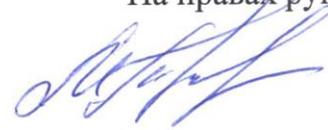


ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

На правах рукописи



УДК: 629.764.7

Трифонов Максим Викторович

**СИНТЕЗ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ПЕРВОЙ
СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ
ПУСКА**

Специальность: 05.07.09

Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2019

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, профессор
кафедры «Системный анализ и управление»
Московского авиационного института (национального
исследовательского университета)

**Официальные
оппоненты:** **Купреев Сергей Алексеевич**,
доктор технических наук, доцент,
профессор департамента «Механика и мехатроника»
Института космических технологий Инженерной
академии Российского университета дружбы народов

Царьков Кирилл Александрович,
кандидат физико-математических наук, старший
научный сотрудник лаборатории «Математических
методов исследования оптимальных управляемых
систем им. В.Ф. Кротова» Института проблем
управления им. В.А. Трапезникова РАН

Ведущая организация: **ФГБОУ ВО «Московский государственный
технический университет имени Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)»**,
105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

Защита состоится «28» ноября 2019 г в 14:00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.12 в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» 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=104892

Автореферат разослан «__» _____ 2019 г.

Отзывы, заверенные печатью, просим направлять по адресу: 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4, Ученый совет МАИ.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 212.125.12
кандидат технических наук



Старков А.В.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы. Основными положениями государственного проекта «Стратегия развития космической деятельности до 2030 года и на дальнейшую перспективу» предусматривается разработка конкурентоспособных ракет-носителей (РН) тяжелого и сверхтяжелого классов, разработка и начало эксплуатации на космодроме «Восточный» космического ракетного комплекса для разрабатываемых РН, создание условий эффективного использования инфраструктуры космодрома «Восточный» и другие.

Для повышения конкурентоспособности существующих и разрабатываемых отечественных РН на мировом рынке космических пусковых услуг и снижения издержек на вывод полезной нагрузки (ПН) в космическое пространство необходимо развивать меры, направленные на повышение эффективности пусков РН. Одним из направлений решения данной проблемы является предъявление к системе управления (СУ) движением РН повышенных требований по обеспечению сохранности и безопасности как стартового комплекса (СК), так и пуска РН в целом. Выполнение этих требований позволит снизить затраты на содержание, ремонт и восстановление сооружений СК, появится возможность применения на РН крупногабаритных головных обтекателей (ГО) для доставки разнообразных по габаритам грузов в космическое пространство.

Участок полета первой ступени РН имеет ряд характерных особенностей. При движении РН на высотах 0 - 300 м повышенное внимание должно уделяться требованиям сохранности и безопасности СК. Под такими требованиями подразумевается минимизация тепловых и механических воздействий РН на сооружения СК, в том числе термическое воздействие газодинамических струй ракетных двигателей (РД), предотвращение соударения РН с КЗБ и другими сооружениями СК, которые могут возникнуть при нештатных ситуациях на борту РН, таких как аварийное отключение одного из двигателей РН.

На высотах от 8 000 до 12 000 м движение РН происходит на участке максимальных скоростных напоров (МСН). На этом участке повышенное внимание должно уделяться оценке нормальных перегрузок, испытываемых РН при движении в возмущенной атмосфере, особенно в конфигурации с крупногабаритным ГО. Причиной такого внимания является реализация космических проектов, в которых применяются КА, различающиеся по конструктивно-компоновочным схемам и габаритно-массовым характеристикам аппарата. Кроме того, в ряде проектов требуется выводить на орбиту сразу несколько КА, что предъявляет особые требования к конструкции головной части РН, в частности, приводит к применению крупногабаритных ГО.

Основными возмущениями при движении первой ступени РН являются атмосферные возмущения: горизонтальный ветер и вариации плотности атмосферы. Влиянию атмосферных возмущений на движение первой ступени РН уделяется особое внимание на начальном участке полета (на высотах от нуля до 100 м) из-за необходимости обеспечения требования безударности РН с сооружениями СК, и на

участке МСН в связи с повышенными нормальными перегрузками, испытываемыми РН. При моделировании атмосферных возмущений необходимо учитывать сложную природу этих факторов, в частности, рассматривать скорость ветра и вариации плотности атмосферы как коррелированные случайные функции высоты полета РН.

Перечисленные проблемы управления на участке полета первой ступени РН не являются новыми. Они рассматривались в ряде теоретических и прикладных исследований отечественных специалистов и организаций: задачи управляемого увода и минимизации теплового воздействия струй РД на сооружения СК рассматривались В.П. Легостаевым, А.А. Дядькиным (ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева), В.Д. Володиным (ГКНПЦ им. М.В. Хруничева) и другими; задачи управления РН при возникновении нештатных ситуаций на участке полета первой ступени исследовались В.Г. Динеевым, А.А. Ефимовым (ФГУП «ЦНИИМАШ») и другими; решением задач управления движением РН при действии атмосферных возмущений и оценки располагаемых нормальных перегрузок РН занимались Г.Н. Румянцев (ФГУП «НПЦАП»), А.С. Филатьев (ФГУП «ЦАГИ»), Рутковский В.Ю. (ИПУ РАН им. В.А. Трапезникова), Е.А. Ендуткина (АО «РКЦ «Прогресс») и другие. Этими проблемами также занимались зарубежные специалисты: А.В. Дегтярев, И.М. Игдалов (ГП КБ «Южное» им. М.К. Янгеля), Лианг Жанг (Харбинский университет, Китай) и другие. Эти проблемы остаются актуальными и в настоящее время.

Применяемые в настоящее время методы и способы организации управляемого движения первой ступени РН в указанных выше специальных ситуациях по мнению автора имеют ряд недостатков:

- применение пассивных способов защиты сооружений СК приводит к дополнительным затратам, переутяжелению конструкций СК и усложнению их технического обслуживания и ремонта;
- используемые эвристические алгоритмы управления и классические методы управления движением РН (например, ПИД-регуляторы) в некоторых ситуациях не обеспечивают достаточную эффективность решения специальных задач управления РН на участке полета первой ступени;
- использование упрощенных моделей ветра и вариаций плотности атмосферы для моделирования управляемого движения РН могут давать заниженные оценки нормальных перегрузок, испытываемых РН при ее движении в возмущенной атмосфере на участке МСН.

Дополнением к существующим методам и подходам может быть разработка и исследование усовершенствованных алгоритмов управления движением первой ступени РН, которые позволят снизить указанные недостатки.

Одним из способов снижения тепловых нагрузок на сооружения СК от струй РД является использование схемы увода струй в заданном направлении в термозащищенный сектор в соответствии с заданной программой увода. Важным компонентом реализации данного способа является формирование алгоритмов управления угловым движением РН, обеспечивающих реализацию программы увода с необходимой точностью и при минимальных энергетических затратах.

При отказе одного из двигателей РН для повышения безопасности космонавтов и сооружений СК осуществляется переход от номинальной программы управления к программе аварийного увода РН в зону самоликвидации. Для повышения качества исполнения такой программы целесообразно рассмотреть алгоритмы управления движением РН с помощью СУ угловым движением РН, более совершенные по сравнению с существующими алгоритмами.

Представляется целесообразным рассмотреть задачи формирования алгоритмов управления при уводе струй РД и аварийном уводе РН в более общей математической постановке как задачи оптимального управления линейной нестационарной системой по квадратичному критерию, т.е. задачи аналитического конструирования регуляторов (АКОР). При этом необходимо учесть некоторые особенности данной задачи, которые не рассматривались при решении «классической» задачи АКОР: зависимость выхода системы не только от вектора состояния системы, рассматриваемую в «классической» постановке задачи АКОР, но также от вектора управления системой. Кроме того, при решении задачи оптимального управления необходимо учитывать наличие вектора входов в правой части уравнения состояния, не предусматриваемого такой «классической» постановкой. В дальнейшем решение задачи АКОР с учетом указанных особенностей будем называть решением задачи АКОР с управляемым выходом.

При движении РН на возмущенном участке МСН для снижения располагаемых нормальных перегрузок РН структура и параметры регулятора СУ РН целесообразно перенастроить с учетом габаритов ГО и РН, изменения массово-инерционных и аэродинамических характеристик РН. Такая перенастройка должна проводиться с использованием модели управляемого движения РН на данном участке, в составе которой целесообразно применять уточненные модели атмосферных возмущений как коррелированных случайных функций высоты полета РН.

Таким образом, синтез алгоритмов управления движением РН для решения перечисленных актуальных задач управления движением первой ступени РН, позволяющих усовершенствовать существующие алгоритмы, является актуальной и практически важной задачей.

Целью диссертационной работы является исследование возможности повышения эффективности пуска РН путем разработки алгоритмов управления движением первой ступени РН для реализации программ увода струй РД, аварийного увода РН, а также снижения располагаемых нормальных перегрузок РН при движении на участке МСН путем использования уточненных моделей горизонтального ветра и вариаций плотности атмосферы как случайных функций высоты полета РН.

Для достижения указанной цели в работе решаются **научно-технические задачи**:

- 1) разрабатывается методика решения задачи АКОР с управляемым выходом;

2) формируется алгоритм управления угловым движением РН, обеспечивающий увод струй РД от сооружений СК в заданный термозащищенный сектор на стартовой плоскости в соответствии с заданной программой увода;

3) формируется алгоритм управления движением РН, обеспечивающий аварийный увод РН при отказе двигателя в зону самоликвидации в соответствии с заданной программой увода;

4) разрабатывается методика статистического анализа управляемого движения РН на участке МСН с использованием уточненных моделей атмосферных возмущений методом уравнений моментов и анализируется возможность снижения располагаемых перегрузок РН на возмущенном участке МСН путем перенастройки параметров закона управления СУ движением РН;

5) анализируется эффективность разработанных методик и алгоритмов на рассматриваемых участках управляемого движения РН с использованием нелинейной модели управляемого движения РН и разработанных моделей случайных горизонтального ветра и вариаций плотности атмосферы методами имитационного моделирования.

Объектом исследования в работе является СУ движением первой ступени РН в составе гипотетической РН тяжелого класса. РН состоит из одного центрального блока и четырех боковых, на каждом из которых установлен один двигатель с одинаковыми техническими характеристиками.

Предметом исследования являются алгоритмы управления движением РН при полете первой ступени, обеспечивающие управление уводом струй РД, аварийным уводом РН при отказе двигателя, а также задача оценки нормальных перегрузок, испытываемых РН при движении на участке МСН с крупногабаритным ГО в возмущенной атмосфере.

Методы исследования. Основными методами исследования, используемыми в работе, являются оптимальное управление, динамика полета и управление движением ЛА, статистическая динамика движения автоматических ЛА.

Научная новизна. В работе получены следующие новые научно-технические результаты:

1) Решение математической задачи АКОР с управляемым выходом в виде оптимального управления линейной нестационарной системой по квадратичному критерию.

2) Методика формирования алгоритма управления уводом струй РД от сооружений СК по заданной программе увода с применением решения задачи АКОР с управляемым выходом.

3) Методика формирования алгоритма управления аварийным уводом РН от сооружений СК по заданной программе увода с применением решения задачи АКОР с управляемым выходом.

4) Методика статистического анализа управляемого движения первой ступени РН для оценки нормальных перегрузок, испытываемых РН при движении на участке

МСН с учетом размеров ГО, случайных горизонтального ветра и вариаций плотности атмосферы.

5) Структура и параметры регуляторов замкнутой СУ РН на участке полета первой ступени для решения задач управления уводом струй РД, управления аварийным уводом РН и оценки располагаемых нормальных перегрузок РН на участке МСН с учетом размеров ГО и случайных атмосферных возмущений.

Практическая значимость работы. Полученные в работе результаты могут быть использованы при проектировании СУ движением первой ступени РН для решения задач управления уводом струй РД от сооружений СК, управления аварийным уводом РН при отказе двигателя, а также при оценке нормальных перегрузок, испытываемых РН при движении в плотных возмущенных слоях атмосферы с различными типами ГО.

Методика статистического анализа возмущенного движения РН и математические модели возмущений в виде формирующих фильтров (ФФ) для оценки эффективности предлагаемых алгоритмов управления могут быть применены для различных типов ЛА и различного рода решаемых задач; методика решения задачи АКОР с управляемым выходом как задачи оптимального управления линейной нестационарной системой по квадратичному критерию может быть применена при разработке алгоритмов управления движением динамических объектов различных типов.

Результаты работы внедрены в учебный процесс кафедры «Системный анализ и управление» МАИ.

Достоверность результатов, полученных в работе, подтверждается имитационным моделированием разработанных алгоритмов управления в замкнутой СУ движением РН с учетом случайных горизонтального ветра и вариаций плотности атмосферы.

Апробация работы. Результаты работы докладывались и получили одобрение на семи научно-технических конференциях. Основное содержание диссертационного исследования отражено в 3 опубликованных статьях в печатных изданиях, включенных решением Президиума ВАК Министерства образования и науки РФ в перечень ведущих рецензируемых научных журналов и изданий (все издания посвящены научной специальности 05.07.00 «Авиационная и ракетно-космическая техника»), а также в описании патента на изобретение.

Положения, выносимые на защиту:

1. Решение задачи АКОР с управляемым выходом в общем виде, результатом которого является оптимальное управление линейной нестационарной системой по квадратичному критерию в более общих условиях по сравнению с «классическим» решением задачи АКОР.

2. Методика решения задачи управления уводом струй РД от сооружений СК по заданной программе увода с применением решения задачи АКОР с управляемым выходом.

3. Методика решения задачи управления аварийным уводом РН при отказе двигателя по заданной программе увода в зону самоликвидации с применением решения задачи АКОР с управляемым выходом.

4. Методика решения задачи корректной оценки и снижения располагаемых нормальных перегрузок РН на возмущенном участке МСН при уточненных моделях атмосферных возмущений путем перенастройки параметров закона управления СУ движением РН.

5. Имитационные модели функционирования замкнутой СУ движением РН для оценки эффективности разработанных методик и алгоритмов управления движением РН на участке полета первой ступени с учетом случайных горизонтального ветра и вариаций плотности атмосферы.

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 123 страницы, 82 иллюстраций и 8 таблиц. Список используемой литературы включает 94 наименований.

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 **первой главе** дается краткий обзор актуальных задач управления движением РН на участке полета первой ступени и методов синтеза регуляторов СУ движением РН. Приводятся описания систем координат и уравнений движения РН, используемых в работе для решения частных задач диссертационного исследования.

Постановки технических задач. Для повышения эффективности пуска РН необходимо решить следующие задачи:

- 1) задачу управления уводом струй РД в термозащищенный сектор на стартовой плоскости для снижения термодинамических нагрузок на сооружения СК,
- 2) задачу управления аварийным уводом РН при отказе двигателя для повышения безопасности сооружений СК и космонавтов в случае пилотируемого пуска,
- 3) задачу снижения и корректной оценки располагаемых нормальных перегрузок РН на возмущенном участке МСН, в том числе, при использовании крупногабаритных ГО.

Для решения **задач 1-2** за основу взята теория АКОР, предложенная профессором МАИ А.М. Летовым. Методы АКОР являются удобным инструментом для формирования регуляторов линейных нестационарных систем, поскольку позволяют получать одновременно и структуру, и параметры закона управления движением для исполнения требуемых программ управления.

Математическая постановка задачи АКОР с управляемым выходом. Пусть задана нестационарная линейная наблюдаемая и управляемая динамическая система вида

$$\frac{dx}{dt} = A(t)x(t) + B(t)u(t) + \tilde{F}(t), \quad (1)$$

$$y(t) = C(t)x(t) + D(t)u(t), \quad (2)$$

с произвольными начальными условиями $x(t_0) = x_0$. В этой системе $[x]_n$ - n -мерный вектор состояния, $[u]_r$ - r -мерный вектор управления, $[y]_m$ - m -мерный вектор выходов, $[\tilde{F}]_n$ - n -мерный вектор входных детерминированных воздействий.

Векторная ошибка слежения в момент времени t вычисляется с помощью соотношения

$$e(t) = y(t) - z(t), \quad (3)$$

где $[z]_m$ - m -мерный вектор-функция желаемых выходов системы.

Необходимо найти управление, минимизирующее квадратичный интегрально-терминальный критерий вида

$$J(e, u) = \frac{1}{2} e_1^T(t_K) F e_1(t_K) + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_K} (e^T(t) Q(t) e(t) + u^T(t) R(t) u(t)) dt, \quad (4)$$

где $Q(t), R(t), F$ - весовые матрицы, $Q(t), F$ - неотрицательно определенные симметрические матрицы, $R(t)$ - положительно определенная симметрическая матрица, t_K - заданное конечное время, $u(t)$ - управление без дополнительных ограничений, $e_1(t_K) = C(t_K)x(t_K) - z(t_K)$ - ошибка слежения в конечный момент времени t_K .

Известно¹, что оптимальное управление $u^*(t)$ системой (1) - (2) при $D(t) = 0$, $\tilde{F}(t) = 0$ и критерии (4) рассчитывается по формуле:

$$u^*(t) = R^{-1}(t) B^T(t) [g(t) - K(t)x(t)], \quad (5)$$

где $[K]_n$ - n -мерная квадратная симметричная положительно определенная матрица, являющаяся решением матричного дифференциального уравнения типа Риккати, $[g]_n$ - n -мерный вектор-столбец, являющийся решением линейного векторного дифференциального уравнения.

Однако постановка задачи АКОР для системы (1) - (2) с допущениями $D(t)u(t) = 0$ и $\tilde{F}(t) = 0$ не является универсальной. Например, в задаче управления уводом струй РН вектор выходов $y(t)$ зависит не только от вектора состояния $x(t)$, но и от вектора управления $u(t)$, поскольку управлением является угол отклонения сопла двигателя δ_L , от которого зависит положение следа струй на стартовой плоскости. При отказе двигателя РН необходимо учитывать в правой части уравнения

¹ Афанасьев В. Н. Теория оптимального управления непрерывными динамическими системами. М: Физический факультет МГУ, 2011, 168 с.

(1) детерминированный вектор входов $\tilde{F}(t)$, обусловленный дополнительными силой и моментом из-за потери суммарной тяги.

Таким образом, математическая постановка обобщенной задачи АКОР, названная в работе «задачей АКОР с управляемым выходом», формулируется следующим образом: найти оптимальный закон управления $u^*(t)$ системой (1) - (2) при ненулевом векторе входов $\tilde{F}(t)$ в уравнении состояния (1) и ненулевом слагаемом $D(t)u(t)$ в уравнении выходов (2), минимизирующий критерий вида (4).

Решение задачи АКОР с управляемым выходом. Задача оптимального управления системой (1) - (2) с критерием (4) при $D(t)u(t) \neq 0$ и $\tilde{F}(t) \neq 0$ решена в работе методом динамического программирования Беллмана.

Результатом решения задачи АКОР с управляемым выходом является оптимальное управление

$$u^* = (R + D^T Q D)^{-1} (B^T g + D^T Q z - (B^T K + D^T Q C) x), \quad (6)$$

где матрица $K(t)$ и вектор $g(t)$ определяются путем интегрирования уравнений

$$\frac{dK}{dt} = -L^T K - K L + K M K - G, \quad (7)$$

с граничным условием $K(t_K) = C^T(t_K) F C(t_K)$ и

$$\frac{dg}{dt} = (K M - L^T) g + (K N - H) z + K \tilde{F}, \quad (8)$$

с граничным условием $g(t_K) = C^T(t_K) F z(t_K)$.

Элементы матрицы $K(t)$ (7) и вектора $g(t)$ (8) рассчитываются по формулам $L = A - B(R + D^T Q D)^{-1} D^T Q C$, $M = B(R + D^T Q D)^{-1} B^T$, $N = B(R + D^T Q D)^{-1} D^T Q$, $G = C^T Q C - C^T Q D (R + D^T Q D)^{-1} D^T Q C$, $H = C^T Q - C^T Q D (R + D^T Q D)^{-1} D^T Q$.

Структурная схема оптимальной системы, сформированная с использованием решения задачи АКОР с управляемым выходом (6), представлена на Рисунке 1.

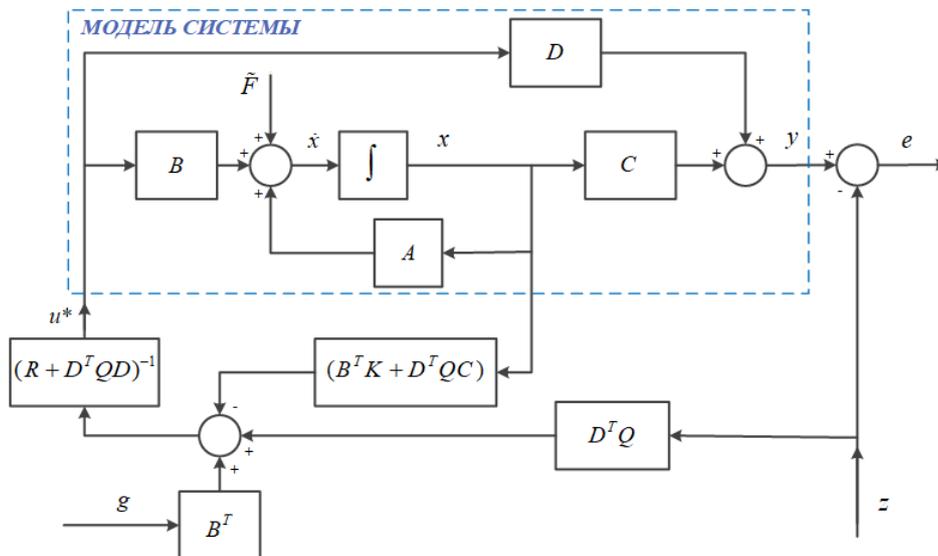


Рисунок 1 - Структурная схема оптимальной системы автоматического управления

Во **второй главе** излагается методика решения задачи увода струй РД от сооружений СК по заданной программе увода для уменьшения негативного теплового влияния факелов РД на сооружения СК. С использованием решения задачи АКОР с управляемым выходом в виде оптимального управления (6) формируется регулятор СУ движением РН для исполнения программы изменения положения следов струй РД в проекциях на стартовую плоскость как функции высоты полета РН.

Программа увода струй РН. Для снижения теплового воздействия рассматривается следующая технология увода струй: после отрыва от стартовых опор РН должна двигаться вертикально вдоль КЗБ для несоударения с ней, затем плавно, не заводя факелы РД на КЗБ, смещаться по направлению увода на заданное расстояние от точки старта. Скорость увода струй на данном участке полета может быть разной. Однако для ускоренного смещения струй могут потребоваться большие углы отклонения сопел, а слишком медленный увод будет неэффективным в связи с длительным тепловым воздействием факелов двигателей на сооружения СК, в том числе на поверхность стартового стола. Поэтому программа увода струй РН формируется эвристически с учетом этих факторов (Рисунок 3).

Модель движения РН на участке увода струй РН. Задача синтеза алгоритма управления движением РН на участке увода струй решалась с использованием линеаризованной модели движения РН. В движении РН в плоскости увода эта модель описывается системой уравнений:

$$\begin{aligned} \dot{V}_l &= (-P_\Sigma \Delta \vartheta - P \delta_L - C_y^\alpha S \rho V^2 \alpha / 2 + C_x S \rho V^2 \Delta \vartheta / 2) / m, \\ \dot{l} &= V_l, \\ \dot{\omega}_z &= (-P_\Sigma \delta_L (x_T - x_B) + C_y^\alpha \alpha S (x_D - x_T) \rho V^2 / 2) / I_z, \\ \Delta \dot{\vartheta} &= \omega_z. \end{aligned} \quad (9)$$

В дополнении к системе (9) аналитически решаются уравнения для вертикальной скорости $V_h(t)$ и высоты полета $h(t)$.

Управляющей переменной в данной задаче является угол отклонения сопел двигателей $\delta_L(t)$ в плоскости увода. Основным выходом СУ движением РН является проекция следа струи РД на стартовую плоскость

$$l_p = l + h \Delta \vartheta + h_B \delta_L, \quad (10)$$

где $h_B = h - x_T + x_B$ - высота центра качания РД над стартовой плоскостью, x_B - координата центра качания двигателя в базовой системе координат.

В скалярной форме векторы и матрицы системы (1) - (2) с учетом (9) - (10) являются следующими:

$$x = [V_l \quad \omega_z \quad l \quad \Delta \vartheta]_{4 \times 1}^T, \quad y = [V_l \quad \omega_z \quad l_p \quad \Delta \vartheta]_{4 \times 1}^T, \quad z = [0 \quad 0 \quad l_z \quad 0]_{4 \times 1}^T, \quad \tilde{F} = [0]_{4 \times 1},$$

$$A = \begin{bmatrix} a_{11} & 0 & 0 & a_{14} \\ a_{21} & 0 & 0 & a_{24} \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{4 \times 4}, \quad B = \begin{bmatrix} b_{11} \\ b_{21} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}_{4 \times 1}, \quad C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & c_{34} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}_{4 \times 4}, \quad D = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ d_{31} \\ 0 \end{bmatrix}_{4 \times 1},$$

где $a_{11} = -C_y^\alpha S \rho V / 2m$, $a_{14} = [(C_x - C_y^\alpha) S \rho V^2 - 2P_\Sigma] / 2m$, $c_{34} = h$, $d_{31} = h_B$,

$a_{21} = C_y^\alpha (x_D - x_T) S \rho V / 2I_z$, $a_{24} = C_y^\alpha (x_D - x_T) S \rho V^2 / 2I_z$, $b_{11} = -P_\Sigma / m$, $b_{21} = -P_\Sigma (x_T - x_B) / I_z$.

Регулятор СУ движением РН для задачи управления уводом струй, сформированный в соответствии с оптимальным управлением (6), имеет следующий вид

$$\delta_L^*(t) = K_V(t)V_l(t) + K_{\omega_z}(t)\omega_z(t) + K_l(t)l(t) + K_g(t)\Delta\vartheta(t) + K_{\delta l}^*(t). \quad (11)$$

Члены уравнений (11) и (6) соотносятся друг с другом следующим образом

$$\begin{bmatrix} K_{V_l} & K_{\omega_z} & K_l & K_{\Delta\vartheta} \end{bmatrix}_{4 \times 1}^T = -(R + D^T(t)QD(t))^{-1}(B^T K(t) + D^T(t)QC(t)), \quad (12)$$

$$K_{\delta l}^*(t) = (R + D^T(t)QD(t))^{-1}(B^T g(t) + D^T(t)Qz(t)).$$

Выбор значений весовых матриц. Качество управления в формируемой системе оценивается с помощью интегрально-терминального критерия вида (4). Терминальная составляющая критерия обеспечивает выполнение терминальных требований, предусматривающих вертикальную ориентацию и нулевые угловые скорости РН в момент окончания этапа увода. Интегральная составляющая является «штрафом» за отклонения текущего вектора выходов системы от его заданных (программных) значений и характеризует энергетические затраты на реализацию алгоритма. При численном решении задачи весовые матрицы $[F]_{4 \times 4}$, $[Q]_{4 \times 4}$, $[R]_{1 \times 1}$ критерия (4) полагались диагональными с ненулевыми элементами f_{11} , f_{22} , f_{33} , f_{44} , q_{33} , r . Коэффициент r является «штрафом» за отклонения сопел РД от их программных значений.

Критерий (4) с учетом состава векторов $y(t)$, $z(t)$ и сделанных допущений принимает следующий вид:

$$J_l = \frac{1}{2}(f_{11}V_l^2(t_k) + f_{22}\omega_z^2(t_k) + f_{33}(l(t_k) + h(t_k)\Delta\vartheta(t_k) - l_z(t_k))^2 + f_{44}\Delta\vartheta^2(t_k)) + \frac{1}{2} \int_0^{t_k} (q_{33}(l_p(t) - l_z(t))^2 + r\delta_L^2(t)) dt. \quad (13)$$

Поиск весовых коэффициентов критерия (13) осуществлялся методом перебора. При каждом новом наборе значений коэффициентов формировался алгоритм управления по описанной методике и анализировались численные результаты моделирования движения системы с рассматриваемым алгоритмом. При выборе весовых коэффициентов учитывались три основных фактора: движение РН на допустимом расстоянии от сооружений СК, энергетические потери РН на реализацию маневра и выполнение заданных конечных условий. В результате решения были получены следующие значения весовых коэффициентов:

$$f_{11} = 0,71 (c^2 / m^2), f_{22} = 2,94 (c^2), f_{33} = 0,31 (1 / m^2),$$

$$f_{44} = 4,92, q_{33} = 0,02 (1 / m^2), r = 6,99.$$

Результаты решения. Эффективность разработанного регулятора для задачи увода струй РД была подтверждена численным моделированием замкнутой СУ движением РН на участке полета 0 - 300 м.

Первым этапом численного решения задачи являлся расчет коэффициентов регулятора (12) путем интегрирования системы (7), (8) в обратном времени с соответствующими граничными условиями. В качестве исходных данных задавались элементы матрицы $C(t_K)$ и вектора $z(t_K)$. Вторым этапом являлось моделирование движения РН с подстановкой на каждом шаге интегрирования значений коэффициентов $K_{Vl}(t), K_{\omega z}(t), K_l(t), K_{\Delta\theta}(t), K_{\delta l}^*(t)$, рассчитанных на первом этапе.

Таким образом, с использованием решения задачи АКОР с управляемым выходом в виде оптимального управления (6) проведен структурный и параметрический синтез регулятора СУ движением РН для задачи управления уводом струй в заданный термозащищенный сектор по заданной программе увода. Эффективность предложенного алгоритма управления иллюстрируют графики, приведенные на Рисунках 2 – 5.

Из Рисунка 2 можно видеть, что коэффициенты регулятора (11) являются переменными во времени; их изменчивость возрастает на концах рассматриваемого временного интервала для выполнения граничных условий. Сформированный оптимальный регулятор и его коэффициенты обеспечивают выполнение заданной программы с удовлетворительной точностью. В частности, величина отклонения текущих положений струй от программных значений не превышает 0.5 м (см. Рисунок 3); в результате выполнения маневра увода движение РН остается близким к вертикальному (см. Рисунок 4). Углы отклонений камер сгорания РД не превышают $\pm 2.5^\circ$ и остаются в допустимых пределах.

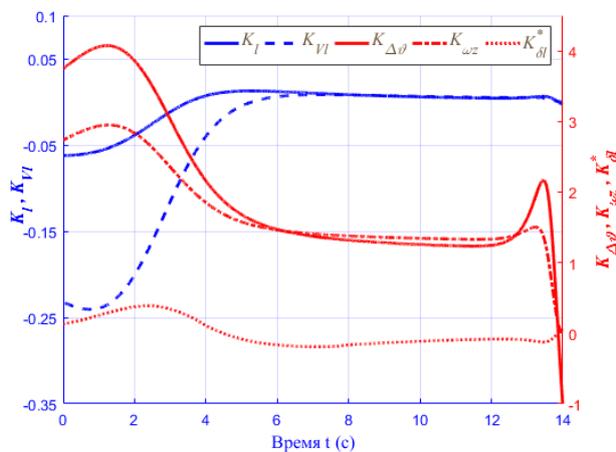


Рисунок 2 - Коэффициенты регулятора на участке увода струй

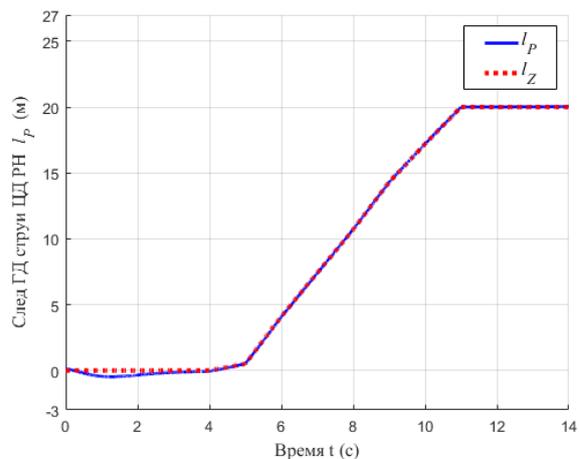


Рисунок 3 - Заданные и текущие координаты следа струй РН

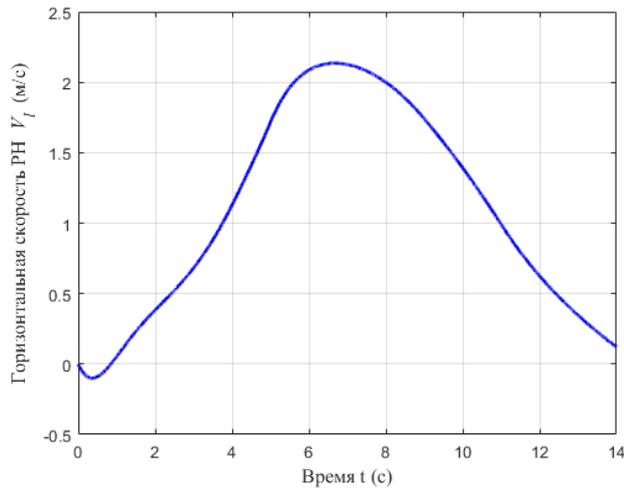


Рисунок 4 - Горизонтальная скорость РН на участке увода струй

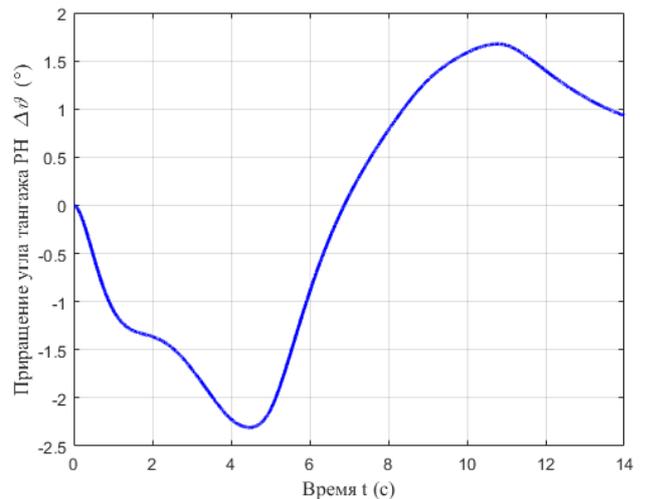


Рисунок 5 - Отклонение угла тангажа от программного значения

Третья глава содержит описание методики аварийного увода РН при отказе одного из ее РД по заданной программе увода в зону самоликвидации с учетом расположения ответственных сооружений СК. С использованием решения задачи АКОР с управляемым выходом в виде оптимального управления (6) формируется регулятор СУ движением РН для исполнения программы аварийного увода РН.

Программа аварийного увода РН. Аварийное отключение одного из двигателей РН является критическим отказом, означающим невозможность выполнения полетного задания РН. При наступлении такого отказа основным требованием является безопасность космонавтов в случае пилотируемого пуска и сооружений СК. Для выполнения этого требования необходимо организовать аварийный увод РН, огибая ответственные сооружения СК, емкости с взрывоопасными веществами и зону приземления капсулы с космонавтами в заданную точку пространства для реализации дальнейших действий по циклограмме самоликвидации РН. Требуемая программа увода задается программой изменения положения проекции характерной хвостовой точки РН на стартовую плоскость (см. Рисунок 9) совместно с выполнением условий моментной балансировки РН после отказа РД.

Характеристики отказа двигателя РН. Были проанализированы различные варианты отказа двигателя, характеризующиеся моментом наступления отказа t_0 , номером i и уровнем тяги \tilde{P}_i аварийного РД. Определен наихудший вариант отказа: $t_0 = 2$ с, $\tilde{P}_i = 0$, $i = 1$ (см. Рисунок 6), для которого проводились численные расчеты, результаты которых приведены на Рисунках 7 - 10.

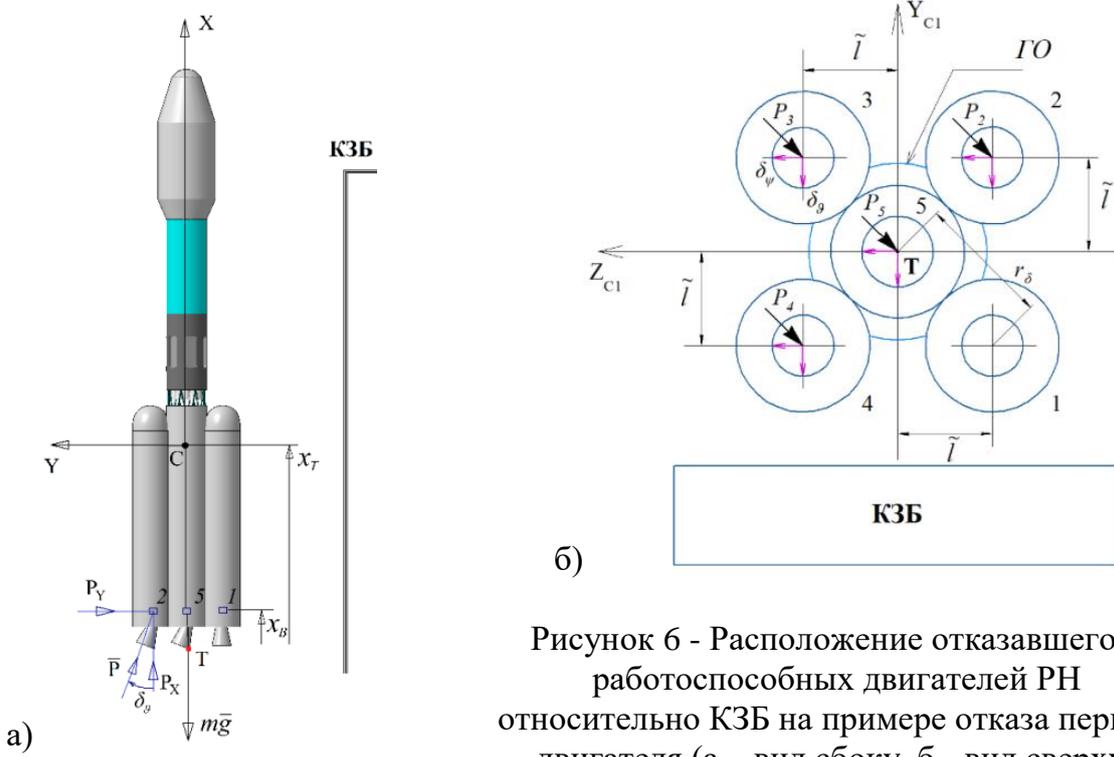


Рисунок 6 - Расположение отказавшего и работоспособных двигателей РН относительно КЗБ на примере отказа первого двигателя (а – вид сбоку, б - вид сверху)

Модель движения РН на участке аварийного увода РН. Для решения задачи синтеза алгоритмов управления движением РН на участке аварийного увода использовались линеаризованные модели движения РН в каналах тангажа и рыскания. В канале тангажа линеаризованная модель описывается уравнениями:

$$\begin{aligned} \dot{V}_{yC} &= (P_2 m (\vartheta + \delta_\vartheta) - (C_{x0} - C_y^\alpha) \rho V^2 S \vartheta - C_y^\alpha \rho V S V_{yC}) / 2m, \\ \dot{\omega}_z &= ((C_{x0} - C_y^\alpha) \rho V^2 S y_T \vartheta - P_\Sigma I_z (x_T - x_B) (\vartheta - \delta_\vartheta) + I_z (P_1 - \tilde{P}_1) \tilde{l} - C_y^\alpha \rho V S (x_D - x_T) V_{yC}) / 2I_z, \\ \dot{y}_C &= V_{yC}, \\ \dot{\vartheta} &= \omega_z. \end{aligned} \quad (14)$$

где \tilde{l} - плечо силы тяги отказавшего двигателя.

Управляющими переменными являются углы отклонения сопел $\delta_\vartheta(t)$, $\delta_\psi(t)$, а уравнения выходов имеют следующий вид: $y_{x\delta} = y_C - x_T \vartheta$, $z_{x\delta} = z_C - x_T \psi$. В данном случае вектор входов в уравнении состояния (1) $\tilde{F}(t)$ не равен нулю из-за дополнительных силы и момента, возникающих при потере суммарной тяги после отказа двигателя, а выходы $y_{x\delta}(t)$ и $z_{x\delta}(t)$ не зависят от управления, и поэтому $D(t)u(t) = 0$.

Регуляторы СУ движением РН в каналах тангажа и рыскания для задачи управления аварийным уводом сформированы в соответствии с оптимальным управлением (6)

$$\begin{aligned} \delta_\vartheta^*(t) &= K_{V_{yC}}(t) V_{yC} + K_{\omega_z}(t) \omega_z + K_y(t) y_C + K_\vartheta(t) \vartheta + K_{\delta\vartheta}^*(t), \\ \delta_\psi^*(t) &= K_{V_{zC}}(t) V_{zC} + K_{\omega_y}(t) \omega_y + K_z(t) z_C + K_\psi(t) \psi + K_{\delta\psi}^*(t). \end{aligned} \quad (15)$$

Результаты решения. Численное решение задачи аварийного увода РН, как и задачи увода струй, рассмотренной в Главе 2, проводилось в два этапа: 1) расчет коэффициентов регуляторов (15) для каналов тангажа и рыскания с использованием соотношений (7), (8); 2) моделирование управляемого движения РН на участке аварийного увода с полученными законами управления. Предварительно методом перебора были определены весовые коэффициенты матриц F , Q , R (аналогично тому, как это описано выше для задачи увода струй). Коэффициенты регуляторов, рассчитанные на первом этапе, приведены на Рисунках 7, 8, а графики изменения по времени некоторых параметров движения РН, полученные при моделировании замкнутой СУ движением РН, на Рисунках 9, 10. Как видно из графиков, сформированные оптимальные регуляторы СУ движением РН и их коэффициенты с удовлетворительной точностью исполняют заданную программу аварийного увода РН. Углы тангажа, рыскания и отклонения сопел двигателей не превышали 10 град. Горизонтальная скорость РН соответствует заданной программе увода, в соответствии с которой вначале выполняется маневр в плоскости тангажа, а затем в плоскости рыскания.

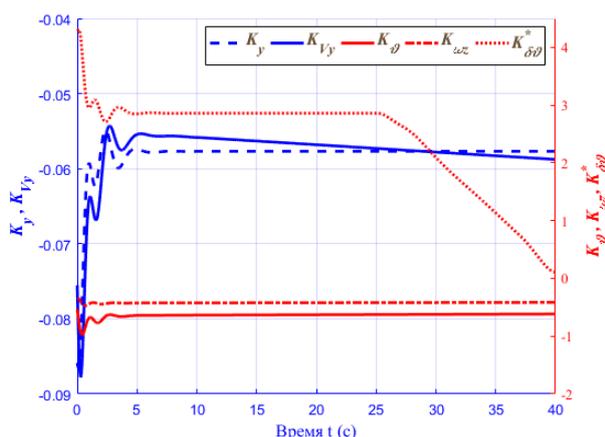


Рисунок 7 - Коэффициенты регулятора в канале тангажа

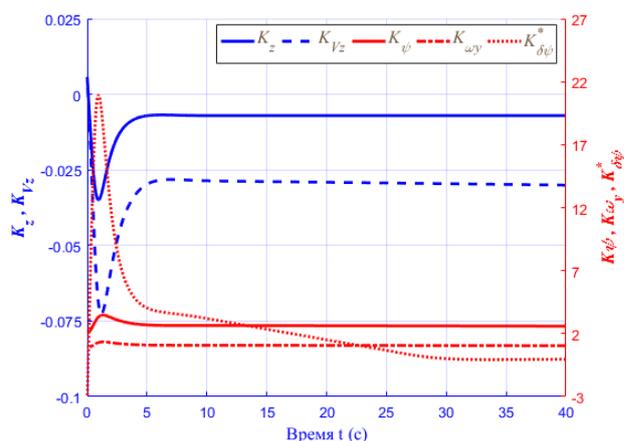


Рисунок 8 - Коэффициенты регулятора в канале рыскания

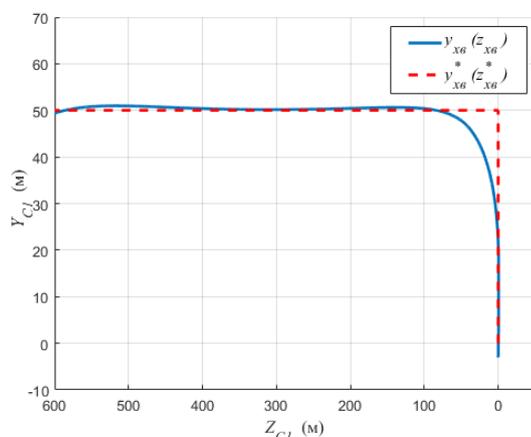


Рисунок 9 - Программное $y_{x\delta}^*(z_{x\delta}^*)$ и текущее $y_{x\delta}(z_{x\delta})$ положения характерной точки РН

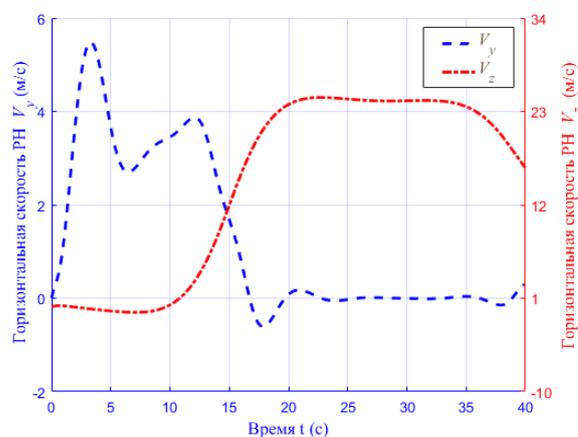


Рисунок 10 - Горизонтальная скорость РН в каналах тангажа $V_y(t)$ и рыскания $V_z(t)$

В **четвертой главе** излагается методика решения задачи получения более корректных оценок потребных нормальных перегрузок для снижения располагаемых перегрузок РН при движении РН на участке МСН в присутствии атмосферных возмущений путем перенастройки структуры и/или параметров закона управления.

Регулятор СУ движением РН. В работе для участка МСН рассматривался пропорционально-дифференциальный регулятор с дополнительной обратной связью по перегрузке, традиционно применяемый в СУ движением РН на данном участке, вида

$$\delta_Q(t) = K_p \Delta \mathcal{G} + K_d \omega_z + K_n n_y. \quad (16)$$

Коэффициенты регулятора полагались постоянными.

Модель движения РН на участке МСН. При использовании допущения о том, что рулевой привод СУ является идеальным (безынерционным), а команды управления формируются в регуляторе СУ в соответствии с (16), функционирование СУ РН в канале тангажа описывается векторными уравнениями

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x, \mathcal{G}^*(t), W(t), \varepsilon_\rho(t), t), \\ y(t) &= \varphi(x, u(t), t), \end{aligned} \quad (17)$$

где $x(t) = [V \quad h \quad \theta \quad \omega_z \quad \mathcal{G}]^T$ - вектор состояния; $\mathcal{G}^*(t)$ - программа изменения угла тангажа; $W(t)$ - горизонтальный ветер, $\varepsilon_\rho(t)$ - отклонения (вариации) плотности атмосферы от ее номинального значения в модели $\rho(h) = \rho_{ном} \cdot (1 + \varepsilon_\rho)$. Изменение переменных состояния РН описывается скалярными уравнениями (9).

Выходом $y(t)$ в данной задаче является параметр нагружения $Q(t)$, характеризующий нагрузки, действующие на РН в полете и вычисляемый через воздушные скорость и угол атаки с помощью соотношения

$$Q(t) = \rho(h(t)) \cdot \frac{V_B^2(t)}{2} \cdot \alpha_B(t). \quad (18)$$

При движении РН в возмущенной атмосфере, т.е. при случайных горизонтальном ветре и вариациях плотности атмосферы, переменные состояния в (17) и выход (18) являются случайными процессами.

Модель ветра. Для имитации горизонтального ветра как случайной функции высоты использовался ФФ 2-го порядка с переменными по высоте параметрами, разработанный в работе²

$$\begin{aligned} \frac{dw_1}{dh} &= w_2, \\ \frac{dw_2}{dh} &= -a_{w1}(h) \cdot w_2(h) - a_{w0}(h) \cdot w_1(h) + b_w(h) \cdot \eta(h). \end{aligned} \quad (19)$$

Выходом фильтра является изменяющаяся по высоте случайная скорость ветра $W(h) = w_2(h)$.

² Баранов В.Н., Красильщиков М.Н., Малышев В.В. Определение параметров нестационарных формирующих фильтров. Известия Академии наук СССР, 1970, No. 5, с.213-216.

Модель вариаций плотности. Для моделирования случайных вариаций плотности $\varepsilon_\rho(t)$ применялся ФФ 1-го порядка

$$\frac{d\varepsilon_\rho}{dh} = a_\rho(h)\varepsilon_\rho + b_\rho(h)\eta(h). \quad (20)$$

В связи с отсутствием полных статистических данных, необходимых для оценки параметров $a_\rho(h)$ и $b_\rho(h)$ этого фильтра, в работе решалась задача параметрического анализа влияния вариаций плотности путем сведения вычисляемой трубки огибающих $\pm 3\hat{\sigma}_{\varepsilon_\rho}(h)$ к заданной $\pm 3\sigma_{\varepsilon_\rho}(h)$, а также параметрического описания изменчивости случайного процесса $\varepsilon_\rho(h)$ внутри трубки с помощью «масштаба» вариаций $\varepsilon_\rho(h)$ по высоте h . Были определены зависимости $a_\rho(h)$ и $b_\rho(h)$, при которых трубки $\pm 3\hat{\sigma}_{\varepsilon_\rho}(h)$ и $\pm 3\sigma_{\varepsilon_\rho}(h)$ с удовлетворительной точностью совпадают (см. Рисунок 12): параметр a_ρ принят постоянным $a_\rho = -0.002 \text{ м}^{-1}$, а параметр $b_\rho(h)$ определен в виде полинома третьего порядка

$$b_\rho(h) = -0.002 \cdot h^3 + 0.020 \cdot h^2 - 0.032 \cdot h + 0.810.$$

Одним из упрощенных способов моделирования атмосферных возмущений, применяемых на практике, является **метод огибающих**. При этом методе случайные изменения скорости ветра $W(h)$ и вариаций плотности $\varepsilon_\rho(h)$ заменяются детерминированными функциями - «огибающими» вида

$$\begin{aligned} W_{oz}(h) &= m_w(h) \pm 3\sigma_w(h), \\ \rho_{oz}(h) &= \rho_{ном}(h) \cdot \left(1 \pm 3\sigma_{\varepsilon_\rho}(h)\right). \end{aligned} \quad (21)$$

В этих функциях $m_w(h)$, $\sigma_w(h)$ и $\sigma_{\varepsilon_\rho}(h)$ – оценки математического ожидания и СКО скорости ветра и вариаций плотности, рассчитанные по результатам многолетних метеорологических наблюдений. При уровне квантиля $\mu = 3$ эти оценки обеспечивают неперевышение границ «огибающих» случайных отклонений переменных с вероятностью $p = 0.997$. Трубки огибающих для $W(h)$ и $\varepsilon_\rho(h)$ и по одной реализации $W^1(h)$ и $\varepsilon_\rho^1(h)$ приведены на Рисунках 11, 12.

При анализе точности СУ методом огибающих расчет предельных значений $Q_{\max}(t)$ и $Q_{\min}(t)$ параметра нагружения $Q(t)$ сводится к интегрированию уравнений движения СУ (17) при комбинациях $W_{oz}(h)$ и $\rho_{oz}(h)$, соответствующих (21).

Метод уравнений моментов. Метод моментов является эффективным аналитическим методом априорного статистического анализа динамических систем. Его преимуществом является то, что за один «прогон» модели по времени можно получить математические ожидания $m_x(t)$ и СКО $\sigma_x(t)$ всех компонентов вектора состояния $x(t)$ и всех выходов системы $y(t)$.

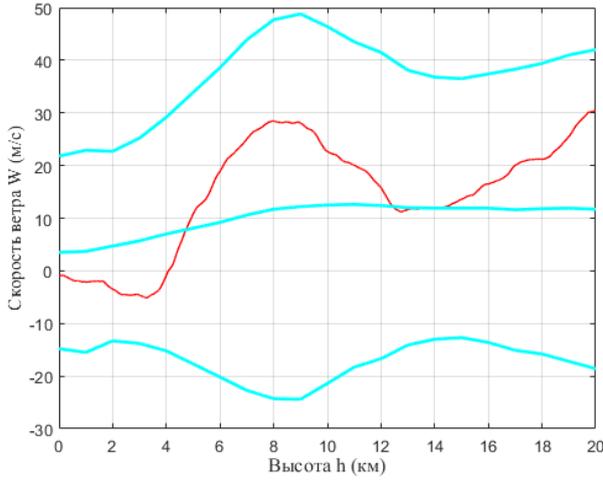


Рисунок 11 - Трубка огибающих $m_w(h) \pm 3\sigma_w(h)$ и реализация $W^1(h)$, построенная с использованием ФФ (19)

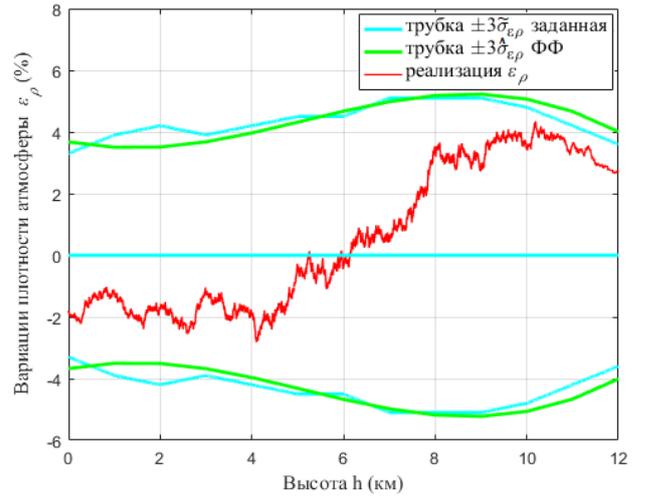


Рисунок 12 - Трубка огибающих $\pm 3\sigma_{\varepsilon_\rho}(h)$ и реализация $\varepsilon_\rho^1(h)$, построенная с использованием ФФ (20)

При данном методе к уравнениям движения (17) анализируемой СУ РН добавляются уравнения ФФ для ветра (19) и для вариаций плотности (20) с переходом от аргумента h к аргументу t с помощью зависимости $h(t)$ при движении РН по программной траектории выведения. Результирующая «расширенная» система описывается уравнениями состояния и выхода

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x(t), u(t), t) + B\eta(t), \\ y &= \varphi(x(t), u(t), t). \end{aligned} \quad (22)$$

Вектор состояния этой «расширенной» системы состоит из восьми переменных:

$$x = \left[V \quad h \quad \theta \quad \omega_z \quad \mathcal{G} \quad w_1 \quad w_2 \quad \varepsilon_\rho \right]_8^T.$$

Приближенное решение задачи анализа точности системы методом моментов для нестационарной системы (22) получаем, интегрируя совместно две системы дифференциальных уравнений, называемые квазилинейными уравнениями моментов

$$\begin{aligned} \dot{m}_x &= f(m_x, u, t), \\ \dot{K}_x &= A(m_x(t), u(t), t) \cdot K_x + K_x \cdot A^T(m_x(t), u(t), t) + B \cdot N_\eta \cdot B^T, \end{aligned} \quad (23)$$

и связанные с ними алгебраические уравнения выходов

$$\begin{aligned} m_y(t) &= \varphi(m_x, u), \\ K_y(t) &= C(m_x(t), u(t), t) \cdot K_x(t) \cdot A^T(m_x(t), u(t), t). \end{aligned} \quad (24)$$

В этих уравнениях A , B , C - матрицы частных производных от вектор-функций правых частей уравнений состояния и выходов системы (22) по компонентам расширенного вектора состояния $x = [x_i]_8$, вычисляемые при текущих значениях $m_x(t)$ и регулярных входных воздействий системы $u(t)$. В данном случае $m_y(t) \equiv m_Q(t)$ и $K_y(t) \equiv D_Q(t)$.

Программа и результаты решения. Была разработана вычислительная программа, с помощью которой было выполнено интегрирование системы уравнений (23) и расчет $m_Q(t)$, $D_Q(t)$ с помощью (24). На Рисунках 13, 14 показаны трубки $m_Q(t) \pm 3\sigma_Q(t)$ для параметра нагружения $Q(t)$, рассчитанные методом уравнений моментов и методом огибающих. Эти трубки были рассчитаны при двух конфигурациях ГО: номинальном и крупногабаритном. Как видно из Рисунка 13, максимальное значение параметра $Q(t)$, рассчитанное методом уравнений моментов, превышает его значение, рассчитанное при тех же условиях методом огибающих, на $\Delta Q(t) = 10410 - 9600 = 810$ ($кгс \cdot с \cdot град / м^3$), т.е. метод «огибающих» дает заниженную оценку этого параметра на 7.8 %.

При анализе движения РН в конфигурации с крупногабаритным ГО для снижения параметра $Q(t)$ и тем самым для увеличения запаса прочности конструкции РН на участке МСН коэффициенты регулятора СУ были перенастроены. В результате были определены следующие скорректированные коэффициенты:

$$K_p = 0.03, K_d = 1.5, K_n = 0.41,$$

вместо ранее принятых $K_p = 0.08, K_d = 1.4, K_n = 0.37$.

Как видно из Рисунка 14, перенастройка коэффициентов регуляторов позволяет снизить значение $Q(t)$ в критической точке на величину $\Delta Q(t) = 10880 - 9850 = 1030$ ($кгс \cdot с \cdot град / м^3$), т.е. на 9.5%.

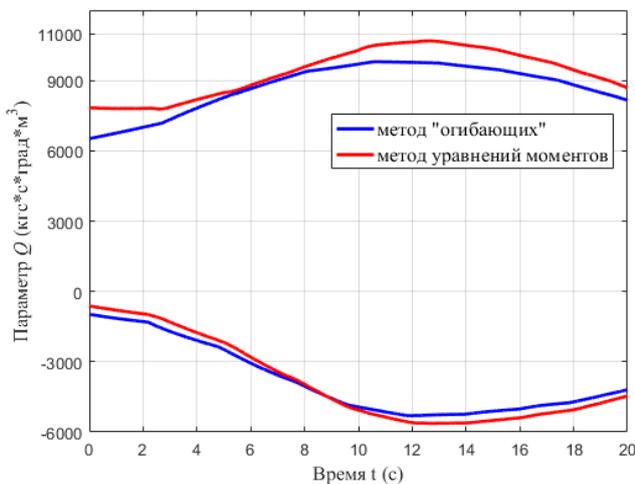


Рисунок 13 - Трубки $m_Q \pm 3\sigma_Q$, рассчитанные методами уравнений моментов и «огибающих» для РН с номинальным ГО

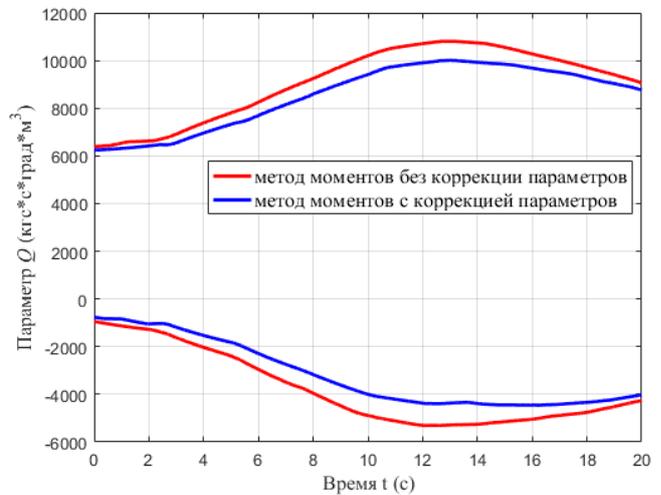


Рисунок 14 - Трубки $m_Q \pm 3\sigma_Q$, рассчитанные методом уравнений моментов для РН с крупногабаритным ГО

Пятая глава посвящена анализу эффективности методик и алгоритмов управления движением РН, сформированных в Главах 1 - 4, с использованием более детальных и точных имитационных моделей функционирования замкнутой СУ движением РН в среде *MATLAB/Simulink*.

Имитационные модели, созданные для моделирования движения РН на участке полета первой ступени применительно к каждой из трех решаемых задач, состоят из трех блоков: имитация горизонтального ветра и вариаций плотности атмосферы с применением технологии ФФ; имитация функционирования СУ с использованием нелинейных уравнений движения РН при действии возмущений; статистическая обработка результатов имитации выходов системы.

Для задачи управления уводом струй РН выход - это трубка $m_{lp} \pm 3\sigma_{lp}$ положения следов струй РН в проекциях на стартовую плоскость; для задачи управления аварийным уводом РН при отказе двигателя - трубки $m_{ухв} \pm 3\sigma_{ухв}$, $m_{зхв} \pm 3\sigma_{зхв}$ положения координат хвостовой точки РН в проекциях на стартовую плоскость; для задачи снижения нормальных перегрузок, испытываемых РН на участке МСН - трубка $m_o \pm 3\sigma_o$ параметра аэродинамического нагружения конструкции РН $Q(t)$.

При моделировании дополнительно были оценены:

1) Энергетические потери и потеря вертикальной скорости РН при выполнении маневра увода струй, которая составила около 3 м/с.

2) Расстояние между конструкцией КЗБ и габаритными точками РН для проверки требования безударности при действии случайных атмосферных возмущений после отказа двигателя РН в задаче управления аварийным уводом РН. Установлено, что при худшем варианте отказа двигателя и при направлении действия горизонтального ветра в сторону КЗБ, расстояния между КЗБ и габаритами РН превышают 1 м.

3) Максимальные значения параметра аэродинамического нагружения Q^* , рассчитанные методом Монте-Карло, методом уравнений моментов и методом «огibaющих» при одинаковых условиях моделирования.

Результаты имитационного моделирования приведены на Рисунках 15 – 17.

Как видно из Рисунка 15, следы струй РД остаются в пределах термозащищенного сектора на стартовой плоскости и с удовлетворительной точностью соответствуют заданной программе увода.

Разброс положения характерной хвостовой точки в проекциях на стартовую плоскость, показанный на Рисунке 16, не превышает допустимые пределы отклонений.

Наконец, из Рисунка 17 видно, что для РН в конфигурации с крупногабаритным ГО максимальное значение параметра $Q(t)$ не превышает заданное допустимое значение этого параметра Q^* .

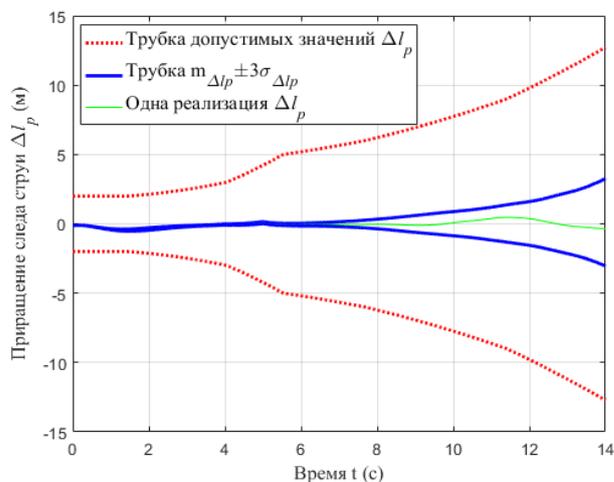


Рисунок 15 - Трубка отклонений $\pm 3\sigma_{\Delta l_p}$ следов струй РД от программных значений

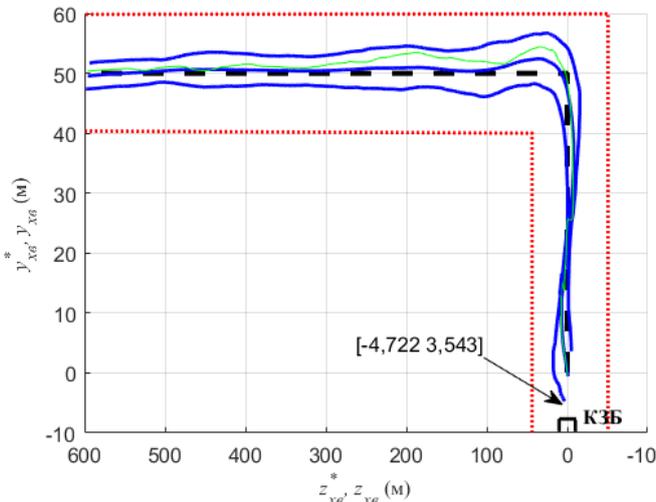


Рисунок 16 - Трубки $m_{y_{xв}} \pm 3\sigma_{y_{xв}}$, $m_{z_{xв}} \pm 3\sigma_{z_{xв}}$ и реализация координаты характерной точки РН при аварийном уводе в проекциях на горизонтальную плоскость

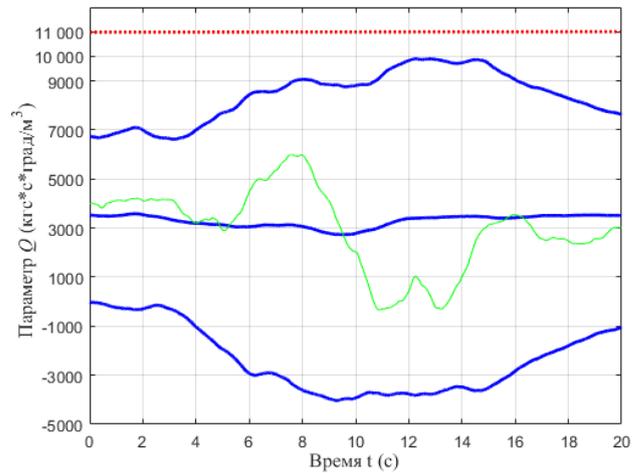


Рисунок 17 - Трубка $m_Q \pm 3\sigma_Q$ и реализация параметра $Q(t)$ в конфигурации с крупногабаритным ГО после коррекции параметров регулятора СУ

Таким образом, результаты имитационного моделирования функционирования СУ подтвердили эффективность разработанных алгоритмов управления движением РН на участке полета первой ступени, способствующих повышению эффективности пуска.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1) Сформулирована постановка и получено решение математической задачи АКОР с управляемым выходом, отражающей особенности исследуемых в работе актуальных задач управления движением РН на участке полета первой ступени.

2) Разработана методика решения задачи управления уводом струй РД от сооружений СК в заданный термозащищенный сектор на стартовой плоскости по заданной программе увода с применением решения задачи АКОР с управляемым выходом. Показано, что отклонения положений следов струй от заданных значений не превышает 0.5 м, что составляет лишь 25% от предельно допустимого значения.

3) Разработана методика решения задачи управления аварийным уводом РН при отказе двигателя в заданную область самоликвидации по заданной программе увода, учитывающей расположение ответственных сооружений СК и зоны приземления космонавтов (в случае пилотируемых стартов) с применением решения задачи АКОР с управляемым выходом. Выявлено, что критической точкой траектории аварийного увода РН является точка разворота траектории увода. При управлении уводом с помощью разработанного алгоритма управления отклонение от программы увода в критической точке не превышает 50% от его допустимого значения.

4) Разработана методика решения задачи снижения нормальных перегрузок, испытываемых РН при движении РН на участке МСН путем перенастройки параметров закона управления СУ движением РН. Показано, что при

скорректированных параметрах регулятора и уточненных моделях атмосферных возмущений можно добиться снижения параметра $Q(t)$ в критической точке и соответствующего снижения требований к располагаемым нормальным перегрузкам РН на 11%.

5) Эффективность разработанных методик и алгоритмов управления движением РН на участке полета первой ступени подтверждена с использованием более полной и точной модели движения РН при действии более подробных моделей случайных горизонтального ветра и вариаций плотности атмосферы методами имитационного моделирования.

Перечисленные результаты способствуют повышению эффективности пуска РН.

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

В изданиях из Перечня ВАК Минобрнауки РФ:

1. Бобронников В. Т., **Трифонов М. В.** Методика статистического анализа движения первой ступени ракеты-носителя с учетом случайных ветровых нагрузок // Вестник Московского Авиационного Института, 2014. №1. С. 33-42.

2. Альтшулер А.Ш., Бобронников В.Т., **Трифонов М.В.** Разработка алгоритма управления движением ракеты-носителя на начальном участке полета с использованием метода АКОР // Сибирский журнал науки и технологий, 2017. Т. 18, № 2. С. 314–322.

3. **Trifonov M. V.**, Altshuler A. Sh., Bobronnikov V. T. Development of a launch vehicle control algorithm at the initial flight part in case of one of the engines' failure // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Машиностроение», 2019. № 1. С. 16–29. DOI: 10.18698/0236-3941-2019-1-16-29.

Свидетельство на изобретение:

4. **Трифонов М.В.**, Альтшулер А.Ш. Следящая система автоматического управления нестационарным динамическим объектом. Заявка № 2018142989. Решение о выдаче патента от 22.04.2019.

В других изданиях:

5. **Трифонов М.В.**, Альтшулер А.Ш. Об одной задаче оптимального управления РН на начальном участке полета. Сборник тезисов докладов международной конференции «Авиация и космонавтика - 2016», 2016. Москва. С. 144-146.

6. **Трифонов М.В.** Синтез алгоритма управления движением ракеты космического назначения на начальном участке полета для обеспечения сохранности стартового комплекса. Сборник тезисов докладов международной молодежной научной конференции «XLIII Гагаринские чтения», 2017. Москва. С. 132-133.

7. **Трифонов М.В.** Разработка и применение модифицированных алгоритмов управления движением ракеты-носителя на начальном участке полета для снижения стоимости запусков. Сборник тезисов докладов международной молодежной научной конференции «XLIV Гагаринские чтения», 2018. Москва. С. 60-62.