговременное проведение коррекции при подлёте к планете-цели, позволяет сократить затраты характеристической скорости, но может привести к большим ошибкам прилёта, т. к. с течением времени возрастает отклонение от идеальной траектории, получаемое от ошибок исполнения коррекции. Следует также отметить эффект уменьшения навигационных ошибок по мере приближения к планете-цели, который обусловлен повышением информативности наземных траекторных измерений при достижении КА сферы действия планеты. Предлагаемый метод гарантированной оценки точности решения обобщённой баллистической задачи рассмотрен в главе 5.

Глава 5 посвящена методу анализа точности приведения КА к цели и оценки энергетических затрат. Рассмотрены вопросы навигации и управления при постоянно работающей ЭРДУ.

Требования по точности приведения определяются задачами проектов. Характерные примеры рассмотрены в главе 4. Фактическая точность приведения КА к планете-цели определяется ошибками прогнозирования параметров движения, ошибками исполнения манёвров или коррекций, а также неучтёнными возмущениями в движении центра масс КА.

Результаты, представленные в данной главе, получены на основе общего метода и описаны в разделах анализа точности определения и прогнозирования параметров движения КА в проекте «Фобос-Грунт» [3] и [5]. Этот метод применим для анализа точности определения и прогнозирования параметров движения КА в полётах к Луне, планетам и малым телам Солнечной системы.

Метод основан на комбинированном применении метода ковариационного анализа и метода статистических испытаний. Для оценки навигационных ошибок применяется ковариационный анализ. Влияние ошибок исполнения определяется методом статистических испытаний. Пусть заданы моменты проведения коррекций и исходное множество ошибок, например, после выхода на отлётную траекторию от Земли или после выхода на орбиту искусственного спутника Луны или планеты. Выполним расчёт навигационных ошибок на момент проведения первой коррекции с использованием опорной траектории. Свяжем каждую реализацию ошибки по целевым параметрам с отклонением вектора скорости от вектора скорости опорной траектории на момент задания исходного множества ошибок. Разобьём множество ошибок на ячейки по значениям ошибок целевых параметров. Каждую ячейку будем представлять одной или несколькими реализациями. Выполним прогноз движения КА на момент проведения первой коррекции по выбранным представителям каждой ячейки, далее выполним расчёт коррекции и исказим его навигационными ошибками и ошибками исполнения. В результате получим множество ошибок на момент проведения первой коррекции и максимальные затраты характеристической скорости на её проведение. Далее переходим ко второй коррекции и последующим коррекциям. После выполнения расчётов по последней коррекции получаем суммарные максимальные затраты характеристической скорости и оценку ошибок приведения. Выполняя расчёты по описанному выше методу, получаем характеристики рассматриваемой схемы проведения коррекций.

точность приведения и затраты характеристической скорости. Далее, варьируя числом коррекций и моментами их исполнения, получаем приемлемую схему.

Для применения метода необходимо иметь функциональную связь ошибок по целевым параметрам с отклонением вектора скорости от его значения по опорной траектории. Например, при решении задачи приведения КА к Луне или планете – эта функциональная связь определяется зависимостью значений параметров картинной плоскости от компонент вектора скорости. При решении задач приведения КА на гало-орбиту вокруг точки L_2 эта зависимость определяется зависимостью от вектора скорости параметров, определяющих геометрию гало-орбиты. Далее работа метода показана на задачах приведения КА к Луне или планете.

При построении моделей и выполнении расчётов предполагалось, что для определения параметров движения в случае КА с ЖРД используется классический метод, описанный в работе⁵, а в случае КА с ЭРДУ – методы, описанные в третьей главе. Измеряемыми параметрами являются наклонная дальность и радиальная скорость.

При условии идеального исполнения управляющих импульсов имеются следующие источники ошибок прогноза параметров движения КА:

- случайная составляющая ошибок измерений радиальной скорости и наклонной дальности;
- систематические смещения измеренных величин радиальной скорости и наклонной дальности за время сеанса измерений;
- неопределённость знания положения наземного измерительного пункта;
- неопределённость знания параметров ионосферы и тропосферы в принятых моделях измерений для случаев работы с учётом и без учёта калибровки по сигналам навигационных спутников;
- неопределённость коэффициента светового давления.

Модели движения КА с ЖРД и ЭРДУ отличаются моделями шума, воздействующего на движение КА. В случае ЖРД – этот шум обусловлен

наличием небольших по величине ($10^{-9} - 10^{-7}$ мм/с²) негравитационных ускорений, вызванных неконтролируемыми реактивными силами. В случае ЭРДУ – это ошибки по направлению (1°) и величине вектора тяги (5% от величины).

Ковариационная матрица ошибок определения вектора состояния вычисляется по формуле:

$$K(t) = K_0(t) + \Delta K_b(t) + \Delta K_a(t) + \Delta K_t(t) + \Delta K_i(t), \quad (19)$$

где

- $K_0(t)$ – ковариационная матрица ошибок, обусловленная неучтёнными ускорениями и случайными составляющими ошибок измерений;
- $\Delta K_b(t)$ – поправка на ошибки, обусловленные систематическими составляющими ошибок измерений;
- $\Delta K_a(t)$ – поправка на ошибки, обусловленные ошибками привязки фазового центра антенны;
- $\Delta K_t(t)$ – поправка на ошибки, обусловленные тропосферной составляющей ошибок измерений;
- $\Delta K_i(t)$ – поправка на ошибки, обусловленные ионосферной составляющей ошибок измерений.

Для расчёта ковариационной матрицы $K_0(t)$ используется метод мешающих параметров, который рассмотрен в третьей главе диссертации. В качестве оцениваемого вектора состояния выбран вектор состояния на конец мерной базы. Неучтённый шум приводит к увеличению ошибок модели по мере перемещения от конца мерной базы к ее началу. Нарастающие ошибки модели учитываются в весовой матрице измерений.

Движение КА в условиях неопределённости возмущающих ускорений описывается рассмотренной в третьей главе моделью (8), (9).

Матрица поправок $\Delta K_b(t_N)$ на ошибки, обусловленные систематическими составляющими ошибок измерений, вычисляется как разность между ковариационной матрицей ошибок оценки вектора состояния, обусловленных систематической и случайной составляющими ошибок

измерений, и ковариационной матрицей ошибок оценки вектора состояния, обусловленных только случайными составляющими ошибок измерений.

Ковариационная матрица оценки вектора состояния КА, обусловленная систематическими и случайными ошибками измерений, вычисляется с использованием расширенного вектора состояния. Этот вектор наряду с вектором состояния КА содержит систематические составляющие ошибок измерений. При расчёте ковариационной матрицы ошибок определения расширенного вектора состояния используется априорная информация о СКО систематических ошибок измерений.

Аналогично вычисляются матрицы $\Delta K_a(t)$, $\Delta K_i(t)$ и $\Delta K_j(t)$. Специфика состоит в функциональной зависимости измеренных значений от компонент расширенного вектора состояния, а также в представлении априорной информации.

При выборе схемы проведения коррекций рассматривались ошибки (невязки между фактическими и заданными значениями) по положению в картинной плоскости $(\Delta\xi, \Delta\eta)$ и ошибка по времени приведения $(\Delta\tau)$. Направления осей ξ и η картинной плоскости определяются единичными векторами e_ξ и e_η :

$$e_\eta = \frac{e_n \times v_\infty}{|e_n \times v_\infty|}, \quad e_\xi = e_n \times \frac{v_\infty}{|v_\infty|}, \quad (20)$$

e_n – единичный вектор, направленный от центра планеты (или Луны) к её северному полюсу.

Сопоставление схем маневрирования между собой проводится по соответствующим им максимально возможным затратам характеристической скорости и максимальным ошибкам приведения КА к планете.

Оценка максимальных затрат характеристической скорости и максимальных ошибок приведения выполняется следующим методом. Трёхмерное пространство ошибок: $\Delta\xi$, $\Delta\eta$ и $\Delta\tau$ разделяется на ячейки – прямоугольные параллелепипеды в соответствии с заданным шагом.

Множество возможных ошибок после каждой коррекции покрывалось набором этих ячеек. Если в некоторую ячейку попала хотя бы одна точка, то при оценке затрат на коррекцию нужно рассматривать все точки этой ячейки.

Если на этапе коррекции k нужно устранить ошибки, оцениваемые вектором $\mathbf{f} = (\Delta\xi, \Delta\eta, \Delta\tau)^T$, то поставим в соответствие этому вектору множество $V_{\mathbf{f}}$ в пространстве ошибок. Это множество получается после расчёта корректирующего импульса и формирования множества ошибок, обусловленных ошибками исполнения и ошибками прогноза.

Обозначим как E_k результат построения покрытия прямоугольными параллелепипедами множества ошибок до проведения k -й коррекции.

$$E_k = \bigcup_{j \in J_k} U_j, \quad (21)$$

где

U_j – прямоугольный параллелепипед с индексом j ;

J_k – множество индексов, соответствующих параллелепипедам, в которых содержатся ошибки.

Для каждого U_j , $j \in J_k$ построим множество $W_{k,j}$:

$$W_{k,j} = \left\{ \bigcup_{m=1}^M V_{\mathbf{f}_m} \mid \mathbf{f}_m \in U_j \right\}. \quad (22)$$

Множество $W_{k,j}$ состоит из прямоугольных параллелепипедов, в которые попали ошибки, полученные при исправлении ошибок $\mathbf{f}_m, m = 1, \dots, M$. Эти ошибки обусловлены ошибками исполнения и ошибками прогноза. В качестве векторов исправляемых ошибок $\mathbf{f}_m, m = 1, \dots, M$ можно выбрать вершины параллелепипеда U_j и его среднюю точку.

Рассмотрим объединение множеств $W_{k,j}$ для индексов $j \in J_k$. Построим покрытие этого множества системой параллелепипедов $\{U_j\}$ и обозначим множество индексов параллелепипедов, которые вошли в покрытие, как J_{k+1} . В результате получим множество E_{k+1} :

$$E_{k+1} = \bigcup_{j \in J_{k+1}} U_j. \quad (23)$$

Оценка максимальных затрат характеристической скорости получается автоматически, если при построении $V_{k,j}$ определить максимальную характеристическую скорость, а затем выбрать максимальное значение по всем параллелепипедам $U_j, j \in J_k$.

В последнем разделе главы рассмотрены три примера расчёта точности приведения КА, оснащённых жидкостными реактивными двигателями: к Марсу (на примере проекта «Фобос-Грунт»), к Луне (на примере проекта «Луна-Глоб») и к Венере (на примере проекта «Венера-Д») для КА, а также пример расчёта точности приведения к Юпитеру КА, оснащенного ЭРДУ.

3. Заключение

Основные результаты работы были перечислены в начале автореферата. В заключение приведённого изложения содержания диссертации следует упомянуть, что оно является попыткой обобщения многолетнего опыта практической работы в трёх направлениях прикладной небесной баллистики:

- в выполнении проектных баллистических исследований, позволяющих определять облик космического объекта, сроки его запуска и параметры баллистического обеспечения будущего полёта;
- в определении параметров траектории полёта КА после его успешного запуска и в прогнозировании будущего движения с гарантированной оценкой точности получаемого прогноза;
- в построении манёвров управления траекторией полёта на всех её этапах.

4. Основные публикации по теме диссертации

(Публикации 1-7 из основного перечня ВАК)

1. Тучин А.Г. Квазисинхронные орбиты и их использование для сближения космического аппарата с Фобосом. // Космические исследования. Т. 45. № 2, 2007. – С.144-149.
2. Тучин А.Г. Проектирование квазисинхронных орбит космического аппарата вокруг Фобоса для решения задачи посадки на его поверхность. // Космические исследования. Т. 46, № 6, 2008. – С.536-546.
3. Аким Э.Л., Заславский Г.С., Морской И.М., Рuzский Е.Г., Степаньянц В.А., Тучин А.Г. Доставка на землю реликтового вещества с Фобоса – проект «Фобос-Грунт». Баллистика, навигация и управление полётом. // Астрономический вестник, 2010, том 44, № 1, С.29-40.
4. Аким Э.Л., Архангельский Р.Н., Зайко Ю.К., Лавренов С.М., Порошин А.Л., Е. Г. Рuzский, В. А. Степаньянц, Тучин А.Г., Тучин Д.А., Федотов В.П., Ярошевский В.С. Баллистика, навигация и управление движением КА на этапе его посадки на поверхность Фобоса. // Космические исследования, 2009, Т. 47, № 4, С.332–342.
5. Аким Э.Л., Заславский Г.С., Морской И.М., Степаньянц В.А., Тучин А.Г. Баллистика, навигация и управление полётом космического аппарата в проекте «Фобос-Грунт» // Известия РАН. Теория и системы управления. 2002. № 5, С. 153-161.
6. Akim E.L., Stepaniants V.A., Vlasova Z.P., Tuchin A.G. Orbit determination for a radar mapping satellite of Venus. Earth, Moon, and Planets (ISSN 0167-9295), vol. 50-51, July-Dec. 1990, p. 559-578.
7. Аким Э.Л., Астахов А.П., Бакитько Р.В., Польщиков В.П., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Федотов В.П., Ярошевский В.С. Автономная навигационная система околоземного космического аппарата. // Известия РАН. Теория и системы управления. 2009, №2. – С.139-156.
8. Аким Э.Л., Тучин А.Г. Проект «Фобос-Грунт» и прикладная математика // Будущее прикладной математики: Лекции для молодых исследователей. Поиски и открытия / Под ред. Г.Г.Малинецкого. – М.: Книжный дом «Либроком», 2009, С.363 – 390. ISBN 978-5-397-00638-5.
9. Akim E.L., Popov G.A., Tuchin A.G. Mechanics and Motion Control of a Space Vehicle in the Project of Relict Substance Delivery on Earth (The Project “Phobos-Grunt”). // Proc. 16th IFAC Symposium on automatic control in Aerospace. 2004. Preprints. Saint Petersburg. Russia. V. 1.
10. Akim E.L., Botkin A.V, Stepaniants V.A., Shishov V.A., Ruzskiy E.G., Tuchin A.G. Orbit Selection, Navigation and Maneuvers before the Landing on the Phobos Surface for Phobos Sample Return Project. // Proc. 17th ISSFD. 16-20 June 2003. Moscow. Russia. V. 1.
11. Akim E.L., Stepaniants V.A., Shishov V.A., Ruzskiy E.G., Tuchin A.G. Ballistics, navigation and motion control of the SC on stages of the Phobos surface

approaching and landing. // Proc. 18th ISSFD. 11-15 October 2004. Munich. Germany.

12. Тучин А.Г. Определение параметров движения КА по результатам измерений при наличии шума в динамической системе. // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2004, № 2.

13. Тучин А.Г. Проектирование квазисинхронных орбит КА вокруг Фобоса для решения задачи посадки на его поверхность. // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2008, №15.

14. Аким Э.Л., Горохова А.А., Киселева И.П., Степаньянц В.А., Тучин А.Г. Локальная обработка измерений радиосистемы межпланетных космических аппаратов. // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2002, № 11.

15. Аким Э.Л., Горохова А.А., Киселева И.П., Степаньянц В.А., Тучин А.Г. Небесно-механическая интерпретация измерений радиосистемы межпланетных космических аппаратов «Квант-Д». // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2002, № 2.

16. Квашнин А.Г., Тучин А.Г. Синтез вычислительной схемы алгоритма оценивания параметров динамической системы. // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 1991, № 26.

17. Квашнин А.Г., Тучин А.Г. Построение вычислительной схемы алгоритма оценивания параметров динамической системы. // Автоматизация проектирования, информатика. – 1993. – Вып. 4. – С.88-94.

18. Аким Э.Л., Сазонов В.В., Степаньянц В.А., Тучин А.Г. Управление и навигация в перелёте КА с малой тягой от Земли к Юпитеру. // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2010, № 36.