

На правах рукописи

Хуан И.

УДК: 629.78

ХУАН ИЧУН

**УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА,
СОВЕРШАЮЩЕГО МЯГКУЮ ПОСАДКУ НА ЛУНУ ПО СХЕМЕ С
ЗАВИСАНИЯМИ**

Специальность 05.07.09 - динамика, баллистика, управление движением
летательных аппаратов

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2017

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский Авиационный Институт (национальный исследовательский университет)».

Научный руководитель: **Бобронников Владимир Тимофеевич,**
доктор технических наук, профессор каф. 604
Московский Авиационный Институт (национальный
исследовательский университет)

Официальные оппоненты: **Назаров Анатолий Егорович,**
доктор технических наук, заместитель начальника отдела
АО «НПО Лавочкина»

Кудрявцев Сергей Иванович,
кандидат технических наук, начальник лаборатории
Федеральное государственное унитарное предприятие
«Центральный научно-исследовательский институт
машиностроения»

Ведущая организация: Федеральное государственное автономное образовательное
учреждение высшего образования
«**Российский университет дружбы народов**»

Защита состоится «15» марта 2018 г в 14:00 на заседании диссертационного совета Д 212.125.12 при ФГБОУ ВО Московском Авиационном Институте (национальном исследовательском университете) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке:
https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=87136.

Автореферат разослан «__» _____ 2018 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 212.125.12
кандидат технических наук

Старков А.В.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы. Полеты к Луне являются одним из актуальных направлений развития современной космонавтики. Ряд стран, в том числе Российская Федерация, Китайская Народная Республика и другие включили лунные миссии в свои программы космической деятельности на ближайшие десятилетия и интенсивно работают над их реализацией. Формулируются новые задачи, которые планируется решать при полетах на Луну автоматических и пилотируемых космических аппаратов (КА), в том числе проведение обширных научных исследований в ранее не обследованных местах на лунной поверхности, создание лунных баз и другие задачи.

Реализация этих задач в современных условиях характеризуется рядом особенностей, отличающих их от ранее реализованных миссий. К таким особенностям можно отнести:

1. Более сложные требования к выбору места посадки на этапе планирования миссии для реализации научных задач, решаемых в миссии.

2. Необходимость и возможность оперативного уточнения конкретного места посадки в ходе посадки на лунную поверхность благодаря использованию современных средств наблюдения и интеллектуальных систем принятия решений на борту автоматических КА.

3. Возможность использования на борту КА автономных навигационных систем (НС), основу которых составляют бесплатформенные навигационные системы (БИНС), комплексированные с другими средствами получения навигационной информации.

4. Повышенные требования к надежности и стоимости реализации миссии и другие.

Для учета этих особенностей необходимо разрабатывать и применять модифицированные по сравнению с ранее применявшимися схемы реализации отдельных этапов миссии, в том числе непосредственно мягкой посадки (МП). При традиционных схемах МП вначале КА переводится с околокруговой селеноцентрической орбиты на эллиптическую орбиту с высотой периселения около 15 км. В окрестности точки периселения начинается этап основного торможения (ЭОТ), на котором скорость КА снижается до близкой к нулю величины на высоте 2...3 км. Программы управления вектором тяги двигателя торможения (ДТ) на ЭОТ могут быть различными с учетом не только их энергетической эффективности, но также простоты реализации с помощью системы управления (СУ) движением КА.

Вслед за ЭОТ следует этап «вертикализации» КА, целью которого является достижение вертикальной ориентации продольной оси КА, необходимой для реализации последующего этапа управляемого спуска КА в точку посадки с использованием ДТ. Схемы МП, при которых после ЭОТ происходит управляемый спуск КА по вертикальной траектории, могут быть условно названы «прямыми» схемами.

Недостатком прямых схем МП является тот факт, что при их реализации посадка КА происходит не в выбранную заранее точку, а в точку, расположенную в надире по отношению к точке «зависания» КА в момент окончания ЭОТ. Эта точка может отличаться от ранее намеченной точки из-за ошибок реализации предшествующих этапов МП с помощью СУ КА. Кроме того, заранее намеченная точка может оказаться «неудовлетворительной» при ее наблюдении «вблизи».

Учитывая указанный недостаток, одним из возможных направлений совершенствования схем реализации МП может быть переход к использованию более «осторожных» схем «с зависаниями» КА. Первое зависание КА на некоторой высоте (около 2.4 км) после окончания ЭОТ позволяет с помощью современных бортовых информационных средств уточнить место

посадки, а второе (уже на малой высоте) – окончательно подтвердить сделанный выбор. Между зависаниями происходит управляемый спуск КА в точку второго зависания над уточненной точкой посадки. Далее реализуются «обычные» этапы управляемого спуска по линейной траектории. Вариант указанной схемы был реализован при полете КА «Чаньэ-3» в 2013 году.

Цель работы. Целью диссертационной работы является повышение эффективности применения автоматически управляемых КА, совершающих МП на лунную поверхность, путем использования схемы «с зависаниями».

Для достижения указанной цели в работе решены следующие частные задачи:

1. Предложен вариант схемы МП, предусматривающий зависания КА в ходе посадки для оперативного уточнения и окончательного выбора места посадки, в котором движение КА в точки зависаний реализуется совместно с вертикализацией аппарата.

2. Сформулирована и решена задача совместной оптимизации характеристик двигательной установки (ДУ) КА и программ управления вектором тяги ДТ на ЭОТ, обеспечивающих выполнение условий «обнуления» скорости и «вертикализации» продольной оси КА в момент окончания этапа.

3. Сформулирована и решена задача расчета оптимальной программы управления вектором тяги ДУ на этапе управляемого спуска (ЭУС) КА между точками первого и второго зависаний с выполнением заданных граничных условий обнуления скорости и вертикализации КА.

4. Проанализированы варианты построения навигационной системы (НС) КА при различных составах навигационных измерений и проведено сравнение их точностных характеристик с учетом ошибок измерений, действующих на КА возмущений и алгоритма обработки измерений.

5. Предварительно сформирована структура и выбраны параметры замкнутой СУ КА. Проведен расчет характеристик точности СУ при реализации всех этапов МП с использованием разработанных алгоритмов управления и навигации.

Объектом исследования в работе является автоматический КА, совершающий мягкую посадку на лунную поверхность.

Предметом исследования являются алгоритмы управления и навигации КА, обеспечивающие мягкую посадку КА на лунную поверхность.

Методы исследования. Основными методами исследования, используемыми в работе, являются: механика космического полета, проектирование КА, оптимальное управление, навигация и управление движением автоматических КА, статистическая динамика.

Научная новизна

В работе получены следующие новые научно-технические результаты:

1. Вариант схемы МП, предусматривающий зависания КА в ходе посадки для оперативного уточнения и окончательного выбора места посадки, в котором достижение зависаний реализуется совместно с вертикализацией аппарата.

2. Методика решения задачи совместной оптимизации характеристик ДУ и программы управления движением КА на этапе основного торможения, обеспечивающих минимальный расход массы ДУ при выполнении заданных терминальных требований по обнулению скорости и вертикализации КА.

3. Методика решения задачи оптимизации движения КА на этапе управляемого спуска между зависаниями, обеспечивающей минимум расхода топлива при выполнении заданных граничных условий в начале и конце этапа.

4. Структура и алгоритм функционирования комплексированной навигационной системы КА, обеспечивающей возможность совместного оценивания состояний КА и идентификацию возмущений, являющихся случайными величинами.

5. Структура и параметры регуляторов замкнутой СУ КА, активно компенсирующей оцениваемые постоянные и медленно меняющиеся возмущения совместно с подавлением неконтролируемых возмущений, что обеспечивает реализацию всех этапов МП по предложенной схеме с удовлетворительной точностью, в том числе непосредственно прилунения КА.

Практическая значимость работы. Полученные в работе результаты могут быть использованы в ходе проектирования полетов автоматических КА с МП на лунную поверхность, в том числе при формировании общей схемы реализации МП, выборе оптимальных характеристик ДУ, разработке оптимальных схем и программ управления движением на отдельных этапах посадки, при формировании облика навигационной системы и СУ движением КА в целом.

Достоверность результатов, полученных в работе, подтверждается имитационным моделированием отдельных алгоритмов и функционирования СУ КА в целом с учетом возмущающих воздействий, в том числе погрешностей ДУ, нецентральности гравитационного поля Луны (масконов), ошибок измерителей НС, а также сравнением результатов с результатами, полученными ранее другими авторами.

Апробация работы. Результаты работы докладывались и получили одобрение на трех научно-технических конференциях, опубликованы в трех статьях в изданиях, входящих в перечень ВАК Минобрнауки России.

Положения, выносимые на защиту

1. Предложен вариант схемы мягкой посадки, предусматривающий зависания КА в ходе посадки для оперативного уточнения и окончательного выбора места посадки, в котором достижение зависаний реализуется совместно с вертикализацией аппарата.

2. Разработана методика решения задачи совместной оптимизации характеристик ДУ и программы управления движением КА на этапе основного торможения, обеспечивающих минимальный расход массы ДУ КА при выполнении заданных терминальных требований по обнулению скорости и вертикализации КА.

3. Разработана методика решения задачи оптимизации движения КА на этапе управляемого спуска между зависаниями, обеспечивающей минимум расхода топлива при выполнении заданных граничных условий в начале и конце этапа (нулевая скорость и вертикальная ориентация продольной оси).

4. Проведены исследования трех вариантов построения навигационной системы КА, в которых показано, что при реалистичных характеристиках возмущений комплексированная навигационная система, вариант построения которой рассмотрен в работе, обеспечивает необходимую точность навигации КА.

5. Сформирована структура и предварительно определены параметры регуляторов замкнутой системы управления движением КА, активно компенсирующей постоянные и медленно меняющиеся возмущения совместно с подавлением неконтролируемых возмущений. Получены результаты имитационного моделирования СУ, демонстрирующие реализуемость мягкой посадки по предложенной схеме с удовлетворительной точностью.

Личный вклад автора. Все результаты, представленные в работе, получены автором лично. Вклад автора состоит в формулировке проблемы в целом и частных задач исследования,

разработке методик, алгоритмов и компьютерных программ, в анализе и обобщении полученных результатов, в формулировке выводов по работе.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, пяти глав и заключения. Работа содержит 133 страниц, 97 иллюстраций, 11 таблиц, одно приложение. Список используемой литературы включает 67 наименований.

Автор выражает искреннюю благодарность научному руководителю Бобронникову В. Т. за помощь и руководство на всех этапах обучения, Константинову М.С., Ивашкину В. В., Петухову В. Г., Соболевскому В. Г. за внимание и ценные практические советы при выполнении работы, китайскому совету по стипендиям (The China Scholarship Council) за поддержку обучения автора.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность темы диссертационной работы, формулируются цель, задачи, объект и предмет исследования, представлены сведения о научной новизне, практической значимости, апробации результатов исследования, а также основные положения, выносимые на защиту.

В **главе 1** дается краткий обзор миссий и схем полетов автоматических и пилотируемых КА к Луне с посадкой на ее поверхность. Рассмотрены различные схемы реализации МП. Анализируются преимущества и недостатки схем. Обосновывается целесообразность использования схемы МП с зависаниями, являющейся предметом исследования в данной диссертационной работе. Обсуждаются этапы реализации данной схемы, рассматриваемые в работе.

В общем случае реализация МП может быть представлена в виде трех основных этапов: 1) перевод КА с селеноцентрической околокруговой орбиты на предпосадочную эллиптическую орбиту с небольшой высотой периселения; 2) этап основного торможения, на котором скорость КА снижается до ее значения, близкого к нулю, совместно с понижением высоты траектории до высоты «зависания»; 3) управляемый спуск КА из точки зависания в точку посадки.

Варианты реализации МП могут быть различными в зависимости от конкретных способов исполнения и характеристик указанных трех основных этапов. К таким способам и характеристикам можно отнести: высота периселения и положение точки начала ЭОТ на предпосадочной эллиптической орбите; способ управления вектором тяги ДТ на ЭОТ; высота, скорость и ориентация КА в момент окончания ЭОТ; возможность и способ уточнения конкретной точки посадки после окончания ЭОТ; способ организации управляемого движения КА из точки окончания ЭОТ в точку посадки и другие.

В предшествующих работах, например ¹, было показано, что с точки зрения энергетической эффективности высота периселения эллиптической орбиты, на которой начинается ЭОТ, должна быть минимальной. Однако при этом возрастает вероятность столкновения КА с лунными возвышенностями или горами из-за ошибок управления движением КА при движении КА по траектории ЭОТ. Анализ показывает, что с учетом всех значимых факторов высота периселения должна составлять 15...18 км.

Одним из основных способов управления движением КА на ЭОТ является программное управление вектором тяги ДТ. Такое управление включает решение двух частных задач: формирование программ управления величиной и направлением вектора тяги ДТ, т.е. управление

¹ Лихачев В. Н., Сихарулидзе Ю. Г., Федотов В. П. Этап основного торможения для выполнения мягкой посадки на поверхность Луны как один из видов коррекции траектории. - Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2012, № 5, с. 27-33.

дросселированием тяги ДТ и углом тангажа, и исполнение этих программ с помощью СУ КА. При выборе конкретного способа решения указанных задач необходимо учитывать многочисленные показатели эффективности КА: массовую и энергетическую эффективность, точность и надежность реализации ЭОТ и другие.

При формировании программы управления вектором тяги ДТ на ЭОТ характеристики ДУ могут быть заданными или оптимизироваться. В первом случае минимизируемым критерием оптимальности программы является количество топлива, затрачиваемого на реализацию этапа. Если же задача управления тягой ДТ решается как часть задачи проектирования КА в целом, то совместно с оптимизацией программы могут оптимизироваться характеристики ДУ. В этом случае в качестве критерия оптимальности ДУ может рассматриваться относительная масса ДУ, включающая массу «сухой» и массу топлива.

Варианты управления вектором тяги ДТ на ЭОТ также могут быть различными. Наиболее простое решение задачи торможения на ЭОТ достигается при применении ДТ с постоянной тягой и изменении угла ориентации вектора тяги по линейному закону. Возможен вариант реализации траектории ЭОТ методом гравитационного разворота, формируемый путём создания с помощью ДТ постоянного кажущегося ускорения КА в направлении, противоположном вектору скорости аппарата, и другие.

Для реализации этапов МП, следующих за ЭОТ, необходимо осуществить разворот КА в вертикальное положение по отношению к местному горизонту. Для выполнения этого требования в программах управления КА предусматривается этап «вертикализации» в режиме свободного падения с максимальной угловой скоростью. После завершения этого этапа выполняется повторное торможение, обеспечивающее повторное обнуление скорости КА. Далее происходит управляемый спуск с постоянной вертикальной скоростью, реализуемый с использованием двигателей посадки.

Фактическая точка нахождения КА в момент окончания этапа вертикализации может оказаться расположенной слишком далеко от точки посадки, намеченной заранее, так что осуществление посадки в эту намеченную точку из точки зависания окажется энергетически чрезмерно затратным. Кроме того, намеченная заранее точка, при ее наблюдении «вблизи», может оказаться в каком-то смысле «неудовлетворительной».

В подобных ситуациях целесообразно после обнуления скорости и вертикализации перевести КА в режим зависания и в этом режиме оперативно уточнить точку посадки, а в дальнейшем осуществить посадку в эту уточненную точку. Для повышения надежности выбора такое уточнение можно произвести дважды, переведя КА в режим зависания еще раз на малой высоте (около 100 м), после чего осуществить высокоточный управляемый спуск.

Высота первого зависания, при которой можно осуществить съемку района посадки, должна быть достаточно большой, чтобы наблюдать весь район возможной посадки с помощью бортовой аппаратуры наблюдения. Режим зависания, совмещенный с вертикализацией, должен поддерживаться в течение интервала времени, достаточного для выполнения указанных задач наблюдения и уточнения точки посадки.

Схема мягкой посадки с зависаниями была реализована на китайском КА «Чаньэ-3». Процесс посадки происходил с тремя зависаниями, во время которых с помощью бортовой аппаратуры наблюдения осуществлялся «грубый» и «высокоточный» выбор места посадки, а также кратковременное третье зависание над точкой посадки на малой высоте.

Анализ показывает, что схема мягкой посадки с зависаниями, реализованная на КА «Чаньэ-3», может быть усовершенствована, по крайней мере, применительно к ЭОТ и ЭУС.

Применительно к ЭОТ это усовершенствование может включать: разработку методики формирования оптимальной программы управления вектором тяги ДТ, обеспечивающей совместно зависание и вертикализацию КА в момент окончания ЭОТ, что позволит исключить отдельно реализуемые этапы вертикализации и повторного торможения КА; разработку методики решения задачи совместной оптимизации программы управления вектором тяги ДТ и относительной массы ДУ по критерию относительной массы ДУ для возможного повышения энергетической эффективности ДУ. Эти вопросы рассматриваются в первой главе работы.

Применительно к ЭУС усовершенствование может заключаться в замене траектории управляемого спуска между первым и вторым зависаниями по прямолинейной траектории с последующим отдельным этапом вертикализации КА оптимальной траекторией управляемого спуска совместно с вертикализацией КА к моменту второго зависания. Такой вариант также может повысить энергетическую эффективность управления на данном этапе и исключить отдельно реализуемый этап вертикализации КА после второго зависания КА.

Совокупность этапов схемы МП в целом, рассматриваемой в работе, с указанием высот, на которых эти этапы реализуются, взятых в качестве примера для численных расчетов, представлены ниже в таблице.

Таблица. Основные этапы схемы мягкой посадки, рассматриваемой в диссертации

Этап	Высота	Характеристика этапа
1	$H_1=100$ км	Переход на орбиту $H_1 \times H_2$
2	с H_1 до $H_2=15$ км	Пассивное движение по предпосадочной эллиптической орбите
3	с H_2 до $H_3=2.4$ км	Основное торможение по программе управления вектором тяги ДТ
4	H_3	Первое зависание и предварительный («грубый») выбор точки посадки
5	с H_3 до $H_4=100$ м	Управляемый спуск в точку второго зависания над точкой посадки
6	H_4	Второе зависание и окончательный («высокоточный») выбор точки посадки
7	с H_4 до $H_5=4$ м	Медленный высокоточный спуск в точку второго зависания над точкой посадки
8	H_5	Короткое третье зависание над точкой посадки и выключение ДУ
9	с H_5 до поверхности Луны	Прилунение

Во **второй главе** излагается методика решения задачи управления вектором тяги ДТ на ЭОТ при реализации рассматриваемой схемы МП. Предлагаемое решение отличается от рассматривавшегося ранее «классического» решения ² следующими двумя основными особенностями: оптимальная программа управления вектором тяги ДТ формируется совместно с выбором основной характеристики ДУ КА – относительной массы ДУ, а в качестве терминального условия в момент окончания ЭОТ помимо достижения нулевой скорости КА выдвигается условие вертикальной ориентации продольной оси КА.

² Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний. 2014. 407 с.

Модель движения КА. Движение КА на данном этапе моделируется в инерциальной системе координат (ИСК). В предположении о том, что гравитационное поле Луны является центральным, движение КА в плоскости орбиты в проекциях на оси ИСК описывается системой дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= V_x \\ \dot{V}_x &= g_x + P_x/m = -\mu_l x / r^3 + a_{ДУ} \cos \vartheta \\ \dot{y} &= V_y \\ \dot{V}_y &= g_y + P_y/m = -\mu_l (y + r_l + h_0) / r^3 + a_{ДУ} \sin \vartheta \\ \dot{t}_m &= p_t \end{aligned} \quad (1)$$

где m – масса КА; P – тяга двигателя; r_l – средний радиус Луны; μ_l – гравитационная постоянная Луны; h_0 – высота начала ЭОТ; ϑ – угол тангажа КА относительно оси x ИСК.

Кажущееся ускорение КА $a_{ДУ} = P/m$, создаваемое ДУ, выражено в (1) через безразмерные параметры, в том числе тяговооружённость $n = p_{уд}\beta/m$ и параметр дросселирования ДТ $p_T = \beta/\beta_0$:

$$a_{ДУ}(t) = p_e (\beta/\beta_0) p_{уд} g_e \beta(t) / m = p_e (\beta/\beta_0) n_0 g_e p_t(t) p_{уд} / (p_{уд} - n_0 t_m),$$

где m_0 – полная масса КА; $\beta(t)$ – секундный расход топлива; β_0 – полный секундный расход топлива; $n_0 = p_{уд} \beta_0 / m_0$ – начальная тяговооружённость КА; g_e – ускорение свободного падения на земной поверхности; $p_{уд}$ – удельная тяга двигателя в вакууме; p_e – коэффициент удельной тяги;

$t_m = \int_{t_0}^t p_t dt$ – эквивалентное время полной работы двигателя; $p_t(t) = \beta(t)/\beta_0$ – программа дросселирования тяги ДТ.

Граничные условия. Скорость КА V_0 в момент начала ЭОТ принимается равной скорости в периселении предпосадочной орбиты. При исходных данных, указанных в таблице, её величина составляет 1692 м/с. Скорость КА в конце ЭОТ должна быть равна нулю, а высота $h_{end} = 2.4$ км. Продольная ось КА в момент окончания ЭОТ должна быть направлена вдоль местной гравитационной вертикали. Поэтому граничные условия записываются следующим образом:

$$\begin{aligned} x_0 &= 0; y_0 = 0; V_{x0} = V_0; V_{y0} = 0; t_{m,0} = 0; \\ r_{end} &= r_l + h_{end}; V_{x\ end} = 0; V_{y\ end} = 0; \tan \vartheta_{end} = (r_l + h_0 + y_{end}) / x_{end}. \end{aligned} \quad (2)$$

Относительная масса ДУ $\mu_{ДУ} = m_{ДУ} / m_0$ складывается из относительных масс основных компонентов ДУ: двигателя μ_d , топливных баков $\mu_{ТБ}$, топлива для торможения на ЭОТ $\mu_{Т1}$, топлива для реализации остальных этапов $\mu_{Т2}$, прочих систем $\mu_{п}$. Поэтому при оптимизации ДУ необходимо минимизировать сумму

$$\mu_{ДУ} = \mu_d + \mu_{ТБ} + \mu_{Т1} + \mu_{Т2} + \mu_{п}. \quad (3)$$

В работе составлены соотношения для расчета относительных масс перечисленных компонент ДУ. Относительная масса топлива $\mu_{Т1}$, расходуемого на ЭОТ, пропорциональна интегралу от секундного расхода топлива $\beta(t)$. Поэтому $\mu_{Т1} = \int (\beta(t) / m_0) dt$. Относительная масса топлива, расходуемого на этапе 1 перехода с круговой селеноцентрической орбиты на эллиптическую орбиту 100×15 км, вычисляется по формуле

$$\mu_1 = 1 - \exp\left(-\Delta V / (g_e p_{уд})\right) = 0.0066,$$

где $\Delta V = 19.4$ м/с – импульс перехода, рассчитываемый по формуле Циолковского.

На этапах 4 - 8 тяга ДТ может быть принята приближённо равной лунной силе тяжести, действующей на КА. По предварительным оценкам суммарная длительность этих этапов τ_{4-8}

может составлять около 200 с. Поэтому суммарную относительную массу топлива μ_2 , расходуемого на этих этапах, можно рассчитать по формуле

$$\mu_2 = m_2/m_0 = \beta\tau_{4-8}/m_0 = P\tau_{4-8}/(p_{уд}g_e m_0) \approx 2(1 - \mu_1 - \mu_{т1})\tau_{4,5}g_l / (2p_{уд}g_e + \tau_{4-8}g_l).$$

В результате относительная масса топлива для этапов 1 и 4 – 8, т.е. всех этапов, кроме этапа 2 основного торможения, может быть рассчитана с помощью соотношения

$$\mu_{т2} = \mu_1 + \mu_2 = [(2 - \mu_1 - 2\mu_{т1})\tau_{4,5}g_l + 2p_{уд}g_e\mu_1] / (2p_{уд}g_e + \tau_{4-8}g_l).$$

Для расчёта относительных масс ДТ, топливных баков и прочих систем ДУ используются эмпирические соотношения, применяемые в теории проектирования КА и ДУ.

Критерий оптимальности. Целью решения задачи оптимизации является нахождение начальной *тяговооружённости* ДТ n_0 , программы *дресселирования тяги* $p_i(t)$ и программы *управления углом тангажа* $\mathcal{G}(t)$, которые совместно обеспечивают выполнение граничных условий (2) и минимизируют относительную массу ДУ, рассчитываемую с помощью (3), т.е.

$$\mu_{ДУ}^* = \arg \min \mu_{ДУ}(n_0, \mathcal{G}(t), p_i(t)). \quad (4)$$

Параметризация задачи. Для решения указанной задачи оптимизации в работе предложен модифицированный вариант «классического» решения с критерием минимума расхода топлива. Для нахождения оптимальной программы управления углом *тангажа* использовалась параметрическая аппроксимация этой программы нелинейной функцией, зависящей от трех параметров, вида

$$\tan \mathcal{G}(t) = (c_1 - c_2 t) / (1 - c_4 t). \quad (5)$$

Эта функция является модифицированным вариантом функции, зависящей от 4-х параметров, предложенной ранее в «классическом» решении.

Для управления *величиной* тяги ДТ в работе рассматривается *двухуровневый* вариант ее дресселирования: вначале двигатель работает с *максимальной* тягой, а в конце – с *минимальной*, но *не нулевой*, поскольку с точки зрения надёжности работы ДТ целесообразно его постоянно поддерживать в работающем режиме. При двухуровневой функции дресселирования относительная масса топлива для реализации ЭОТ рассчитывается с помощью соотношения

$$\mu_{т1} = \int_{t_0}^{t_{end}} \beta dt / m_0 = P_0 t_{m,end} / (m_0 g_e p_{уд}) = n_0 t_{m,end} / p_{уд}. \quad (6)$$

Таким образом, при использовании указанных предположений для решения задачи оптимизации необходимо определить 6 параметров: n_0 , t_2 , $t_{1/2}$ – параметры ДУ и программы дресселирования тяги ДУ; c_1 , c_2 , c_4 – параметры программы управления углом тангажа, где t_2 – полная длительность ЭОТ; $t_{1/2} = t_1/t_2$ – отношение времени работы ДТ с полной тягой t_1 к длительности ЭОТ t_2 .

Методика решения. Число уравнений движения КА (1) равно четырём, а число граничных условий (2) – восьми. Для решения *краевой* задачи (1) – (2) использовалась программа **bvp5c** системы программирования MATLAB, которая позволяет определить четыре из 6 неизвестных параметров: n_0 , c_1 , c_2 , c_4 . Для применения указанной программы параметры t_1 , t_2 (или t_2 и $t_{1/2} = t_1/t_2$) дресселирования тяги должны быть *заданы*. В разработанной методике эти два параметра оптимизируются во *внешнем* цикле с помощью специально разработанной программы, решающей задачу *параметрической* оптимизации с помощью модифицированного алгоритма покоординатного спуска и метода квадратичной интерполяции, а параметры n_0 , c_1 , c_2 , c_4 находятся на каждом этапе *итерационного* процесса путём решения *краевой* задачи с

использованием (3) для нахождения параметров t_2 и $t_{1/2}$ и (5) для определения программы угла тангажа.

Программа и результаты решения. Для численного решения задачи была разработана компьютерная программа, реализующая разработанную методику решение задачи оптимизации в среде программирования MATLAB. Для проверки работоспособности и вычислительной эффективности методики и программы были проведены численные расчёты при следующих исходных данных:

$$p_{уд} = 308.8 \text{ с}; \gamma_d = 0.051; a_{ТБ} = 0.12; k_{п} = 0.1; \mu_r = 0.02; p_i \in [0.133, 1], \quad (7)$$

где γ_d – удельная масса ДТ; $a_{ТБ}$ – коэффициент отношения массы топливных баков к массе топлива; $k_{п}$ – отношение массы прочих систем ДУ к суммарной ее массе; $p_{i\min}$ – глубина дросселирования ДТ.

Были получены следующие оптимальные значения параметров, характеризующих ДУ и программы управления вектором тяги ДТ:

$$\begin{aligned} n_0^* &= 0.3669; \mu_{r1}^* = 0.4464; \mu_{r2}^* = 0.08243; \mu_{ТБ}^* = 0.06346; \mu_d^* = 0.01859; \mu_{ДУ}^* = 0.6788; \\ t_1^* &= 376.7 \text{ с}; t_2^* = 387.9 \text{ с}; c_1^* = -0.137; c_2^* = -1.35 \times 10^{-4}; c_4^* = 0.00263. \end{aligned} \quad (8)$$

Графики программы управления углом тангажа $\vartheta^*(t)$ относительно оси x ИСК и программа управления дросселированием $p_i(t)$, зависимость $\mu_{ДУ}$ от n_0 и траектория полёта КА, полученные при указанных оптимальных параметрах ДУ и программах управления вектором тяги ДТ, приведены на рис. 1 – 4.

Как видно из графиков, конечные условия, указанные в (2), выполняются. Требуемый начальный угол тангажа КА относительно ИСК составляет $\vartheta_0 = 172.208^\circ$. В момент окончания ЭОТ, длящегося $t_2^* = 387.9439 \text{ с}$, в точке зависания на заданной высоте $h_{end} = 2400 \text{ м}$ продольная ось КА занимает вертикальное положение по отношению к плоскости местного горизонта, т. е. $\Theta_{end} = 90^\circ$. Угловая скорость не превышает $|\omega|_{\max} = 1.7639^\circ / \text{с}$.

Согласно (8) при исходных данных (7) оптимальная относительная масса ДУ $\mu_{ДУ}^*$, соответствующая высоте периселения предпосадочной орбиты $h_0 = 15 \text{ км}$, являющейся точкой начала траектории КА на ЭОТ, составляет 0.6788. При суммарной массе КА $m_0 = 15 \text{ т}$ и импульсе тяги $p_{уд} = 308.8 \text{ с}$ целесообразно использовать ДТ с тягой $P = 54.18 \text{ кН}$. При этом для реализации МП потребуется масса топлива $m_r = 7.96 \text{ т}$.

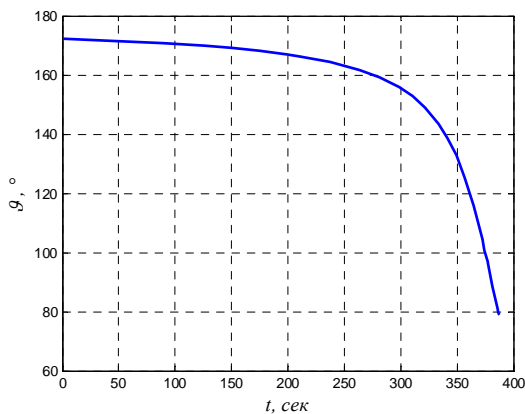


Рис. 1. Программа управления углом тангажа

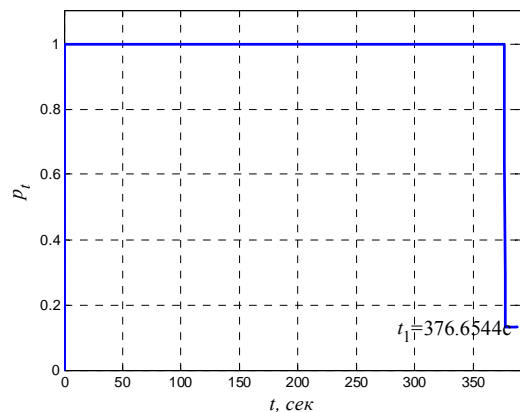


Рис. 2. Программа управления дросселированием ДТ

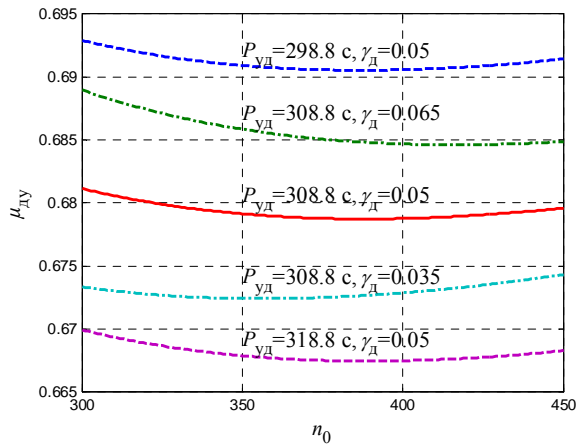


Рис. 3. Зависимость $\mu_{ДУ}(n_0)$ от n_0

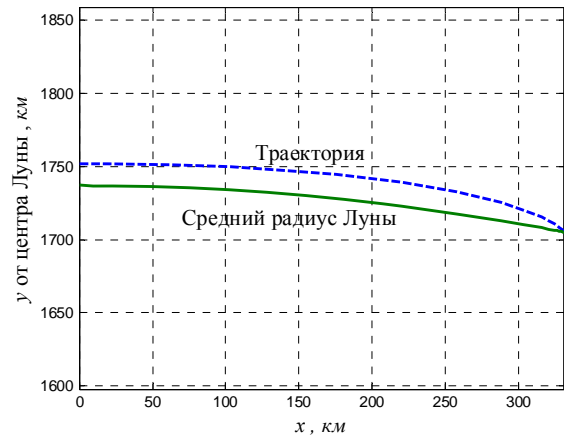


Рис. 4. Траектория полета КА

В **третьей главе** работы излагается методика приближенного решения задачи управления вектором тяги ДТ на этапе управляемого спуска при выполнении заданных граничных условий (нулевая скорость и вертикальная ориентация оси КА в моменты начала и окончания этапа). В качестве минимизируемого критерия оптимальности рассматривается относительная масса топлива, затрачиваемого на реализацию этапа.

Уравнения движения. Движение КА на ЭУС моделируется в инерциальной системе координат (ИСК). Начало этой системы совпадает с точкой зависания КА в момент окончания ЭОТ, ось x направлена горизонтально в направлении точки посадки, ось y – вертикально вверх от центра Луны. При использовании предположения о том, что гравитационное поле Луны является однородным, движение КА в проекциях на оси ИСК описывается следующей системой уравнений:

$$\begin{aligned}
 \dot{x} &= V_x \\
 \dot{V}_x &= P_x / m = a_{ДУ} \cos \vartheta \\
 \dot{y} &= V_y \\
 \dot{V}_y &= -g_l + P_y / m = -g_l + a_{ДУ} \sin \vartheta. \\
 \dot{t}_m &= p_t \\
 \dot{\vartheta} &= \omega_z \\
 \dot{\omega}_z &= \alpha_z
 \end{aligned} \tag{9}$$

Ускорение КА $a_{ДУ}$, создаваемое ДУ, записано в (9) с использованием безразмерных параметров $n_1 = p_{уд} \beta / m$ и $p_t = \beta / \beta_0$.

Граничные условия. Согласно таблице, этап управляемого спуска (этап 5 в таблице) начинается при высоте $H_3 \cong 2.4$ км, а второе зависание, после которого происходит этап медленного управляемого спуска (этап 7) – на высоте $H_4 = 100$ м. Компоненты скорости КА и угловая скорость аппарата в начале и в конце этапов равны нулю, а продольная ось КА должна быть направлена вдоль местной гравитационной вертикали, т.е. ϑ_0 и $\vartheta_{end} = \pi / 2$. Если, например, предположить, что уточненная точка посадки смещена относительно точки зависания на

расстояние $x_{end} = 1.6$ км, то совместно граничные условия в задаче управления движением КА на первом ЭУС записываются следующим образом:

$$\begin{aligned} x_0 = 0, V_{x0} = 0, y_0 = 0, V_{y0} = 0, t_{m0} = 0, \mathcal{G}_0 = \pi/2, \omega_{z0} = 0, \\ x_{end} = 1.6 \text{ км}, V_{x_{end}} = 0, y_{end} = -2.3 \text{ км}, V_{y_{end}} = 0, \mathcal{G}_{end} = \pi/2, \omega_{z_{end}} = 0 \end{aligned} \quad (10)$$

Критерий оптимальности. В качестве критерия оптимальности управления движением КА на ЭУС рассматривается относительная масса топлива, необходимого для реализации этапа, по отношению к массе КА в начале ЭУС

$$\mu_T = \int \beta dt / m_1 = \beta_1 \int p_i dt / m_1 = n_1 t_m(t_{end}) / p_{уд} \quad (11)$$

Методика решения. Вначале задача оптимизации (9) – (11) решалась с использованием принципа максимума Понтрягина. Для системы (9) был составлен гамильтониан, в который входит функция переключения тяги ДТ, и записана система уравнений относительно сопряженных переменных, в результате анализа которых был сформирована структура оптимального закона управления. Вновь опираясь на результат «классического» решения, структура оптимальной программы управления углом тангажа задавалась параметрически в виде дроби

$$\tan \mathcal{G}^*(t) = \tan \mathcal{G}_\psi(t) = \psi_4 / \psi_2 = (c_4 - c_3 t) / (c_2 - c_1 t) \quad (12)$$

Этой функции соответствует оптимальная программа управления угловым ускорением КА

$$\alpha_z^*(t) = \frac{d\omega_z^*}{dt} = \frac{d^2 \mathcal{G}^*}{dt^2} = \frac{2 \cdot (c_2 - c_1 \cdot c_4) \cdot [(c_2^2 + c_4^2) \cdot t - c_1 \cdot c_2 - c_4]}{[(c_1 - c_2 \cdot t)^2 + (1 - c_4 \cdot t)^2]^2} \quad (13)$$

В результате оптимальное управление реализуется при программах дросселирования тяги

$$p_i(t) = \begin{cases} 1, & \text{если } H_p < 0 \\ p_{t,\min}, & \text{если } H_p > 0 \end{cases} \quad (14)$$

и углового ускорения

$$\mathcal{G}(t) = \begin{cases} \mathcal{G}_1(t) = \pi/2 - \alpha_{\max} t^2 / 2, & \text{если } t \leq t_{g1} \\ \mathcal{G}_2(t) = \pi/2 + \alpha_{\max} [(t_{g2} - t)^2 / 2 - t_{g1}^2], & \text{если } t_{g1} < t \leq t_{g3} \\ \mathcal{G}_3(t) = \mathcal{G}^*(t; c_1, c_2, c_3, c_4), & \text{если } t_{g3} < t \leq t_{g4} \\ \mathcal{G}_4(t) = \pi/2 - \alpha_{\max} [(t_{g5} - t)^2 / 2 - (t_{g7} - t_{g6})^2], & \text{если } t_{g4} < t \leq t_{g6} \\ \mathcal{G}_5(t) = \pi/2 + \alpha_{\max} (t_{g7} - t)^2 / 2, & \text{если } t_{g6} < t \leq t_{g7} \end{cases} \quad (15)$$

где \mathcal{G}^* задается в соответствии с (12); t_{g1}, t_{g6} – моменты переключения углового ускорения; t_{g2}, t_{g5} – моменты достижения экстремума угла тангажа $\mathcal{G}(t)$; t_{g3} – момент схождения $\mathcal{G}(t)$ с $\mathcal{G}^*(t)$; t_{g4} – момент расхождения $\mathcal{G}(t)$ и $\mathcal{G}^*(t)$; t_{g7} – полное время ЭУС.

Моменты $t_{g1} \dots t_{g6}$ для типовой траектории КА на ЭУС, рассчитанные с использованием (13) – (15), показаны на рис. 5. Эти моменты определялись из условий непрерывности переменных состояния КА, в том числе угла тангажа, угловой скорости вращения аппарата и других условий.

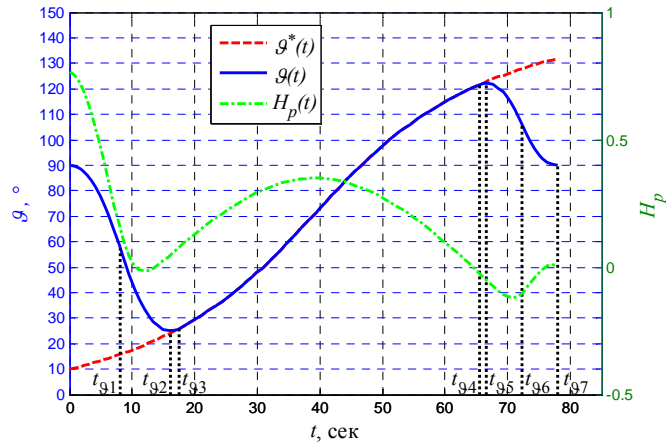


Рис. 5. Программа управления углом тангажа и функция переключения

Упрощение задачи. Для сформулированной задачи оптимизации трудно обеспечивать сходимость ее решения, поскольку константы $c_1 \dots c_4$ влияют как на функцию переключения $H_p(t)$, так и на программу управления углом тангажа $\mathcal{G}(t)$. Поэтому для обеспечения сходимости решения, повышения скорости решения и облегчения реализации полученного решения был предложен *приближенный* вариант решения задачи.

Алгоритм приближенного решения задачи оптимизации формулируется следующим образом:

1. Тяга ДТ поддерживается на *максимальном* уровне $P(t) = P_{\max}$ в период выполнения условия $\mathcal{G}(t) < \pi/2 - k_p (\pi/2 - \mathcal{G}_{\min})$, $0 < k_p < 1$, где k_p – параметр управления, подлежащий оптимизации.

2. *Вторично* тяга ДУ включается до $P(t) = P_{\max}$ при $t > t_{g7} - t_p$.

3. В остальные периоды времени поддерживается *минимальная* тяга ДУ $P(t) = P_{\min}$, величина которой определяется допустимой глубиной дросселирования ДТ $p_{t,\min}$.

4. На интервале $t \in [t_{g3}, t_{g4}]$ двигатели управления ориентацией КА *выключены*, а программа управления углом тангажа $\mathcal{G}(t)$ является *линейной* функцией времени.

В результате в упрощенной постановке задача оптимального управления движением КА на ЭУС формулируется следующим образом:

1. Движение КА описывается уравнениями

$$\begin{cases} \dot{x} = V_x \\ \dot{V}_x = \frac{P_x}{m} = a_{\text{ДУ}} \cos \mathcal{G} \\ \dot{y} = V_y \\ \dot{V}_y = -g_l + P_y / m = -g_l + a_{\text{ДУ}} \sin \mathcal{G} \\ \dot{t}_m = p_t \end{cases} \quad (16)$$

2. Задача решается при граничных условиях

$$\begin{aligned} x_0 = 0, V_{x0} = 0, y_0 = 0, V_{y0} = 0, t_{m0} = 0 \\ x_{\text{end}} = 1.6 \text{ км}, V_{x\text{end}} = 0, y_{\text{end}} = -2.3 \text{ км}, V_{y\text{end}} = 0 \end{aligned} \quad (17)$$

3. Управление углом тангажа реализуется в соответствии с программой

$$\mathcal{G}(t) = \begin{cases} \mathcal{G}_1(t) = \pi/2 - \alpha_{\max} t^2/2, & \text{если } t \leq t_{g1} \\ \mathcal{G}_2(t) = \pi/2 + \alpha_{\max} \left[(t_{g2} - t)^2/2 - t_{g1}^2 \right], & \text{если } t_{g1} < t \leq t_{g3} \\ \mathcal{G}_3(t) = \mathcal{G}(t_{g3}) + (\mathcal{G}(t_{g4}) - \mathcal{G}(t_{g3})) \frac{t - t_{g3}}{t_{g4} - t_{g3}}, & \text{если } t_{g3} < t \leq t_{g4} , \\ \mathcal{G}_4(t) = \pi/2 - \alpha_{\max} \left[(t_{g5} - t)^2/2 - (t_{g7} - t_{g6})^2 \right], & \text{если } t_{g4} < t \leq t_{g6} \\ \mathcal{G}_5(t) = \pi/2 + \alpha_{\max} (t_{g7} - t)^2/2, & \text{если } t_{g6} < t \leq t_{g7} \end{cases} \quad (18)$$

в которой моменты $t_{g1}, t_{g3}, t_{g4}, t_{g6}$ определяются из условий непрерывности угла тангажа $\mathcal{G}(t)$ и угловой скорости $\omega_z(t)$, а моменты t_{g2}, t_{g5}, t_{g7} подлежат определению в результате решения задачи оптимизации.

4. Тяга ДТ управляется в соответствии с программой дросселирования

$$p_t(t) = \begin{cases} 1, & \text{если } t_{p1} \leq t < t_{p2}, \text{ или } t \geq t_{p3} \\ p_{t.\min}, & \text{в остальных случаях} \end{cases}, \quad (19)$$

где t_{p1}, t_{p2}, t_{p3} – моменты времени переключения тяги, причем параметры k_p и t_p также подлежат определению.

Конечной целью решения упрощенной задачи оптимизации является нахождение значений параметров $t_{g2}, t_{g5}, t_{g7}, k_p, t_p$, при которых относительная масса топлива μ_t , затрачиваемого на реализацию ЭУС при заданных граничных условиях (17), является минимальной.

Методика решения упрощенной задачи. Согласно (17) число граничных условий равно девяти, а число дифференциальных уравнений движения КА (16) – пяти. Для решения краевой задачи также использовалась программа Матлаб **bvp5c**, позволяющая определить четыре из пяти оптимизируемых параметров. Для применения этой программы суммарная продолжительность ЭУС t_{g7} должна быть задана. Поэтому в предлагаемой методике и в вычислительной программе задача оптимизации решалась с помощью итерационного алгоритма, в котором время t_{g7} выступало в качестве оптимизируемого параметра во внешнем цикле, а параметры t_{g2}, t_{g5}, k_p, t_p определялись при каждой итерации путем решения краевой задачи.

Численные результаты. В качестве численного примера, демонстрирующего работоспособность и эффективность разработанной методики и реализующей ее программы, были проведены расчеты для варианта исходных данных, характеризуемого граничными условиями (17) и следующими значениями параметров КА и его ДУ:

$$p_{уд} = 308.8 \text{ с}; p_t \in [0.133, 0.6]; \alpha_{\max} = 1^\circ/\text{с}; n_1 = 0.683; 45^\circ < \mathcal{G} < 135^\circ.$$

Верхний уровень дросселирования может быть равен 1, но тогда период работы ДТ на верхнем уровне будет очень короткий. Поэтому на данном этапе принималось $p_t \leq 0.6$, т.е. тяга не превышает 0.6 от ее максимального уровня. Угол тангажа ограничен указанными значениями, чтобы точка посадки постоянно оставалась в поле зрения аппаратуры наблюдения КА.

Были получены следующие значения относительной массы топлива и параметров программы управления вектором тяги:

$$\mu_t^* = 0.0524, k_p^* = 0.952, t_p^* = 21.31 \text{ с}, t_{g2}^* = 13.3 \text{ с}, t_{g5}^* = 84.0 \text{ с}, t_{g7}^* = 94 \text{ с}. \quad (20)$$

На рис. 6 и 7 представлены программы управления углом тангажа $\mathcal{G}(t)$ и дросселированием тяги ДУ $p_t(t)$. Рис. 8 и 9 демонстрируют зависимости относительной массы топлива для ЭУС и

максимального угла наклона оси КА от вертикали как функции задаваемого полного времени реализации ЭУС. Профиль оптимальной траектории КА в плоскости спуска на ЭУС $h_t(x)$ и величина скорости КА показаны на рис. 10 и 11. Как видно из графиков, граничные условия, указанные в (17), полностью выполняются.

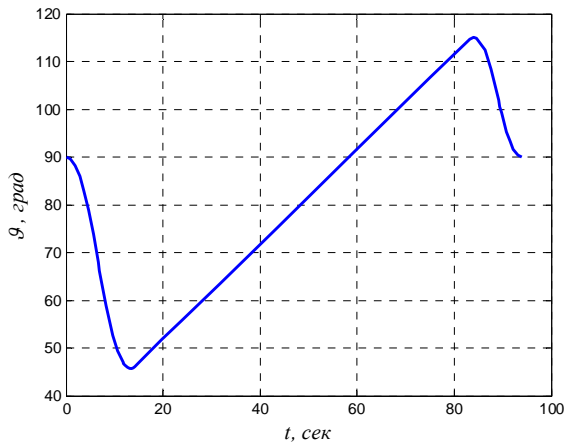


Рис. 6. Программа управления углом тангажа $\vartheta(t)$

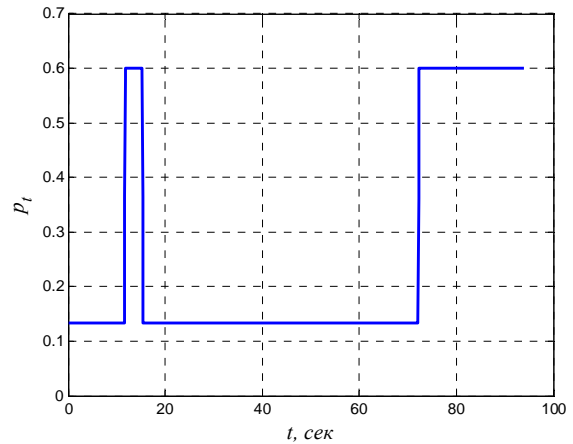


Рис. 7. Программа управления дросселированием тяги $p_t(t)$

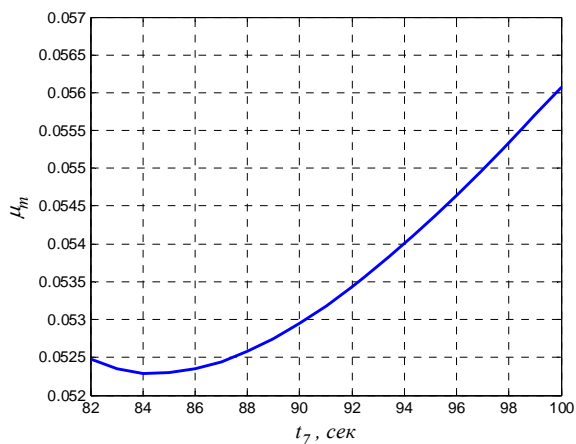


Рис. 8. Зависимость относительной массы расхода топлива от длительности ЭУС

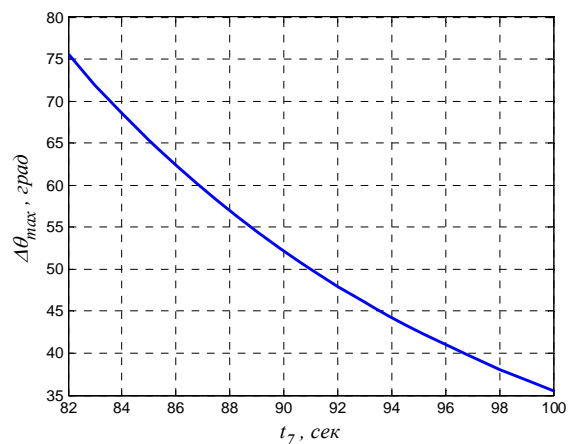


Рис. 9. Зависимость максимального угла наклона оси КА от длительности ЭУС

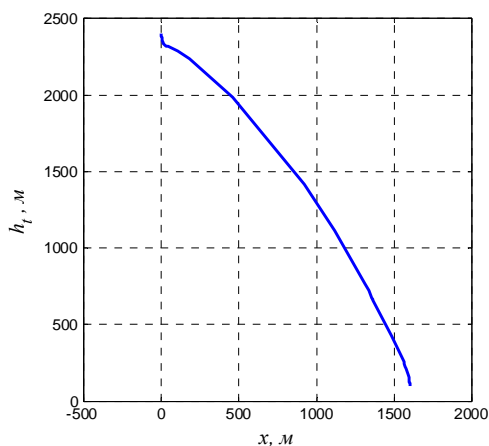


Рис. 10. Траектория КА на ЭУС

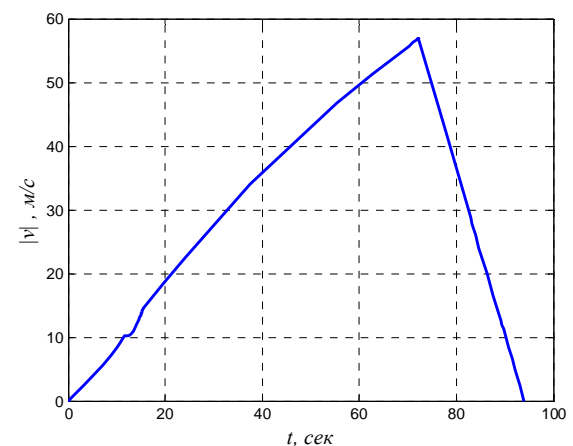


Рис. 11. Изменение скорости КА на ЭУС

Четвертая глава посвящена задаче навигации КА. При реализации МП особенно большую роль играют ошибки, обусловленные ошибками навигационной системы. Эти ошибки зависят от

состава и погрешностей навигационных приборов, возмущений, действующих на КА в полете, а также от алгоритма решения задачи навигации. Поэтому в данной главе работы решается задача навигации КА с помощью инерциальной навигационной системы при трех вариантах ее построения. Конечной целью решения задачи является выбор рационального варианта построения НС, основываясь на результаты предварительного анализа точности системы.

В качестве базовой компоненты НС КА в работе рассматривалась БИНС. Были рассмотрены три варианта построения НС: 1) «классическая» БИНС; 2) БИНС с обработкой измерений ускорений и угловых скоростей КА с помощью квазилинейного фильтра Калмана (БИНС+ФК); 3) комплексированная НС (КНС), в которой дополнительно к измерениям классической БИНС используются измерения высоты полета и скорости движения КА, получаемые с помощью высотомера и доплеровского измерителя скорости, а расширенный вектор измерений, включающий дополнительно к переменным состояния КА также ошибки и возмущения, являющиеся случайными величинами, обрабатывается с помощью квазилинейного фильтра Калмана.

Модель движения КА. При моделировании работы указанных трех вариантов НС использовались три системы координат (СК): инерциальная селеноцентрическая СК (ИСК); вращающаяся (неинерциальная) селеноцентрическая СК (ВСК); связанная (с корпусом КА) СК (ССК). Движение КА в проекциях на оси ВСК описывается следующей системой дифференциальных уравнений

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\varphi} = \frac{V_{\tau}}{r} \\ \dot{h}_r = V_r \\ \dot{V}_{\tau} = -\frac{V_{\tau} \cdot V_r}{r} + a_{\text{ДТ}} \cos(\Theta + \Delta \mathcal{G}_p) + \Delta g_{\tau} \\ \dot{V}_r = \frac{V_{\tau}^2}{r} - \frac{\mu_l}{r^2} + a_{\text{ДТ}} \sin(\Theta + \Delta \mathcal{G}_p) + \Delta g_r \\ \dot{\Theta} = \omega_z + \frac{V_{\tau}}{r} \\ \dot{\omega}_z = \alpha_z \\ \dot{t}_m = p_t \end{array} \right. \quad (21)$$

где: φ – угловая дальность; p_t – параметр дросселирования тяги ДТ; $a_{\text{ДТ}}$ – кажущееся ускорение КА, создаваемое ДТ; $\Delta \mathcal{G}_p$ – угловой эксцентриситет ДТ; α_z – угловое ускорение КА; $\Delta g_r, \Delta g_{\tau}$ – дополнительные составляющие гравитационного ускорения КА, обусловленные нецентральностью поля тяготения Луны (масконами).

Возмущения. В работе учитывались два источника возмущений, действующих непосредственно на КА: угловой эксцентриситет тяги ДТ $\Delta \mathcal{G}_p$ и отклонения $\Delta g_n, \Delta g_{\tau}$ составляющих ускорения силы тяжести от их значений, задаваемых моделью центрального поля, вызываемые масконами. Предполагалось, что $\Delta \mathcal{G}_p$ является гауссовой случайной величиной с нулевым математическим ожиданием и заданной дисперсией. Для учета маскона принималось, что маскон располагается в плоскости движения КА в точке с координатами $x_{\text{маск}}, y_{\text{маск}}$ ИСК и характеризуется гравитационной постоянной маскона $\mu_{\text{маск}}$.

Состав измерений. Были рассмотрены два варианта состава измерений, используемых для решения задачи навигации КА – базовый и расширенный. В базовый состав входили измерения проекций кажущегося ускорения КА на оси ССК, измеряемые акселерометрами, и измерения угловой скорости вращения КА с помощью скоростного гироскопа. Эти измерения являлись источниками навигационной информации при рассмотрении двух вариантов НС: БИНС и БИНС+ФК. В варианте КНС в расширенный вектор измерений были дополнительно включены измерения высоты h движения КА, получаемые с помощью высотомера, и проекции скорости движения КА на оси ССК $V_{x,Dop}$, $V_{y,Dop}$, получаемые с помощью доплеровского измерителя.

Ошибки измерений БИНС. Были рассмотрены некоторые « типовые » ошибки приборов НС. Для акселерометров и скоростного гироскопа в качестве типовых рассматривались две составляющие ошибок: *уход* нулевого сигнала и *шум* измерений. Уходы нуля приборов рассматривались гауссовыми случайными величинами с заданными дисперсиями. Шумы измерений полагались дискретными белыми шумами с заданными дисперсиями. Для гироскопа дополнительно учитывалась погрешность в масштабном коэффициенте Δk_ω , также полагавшаяся гауссовой случайной величиной с дисперсией $D_{\Delta k_\omega}$.

Высотомер. Для повышения точности решения задачи навигации КА необходимо оценивать высоту полета КА над Луной как сферическим телом, характеризуемым средним радиусом Луны r_l . Изменение высоты рельефа вдоль траектории полета и ошибки самого прибора затрудняют получение такой информации. Для уменьшения ошибок измерений высоты может использоваться карта высоты рельефа, составленная заранее по результатам полетов предшествующих КА вокруг Луны. Карта может содержать ошибку картографирования. С учетом этой ошибки уравнение измерений высотомера можно записать следующим образом:

$$\tilde{h}_t = h_r - h_{surf} + \delta h(t) = r - r_l + \delta h(t). \quad (22)$$

Если рельеф поверхности Луны вдоль траектории МП не слишком изрезанный, т.е. меняется вдоль трассы полета КА не слишком быстро, то ошибку картографирования можно рассматривать как коррелированный случайный процесс и для его описания использовать формирующий фильтр 1-го порядка. Инструментальную ошибку высотомера $\delta h(t)$ можно приближенно рассматривать как дискретный белый шум, характеризуемый дисперсией $D_{\delta h}$.

Измеритель скорости. Доплеровский измеритель измеряет скорость КА относительно поверхности Луны в ССК. Модель измерений зависит не только от технических характеристик прибора, но и от рельефа поверхности вдоль трассы движения КА. В данной работе рассматривалась упрощенная модель, в которой измеренные проекции скорости КА на оси ССК, выраженные через переменные состояния V_τ и V_r в системе (21), описываются соотношениями:

$$\begin{cases} \tilde{V}_{x,Dop}(t) = V_\tau \cos \vartheta + V_r \sin \vartheta + \delta V_x(t) \\ \tilde{V}_{y,Dop}(t) = -V_\tau \sin \vartheta + V_r \cos \vartheta + \delta V_y(t) \end{cases} \quad (23)$$

В этих соотношениях $\delta V_x(t)$ и $\delta V_y(t)$ – дискретные белые шумы с дисперсиями $D_{\delta V}$.

Масконы. Для анализа влияния масконов в работе был применен минимаксный подход: ошибки навигации, обусловленные масконами, оценивались при наибольшем значении гравитационной постоянной маскона, наблюдаемого на Луне при определенном его положении относительно трассы полета КА.

Как и следовало ожидать, КНС оказалась наиболее совершенным вариантом построения НС среди рассмотренных трех вариантов. В нем инерциальные измерения БИНС дополняются

измерениями высоты и скорости движения КА, а компоненты расширенного вектора состояния оцениваются с помощью квазилинейного фильтра Калмана. Дополнительные измерения позволили оценить с хорошей точностью не только переменные состояния движущегося КА, но и возмущения, являющиеся случайными величинами, постоянные в отдельных реализациях процесса МП, но меняющиеся случайным образом от одной реализации к другой, в том числе характеристики маскона.

Результаты моделирования. Работа КНС анализировалась методом Монте-Карло. Характеристики точности НС, в том числе трубки $\pm\sigma$ ошибок оценки переменных состояния КА и случайных параметров рассчитывались путем статистической обработки 50 реализаций процесса движения КА. Значения ошибок начальной выставки и возмущений, являющихся случайными величинами, разыгрывались в соответствии с заданными значениями их дисперсий с помощью генератора случайных чисел. Реализации возмущений и ошибок, являющихся случайными процессами типа белого шума, имитировались как ступенчатые случайные процессы.

Работу КНС характеризуют графики, приведенные на рис. 12 – 15 в виде трубок $m_x \pm 3\sigma_x$ как функций времени движения КА по всей траектории МП с момента схода с круговой селеноцентрической орбиты и до момента посадки.

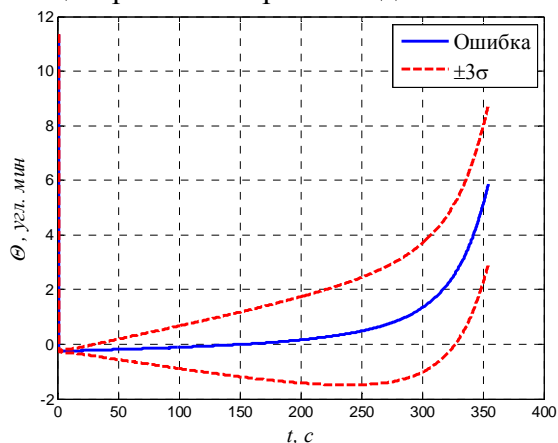


Рис. 12. Трубка ошибок оценки угла тангажа относительно местного горизонта

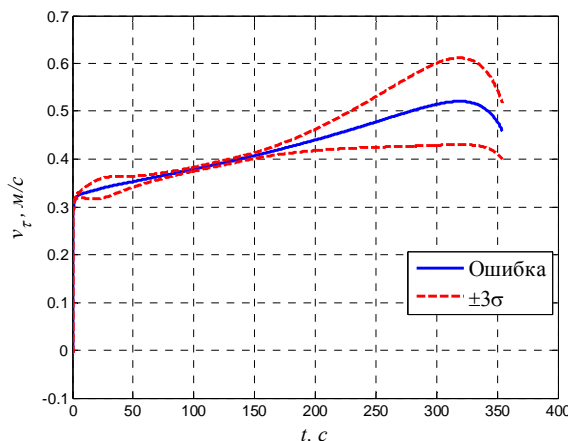


Рис. 13. Трубка ошибок оценки тангенциальной скорости

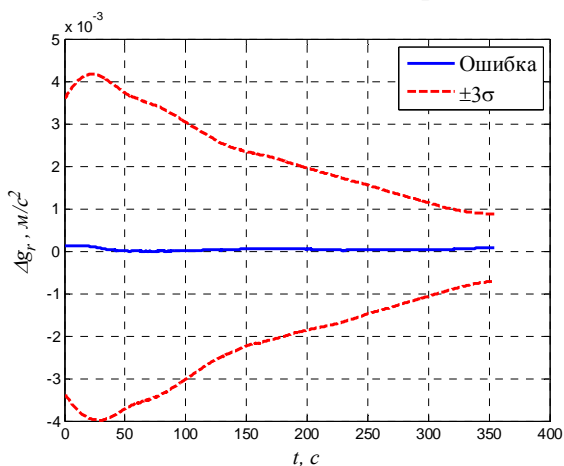


Рис. 14. Трубка ошибок оценки ускорения, создаваемого масконом

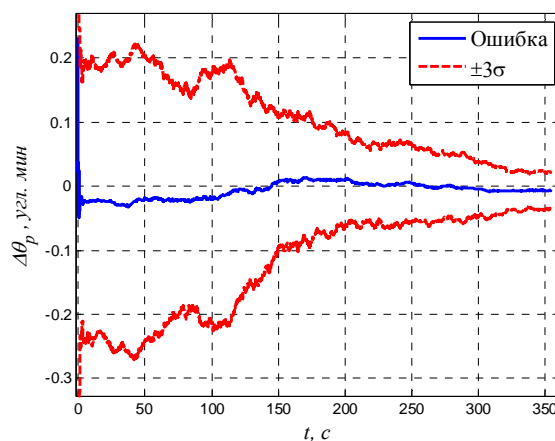


Рис. 15. Трубка ошибок оценки углового эксцентриситета ДТ

Как видно из представленных графиков, ошибки навигации относительно небольшие. НС в данном варианте хорошо оценивает параметры, являющиеся реализациями случайных величин.

НС оценивает угловой эксцентриситет ДТ только на активном участке. Оценка возмущения от маскона запаздывает относительно его истинного значения, т.к. измерить гравитационное возмущение непосредственно не представляется возможным, и поэтому это возмущение может быть оценено только с течением времени по косвенным измерениям. Таким образом, полученные результаты расчетов показывают, что комплексированная НС обеспечивает удовлетворительную точность навигации КА, совершающего МП по рассматриваемой в работе схеме.

Пятая глава посвящена анализу функционирования СУ КА при реализации МП. Конечная точность посадки КА в выбранное место посадки является одним из главных (наряду с энергетической эффективностью и надежностью) показателей применяемой схемы МП. Значение этого показателя зависит от структуры выбранной схемы МП, программ управления движением КА на отдельных этапах, точности работы НС, от состава и структуры замкнутой СУ, реализующей применяемую схему, от возмущений, действующих на КА и компоненты СУ в полете.

В данной главе формируется структура и выбираются параметры замкнутой СУ; анализируется итоговая точность управляемого движения КА с помощью сформированной системы с учетом ошибок НС и некоторых возмущений, действующих на КА в полете. Числовые характеристики возмущений и ошибок приборов НС задавались в соответствии с рекомендациями, приведенными в работе ¹.

Задача управления КА. СУ КА, совершающего мягкую посадку, состоит из трех подсистем (рис. 16):

- системы наведения (СН), управляющей движением центра масс КА путем изменения величины и направления тяги двигателя торможения;
- системы управления ориентацией и стабилизации (СУОС), обеспечивающей управление угловым движением КА, в том числе направлением тяги ДТ;
- навигационной системы, обеспечивающей получение информации о текущих параметрах движения КА, используемой в двух других подсистемах.

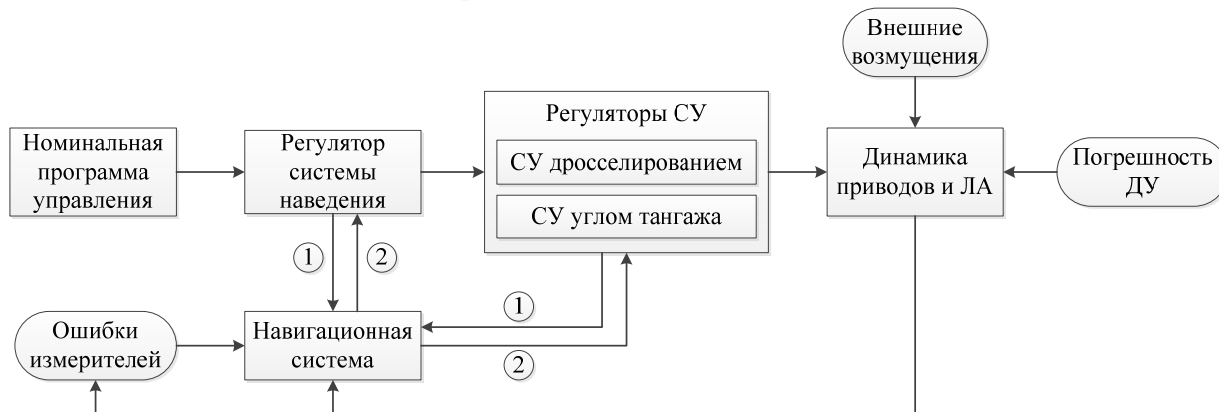


Рис. 16. Функциональная схема замкнутой системы управления движением КА
 (1) Информация об управляемых силах и моментах, (2) Оценки переменных состояния КА и ошибок, являющихся случайными параметрами

В работе были сформированы регуляторы СН и СУОС, входящих в состав СУ, в виде пропорционально-дифференциальных (PD) регуляторов. Особенностью регуляторов СН, формирующих команды управления величиной и направлением вектора тяги, явилось то, что наряду со «стандартными» обратными связями по регулируемым параметрам движения КА в качестве обратных связей вводились оценки возмущений, являющихся постоянными или медленно меняющимися в полете величинами, оцениваемые с помощью НС. Для таких

возмущений команды управления формировались таким образом, чтобы «активно» компенсировать эффект этих возмущений. Иными словами, по отношению к этим возмущениям реализовывалось адаптивное управление движением КА.

Для анализа работы замкнутой СУ была разработана имитационная модель, воспроизводящая все этапы движения КА по рассматриваемой в работе схеме, программы управления движением КА на ЭОТ и ЭУС, сформированные в главах 2 и 3, алгоритмы функционирования КНС, разработанные в главе 4, учитывающая все рассмотренные выше в работе возмущения и ошибки, действующие на КА и его НС.

В численном примере полное время движения КА по программной траектории МП составило 5542 сек, т.е. 1 час 32 мин 22 с. ЭОТ начинался на высоте 15 км на 4961.8 с полета и заканчивался на 5352.6 с на высоте первого зависания 2400 м. ЭУС начинался на 5382.6 с, т.е. спустя 30 с после окончания ЭОТ. Второе зависание КА происходило на расстоянии 1600 м по горизонтали от точки первого зависания на высоте 100 м в момент $t = 5476.7$ с, т.е. ЭУС между первым и вторым зависаниями длился 94 с. Второе зависание и движение спуска с высоты 100 м длилось 65.3 с.

В одной из реализаций оценки координат точки начала ЭОТ, полученные с помощью КНС, отклонились от их программных значений на 2.5 м по высоте и на 299 м по горизонтальной дальности. Аналогично, из-за ошибок навигации КНС указала положение КА в момент первого зависания с отклонениями от программных значений на 0.6 м по высоте и на 3287 м по дальности.

В точке второго зависания отклонения уже составили 1.2 м по высоте и 3286 м по дальности. Однако при использовании схемы МП с зависаниями, в том числе варианта этой схемы, рассматриваемого в данной работе, ошибки оценки положения КА по дальности слабо влияют на конечный результат полета, так как в момент первого зависания точка посадки выбирается заново.

Регуляторы СУ активно компенсировали возмущающие воздействия, обеспечивая движение КА по номинальной программе. На рис. 17 – 20 приведены графики некоторых параметров, рассчитанные при предельных ($+3\sigma$) отклонениях возмущений, являющихся случайными величинами, на ЭОТ, при трех вариантах реализации программ управления: 1) номинальная программа; 2) программа, реализуемая в разомкнутой системе при действии на КА случайных возмущений; 3) программа, исполненная в управляемом движении с помощью замкнутой СУ.

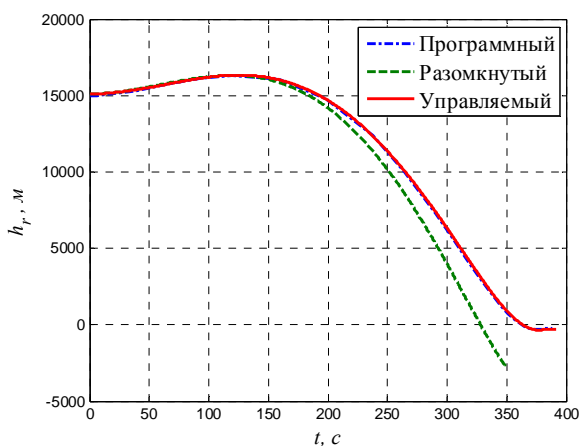


Рис. 17. Высота полета КА относительно среднего радиуса Луны

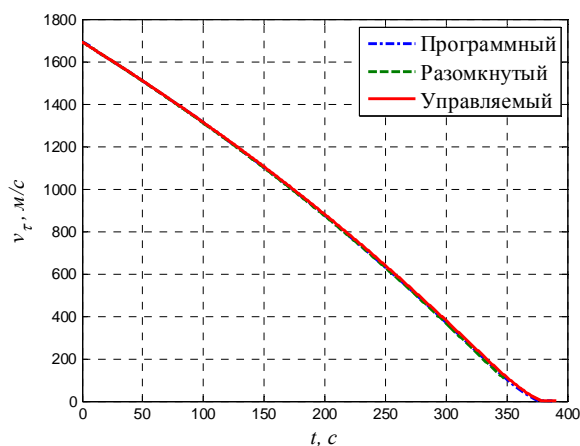


Рис. 18. Тангенциальная составляющая скорости движения КА

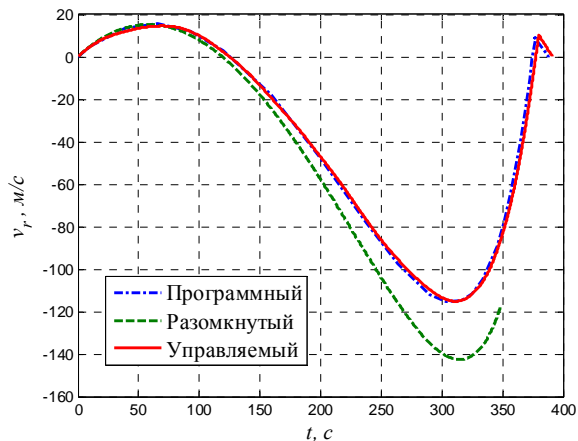


Рис. 19. Радиальная составляющая скорости движения КА

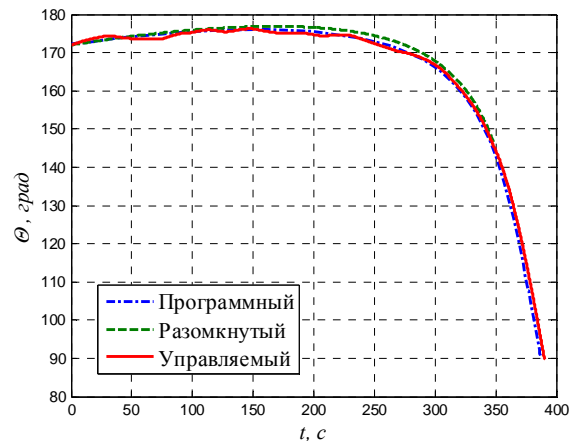


Рис. 20. Углы тангажа относительно местного горизонта в ходе реализации полета

В разомкнутой системе конечная высота составила -2640 м ниже среднего радиуса Луны, т.е. КА падал на Луну. Кривые в программном движении и реализуемые в управляемом движении с помощью замкнутой СУ практически совпадают. Для реализации управляемого движения требуется дополнительный запас относительной массы топлива, составляющий 0.00368. Для КА с массой 15.06 т это составляет 55.23 кг, а суммарная масса топлива - 7.66 т.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. Предложен новый вариант реализации мягкой посадки на поверхность Луны по схеме с зависаниями, позволяющий уточнять (выбирать) место посадки непосредственно в ходе посадки, отличающийся от аналогичной схемы, реализованной на КА «Чаньэ-3», совмещением торможения с вертикализацией на этапах основного торможения и управляемого спуска КА.

2. Сформулирована и решена задача о совместной оптимизации характеристик ДУ и программы управления вектором тяги ДТ на этапе основного торможения, обеспечивающая обнуление скорости КА и вертикальную ориентацию его продольной оси в момент окончания этапа.

3. Сформулирована и решена задача оптимизации программы управления вектором тяги ДУ на этапе управляемого спуска КА между зависаниями в ситуациях, когда точка посадки не находится в надире по отношению к точке первого зависания КА, достигнутой в результате предшествующего этапа основного торможения КА, обеспечивающая выполнение граничных условий в начале и в конце этапа.

4. Исследованы три варианта построения навигационной системы КА. Показано, что при реалистичных характеристиках возмущений комплексированная навигационная система, вариант которой рассмотрен в работе, обеспечивает удовлетворительную точность навигации КА.

5. Предварительно сформирована структура и выбраны параметры регуляторов замкнутой системы управления движением КА на всех этапах МП, активно компенсирующая постоянные и медленно меняющиеся возмущения совместно с подавлением неконтролируемых возмущений. Проведено имитационное моделирование системы. Показано, что сформированная система обеспечивает реализацию всех этапов мягкой посадки по предложенной в работе схеме с удовлетворительной точностью, в том числе непосредственно прилунения КА.

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

В изданиях из Перечня ВАК Минобрнауки РФ:

1. **Бобронников В.Т., Хуан Ичун.** Анализ полетов к Луне. – Научно-технический сборник Поволжья, 2015, №4, с. 45 – 50.

2. **Бобронников В.Т., Хуан Ичун.** Оптимальное управление движением лунного аппарата на этапе основного торможения с выбором параметров двигательной установки. - Космонавтика и ракетостроение, 2016, № 6(91), с. 27 – 35.

3. **Хуан Ичун.** Оптимальное управление маневром лунного аппарата на выбранную точку мягкой посадки между зависаниями. – Труды МАИ, 2016, № 4(90): <http://trudymai.ru/published.php?ID=74747>

Другие публикации:

4. **Хуан Ичун.** Совместная оптимизация двигательной установки и траектории движения лунного аппарата на маневре основного торможения у Луны. Сборник тезисов докладов XLII международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения», том 2, 2016, М.: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), с. 45.

5. **Хуан Ичун, Бобронников В.Т.** Оптимальное управление маневром наведения лунного аппарата на выбранную точку мягкой посадки для уклонения от препятствия. Тезисы докладов 15-ой международной конференции «Авиация и космонавтика – 2016», 2016, М.: Типография «Люксор», с. 151.

6. **Хуан Ичун.** Оптимальное управление и навигация космического аппарата при мягкой посадке на лунную поверхность по схеме с зависаниями. Сборник тезисов докладов XLIII международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения», 2017, М.: МАИ (НИУ), с. 134.