

На правах рукописи



Аминова Фатима Эльдаровна

**МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ЛЕГКОГО
КЛАССА С ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ
НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ**

Специальность 2.5.16
Динамика, баллистика,
управление движением летательных аппаратов
(технические науки)

Автореферат
диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Москва – 2021 год

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (Московский Авиационный Институт, МАИ).

Научный руководитель: **Зайцев Александр Владимирович**
Доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Системы автоматического и интеллектуального управления» ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Официальные оппоненты: **Фоминов Иван Вячеславович**
Доктор технических наук, доцент, начальник кафедры автономных систем управления ФГБОУ ВПО «Военно-космическая академия имени А.Ф.Можайского» Минобороны РФ

Канушкин Сергей Владимирович
Кандидат технических наук, доцент филиала ФГКВУ ВО «Военная академия Ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого» Минобороны РФ в г. Серпухове

Ведущая организация: ФГУП «Научно-производственный центр автоматики и приборостроения имени академика Н.А. Пилюгина», 117342, г. Москва, ул. Введенского, д. 1.

Защита состоится «02» декабря 2021 в «14:00» часов на заседании диссертационного совета 24.2.327.03 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего 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 ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» и на сайте МАИ по ссылке:

https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=160297

Автореферат разослан « _____ » _____ 2021 г.

Отзывы, заверенные печатью, просим направлять по адресу:

125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4, Ученый совет МАИ.

Ученый секретарь
диссертационного совета 24.2.327.03,
доктор технических наук



А.В. Старков

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы диссертации. В настоящее время все больше внимания при применении ракет-носителей (РН) на твердом топливе уделяется вопросам экологической безопасности. Наиболее сложные и важные операции, к которым относится полет на участке выведения, могут приводить к ошибкам в достижении точек падения отделяющихся частей. Решение вопросов оптимизации траектории движения отработавших ступеней требует оперативности получения данных об объекте управления. Большинство существующих алгоритмов построения оптимальной траектории движения не учитывают возмущения, вызванные двигательной установкой (ДУ) летательного аппарата, что значительно ограничивает их применимость для решения целого ряда актуальных задач. Траектория, полученная с использованием существующих алгоритмов, рассматривающих стационарные процессы горения топлива, при наличии разброса параметров двигательной установки, может оказаться далека от оптимальной. Возникает необходимость разработки алгоритмов и моделей, учитывающих дополнительные возмущающие воздействия, вызванные твердотопливным двигателем с глубоким регулированием тяги. При решении задачи поиска оптимальной траектории сброса ступеней, при реализации терминального метода наведения, возможно оптимальное расходование имеющихся ресурсов (времени, топлива) и тем самым, снижение стоимости полета.

Актуальность темы исследования определяется необходимостью решения научной задачи создания моделей и алгоритмов системы управления ракеты-носителя, оснащенной двигателями на твердом топливе с глубоким регулированием тяги, способной выводить на околоземную орбиту легкие спутники для решения научных и народно-хозяйственных задач. Требуется создание нового бортового программного математического обеспечения (ПМО), необходимого для оптимизации траектории движения отработавших ступеней. Зачастую необходимы конструктивные доработки, введение в состав системы управления (СУ) дополнительных или даже разработка новых алгоритмов. Все это осложняется тем, что создание ПМО СУ требуется в сжатые сроки.

В этих условиях разработка комплексного подхода и создание универсальных решений, направленных на минимизацию ошибок падения, чрезвычайно актуальна. В связи с этим предлагается использование комплексных алгоритмов, в основе которых лежит как параметрическое программирование, так и реализация терминального метода наведения. Решение данной задачи возможно при получении дополнительной информации о параметрах твердотопливной двигательной установки с глубоким регулированием тяги. Эта информация может быть получена при решении задачи идентификации с использованием искусственной нейронной сети (НС).

Степень разработанности темы исследования. Вопросам терминального наведения и идентификации параметров двигательной установки посвящены работы Б.Н. Петрова, Г.Н. Румянцева, В.Н. Бородовского, В.С. Гаврилова, В.Д. Дишеля, Е.П. Жучковой, М.Н. Красильщикова, Л.Н. Лысенко, Л.А. Майборода, А.Н. Миронова, В.Д. Могилевского, И.В. Фомина. Исследования в области систем управления летательных аппаратов проводятся в ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» К.К. Веремеенко, Г.Н. Лебедевым, С.И. Рыбниковым, П.В. Мулиным.

Твердотопливный двигатель с глубоким регулированием тяги, разработанный в последние годы совместно учеными АО «Корпорация «МИТ» и ФГУП «Научно-производственный центр автоматики и приборостроения имени академика Н.А. Пилюгина», потребовал усовершенствования модели и алгоритмов терминального наведения ракеты-носителя с учетом дополнительных возмущений, вызванных разбросом параметров двигательной установки.

Анализу и разработке сформулированных вопросов посвящено данное исследование.

Объектом исследования являются системы управления ракеты-носителя легкого класса на твердом топливе.

Предметом исследования являются модели и алгоритмы наведения ракеты-носителя легкого класса на твердом топливе.

Цели и задачи исследования. Цель исследования: новое решение научно-технической задачи недопущения падения отработавших ступеней за границей отчуждения, за счет применения алгоритма идентификации параметров двигательной установки, при выведении космического аппарата на околоземную орбиту.

Научная задача заключается в разработке моделей и алгоритмов терминального наведения ракеты-носителя с идентификацией параметров двигательной установки глубокого регулирования тяги с использованием нейронных сетей.

Для достижения поставленной цели решены частные научно-технические задачи:

1. Проанализированы существующие и возможные ракетно-космические комплексы легкого класса;

2. Разработана модель аналитического решения задачи терминального наведения ракеты-носителя с учетом дополнительных возмущающих воздействий, вызванных разбросом параметров двигательной установки с глубоким регулированием тяги;

3. Разработаны алгоритмы расчета параметров движения конструкции ступеней при реализации терминального метода наведения с учетом дополнительных возмущающих воздействий, вызванных разбросом параметров двигательной установки с глубоким регулированием тяги;

4. Проанализирована и решена задача недопущения падения отработавших ступеней за границей отчуждения;

5. Разработана модель идентификации параметров ракетного двигателя на твердом топливе с глубоким регулированием тяги на основе искусственной нейронной сети;

6. Разработан пакет универсальных имитационных программ обработки результатов движения космического аппарата и идентификации параметров двигательной установки.

Научная новизна диссертационной работы заключается в комплексном решении научной задачи создания программно-математического обеспечения системы управления для ракетно-космических систем легкого класса, включающего алгоритмы идентификации параметров двигательной установки и алгоритмы наведения.

При этом впервые получены следующие **научные результаты**:

1. Разработана модель аналитического решения задачи терминального наведения ракеты-носителя с учетом дополнительных возмущающих воздействий, вызванных разбросом параметров двигательной установки с глубоким регулированием тяги;

2. Разработаны алгоритмы расчета параметров движения конструкции ступеней при реализации терминального метода наведения с учетом дополнительных возмущающих воздействий, вызванных разбросом параметров двигательной установки с глубоким регулированием тяги;

3. Разработана модель идентификации параметров ракетного двигателя на твердом топливе с глубоким регулированием тяги на основе искусственной нейронной сети.

Теоретическая значимость исследования состоит в разработке моделей и алгоритмов, которые по имеющимся значениям вектора фазовых координат, позволяют найти новые значения угла тангажа, связанные с разбросом параметров двигательной установки, обеспечивающие минимизацию ошибки падения отработавших ступеней.

Практическая значимость исследования заключается в том, что программные продукты, создаваемые на базе разработанных моделей и алгоритмов, обеспечивают как решение задач терминального наведения, так и позволяют комплексно решать задачи отладки ПМО и его данных на пуск и автоматический контроль состояния аппаратуры СУ ракеты.

Диссертационная работа является научно-обоснованной базой для создания пакета прикладных исследовательских программ и методик, используемых в разработках систем управления РН, а также включает ряд универсальных технических решений и рекомендаций, что позволило реализовать комплекс алгоритмов наведения РН и отработки бортового программно-методического обеспечения СУ РН легкого класса.

Методология и методы исследования. Методологической основой исследования являются теория систем, системный и процессный анализ, динамика полета, теория нейронных сетей, управления и математического моделирования.

В ходе написания работы были использованы общенаучные, специальные и экспериментальные методы исследования (анализ, синтез, индукция, дедукция, аналогия, восхождение от абстрактного к конкретному и наоборот, логический, сравнительный, системный и процессный анализ, моделирование).

В качестве инструментальных средств использовались программные средства РТС Mathcad 15, MATLAB.

Положения, выносимые на защиту:

1. Модель аналитического решения задачи терминального наведения ракеты-носителя с учетом дополнительных возмущающих воздействий, вызванных разбросом параметров двигательной установки с глубоким регулированием тяги.

2. Алгоритмы расчета параметров движения конструкции ступеней при реализации терминального метода наведения с учетом дополнительных возмущающих воздействий, вызванных разбросом параметров двигательной установки с глубоким регулированием тяги.

3. Модель идентификации параметров ракетного двигателя на твердом топливе с глубоким регулированием тяги на основе искусственной нейронной сети.

Степень достоверности и апробация результатов. Достоверность полученных результатов подтверждается корректным использованием апробированного математического аппарата теории управления, непротиворечивостью результатов моделирования, полученных на основе известных и разработанных моделей и алгоритмов.

Апробация и внедрение результатов диссертационной работы:

1. Основные результаты исследований докладывались и обсуждались: на кафедре систем автоматического и интеллектуального управления МАИ, на заседаниях секции НТС в ФГУП «НПЦ АП», ВА РВСН, на международных и всероссийских научно-технических конференциях и семинарах: XI Международная конференция лауреатов Нобелевских премий, международные аэрокосмические конгрессы, посвященные памяти Ю.А. Гагарина, и академические чтения памяти С.П. Королева по космонавтике.

2. Результаты исследования опубликованы в научных изданиях «Труды ФГУП «НПЦАП», 2019 г., «Труды ФГУП «НПЦАП», 2020 г., «Journal of Physics: Conference Series (JPCS)», 2019 г., «Труды МАИ», 2020 г.

3. Научно-технические результаты, изложенные в статьях и разработанных отчетах и методиках, используются в учебном процессе студентов старших курсов технических ВУЗов при прохождении ими стажировки, практики и дипломного проектирования (в учебном процессе МАИ и ВА РВСН). Основные результаты также были использованы в ходе занятий автора диссертации для студентов Московского Авиационного Института.

Результаты работы вошли в состав 19 научных трудов, из которых 3 статьи опубликованы в научных изданиях, рекомендуемых ВАК Минобрнауки РФ, и 1 статья опубликована в научном издании, входящем в международные реферативные базы данных и системы цитирования Scopus и Web of Science).

Структура и объем диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, трех глав и заключения общим количеством 113 печатных страниц, 10 таблиц, 31 рисунка и 139 наименований использованных источников.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы цель и задачи исследования, отмечены научная новизна и практическая значимость полученных результатов.

Первый раздел посвящен анализу принципов построения систем управления ракеты-носителя при создании ракетно-космических комплексов (РКК) легкого класса, постановке и решению задачи минимизации ошибки сброса предыдущей ступени в сектор отчуждения.

В качестве ракеты-носителя рассматривается РКК «СТАРТ», представленная двумя (4 и 5 ступенчатыми) носителями, составленными из набора ступеней МБР «Тополь» и легкой МБР «Курьер». Четырехступенчатый носитель укомплектован доводочной ступенью. Для пятиступенчатого носителя возможны два варианта: вариант 1 – комплектация носителя доводочной ступенью с легкой полезной нагрузкой до 460 кг; вариант 2 - комплектация носителя без доводочной ступени, функция доводочной ступени возлагается на энергетическую установку космического аппарата (КА), вес полезной нагрузки до 850 кг. Схемы РН приведены на Рисунке 1.

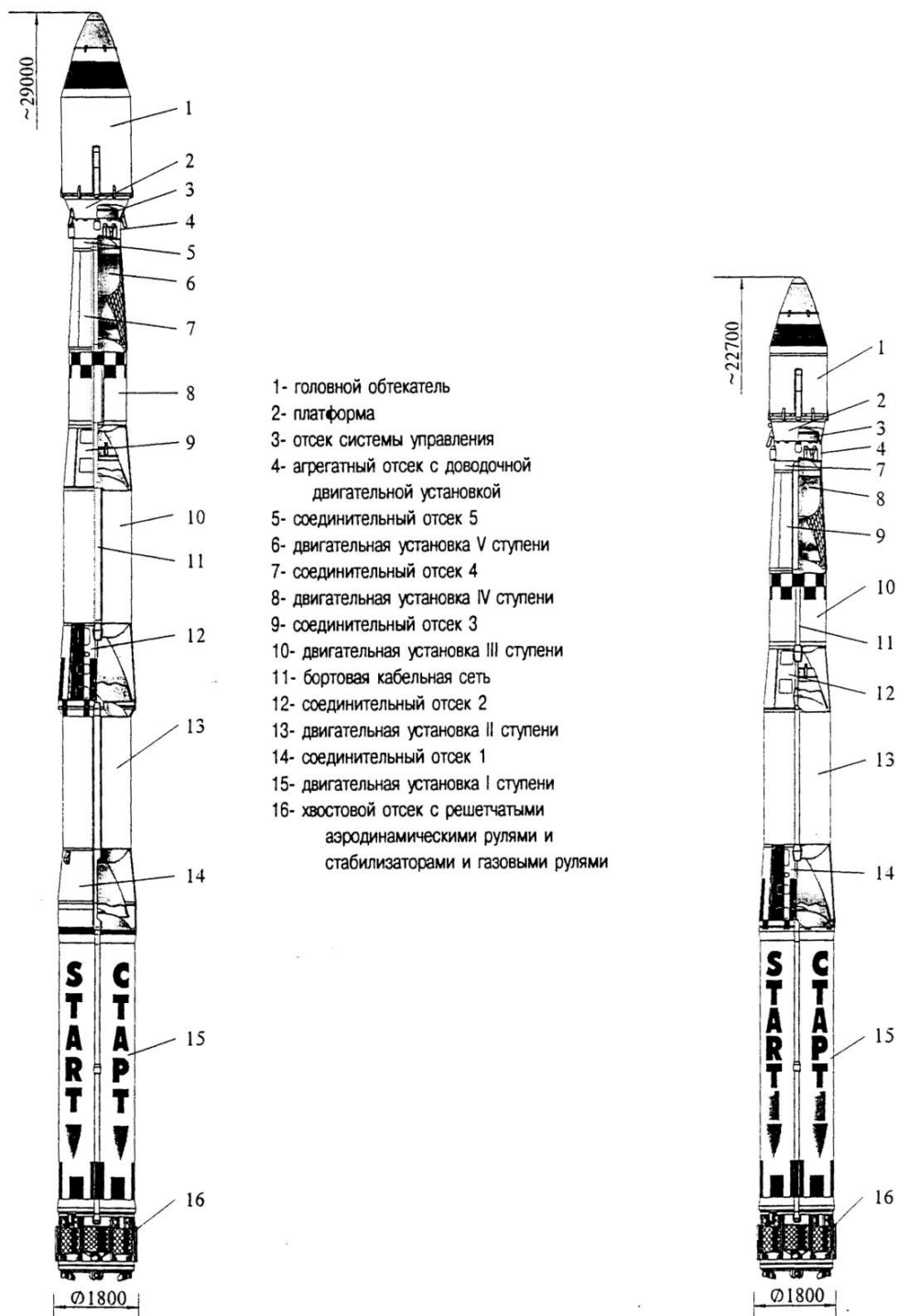


Рисунок 1 – Схемы ракет-носителей «Старт» и «Старт 1»

При разработке СУ РН «СТАРТ» в основу алгоритмов наведения были положены принципы и методы терминального наведения, отработанные и с успехом реализованные во ФГУП «Научно-производственный центр автоматики и приборостроения имени академика Н.А. Пилюгина» при создании систем управления целого ряда ракет-носителей, что позволило выполнить с высокой точностью требования по наведению РН «СТАРТ» и разработать алгоритмы и программы контура наведения в короткие сроки и с минимальными трудозатратами.

Возможность использования при создании СУ РН «СТАРТ» методов терминального наведения является следствием того, что эти методы основаны на прямом прогнозе параметров конечного состояния и в этом смысле являются универсальными. Вместе с тем особенности конструктивной схемы РН «СТАРТ» и решаемые этим носителем задачи, потребовали существенных изменений алгоритмов и программ контура наведения.

Терминальное наведение РН «СТАРТ» осуществляется на участках полета двух верхних ступеней носителя, на участке паузы перед включением ДУ последней ступени носителя и на участке полета доводочной ступени. На участке полета первой и второй ступеней носителя, движение которых проходит в плотных слоях атмосферы, наведение заключается в формировании программных значений углов тангажа и рыскания. Для пятиступенчатого носителя это распространяется и на третью ступень.

Задача терминального наведения заключается в определении таких значений параметров управления, реализация которых в контуре управления обеспечит требуемые значения регулируемых параметров движения на момент отделения КА. При этом состав регулируемых параметров и состав параметров управления зависит от участка полета. Терминальное наведение должно обеспечить заданную точность при действии относительно больших возмущений по параметрам движения центра масс РН, что обусловлено, главным образом, разбросом характеристик ДУ и отсутствием регулирования тяги двигателей.

Ракета-носитель «СТАРТ» предназначена для вывода космических аппаратов на круговые орбиты. При этом требуется обеспечить не только заданное расположение и форму орбиты, но и заданное положение космического аппарата на орбите.

Терминальное наведение РН «СТАРТ» представляет собой итеративную процедуру решения краевой задачи, основанную на прямом прогнозе параметров конечного состояния и линейной коррекции параметров управления.

В качестве регулируемых параметров конечного состояния (краевых условий терминального наведения) принимаются составляющие вектора скорости V_k и радиус-вектора R_k на прогнозируемый момент t_k отделения КА.

При разработке алгоритмов наведения РН «СТАРТ» используется вариант определения требуемых значений V_m и R_m регулируемых параметров конечного состояния.

Этот вариант предполагает определение значений V_m и R_m краевых условий как значений кинематических параметров целевой точки на момент t_k : $V_m = V_n(t_k)$, $R_m = R_n(t_k)$.

При этом на всех участках полета с терминальным наведением требуется иметь 6 параметров управления для регулирования 6 краевых условий, что противоречит конструктивным особенностям и схеме полета РН «СТАРТ».

Второй вариант определения требуемых значений V_m и R_m регулируемых параметров конечного состояния базируется на идее разделения полной 6-параметрической задачи наведения на три «независимые» друг от друга краевые задачи:

- краевая задача по скорости (3 параметра);
- краевая задача по высоте (1 параметр);
- краевая задача по дальности и боковому отклонению (2 параметра).

Эти три краевые задачи являются независимыми в том смысле, что поправки к соответствующим параметрам управления определяются решением трех независимых друг от друга систем линейных уравнений. Однако, по существу, эти три задачи наведения связаны друг с другом и результаты их решения в определенной степени влияют друг на друга. Это определяется не только тем, что управление осуществляется единым объектом, но и принятой

организацией алгоритма наведения, при котором частные краевые задачи "вложены" одна в другую: краевая задача по скорости вложена в задачу по высоте, которая в свою очередь вложена в задачу наведения по дальности и боковому направлению.

Для расширения возможностей ракеты «Старт» предлагается на последних ступенях использовать твердотопливный двигатель с глубоким регулированием тяги (ДГР), требующий усовершенствования модели и алгоритмов терминального наведения с учетом дополнительных возмущений, вызванных разбросом параметров ДУ. Идентификацию возмущений необходимо положить в основу алгоритма коррекции угла тангажа при отделении отработавших ступеней.

В рамках постановки задачи минимизации ошибки, а именно задачи сброса предыдущей ступени в сектор отчуждения, рассмотрено пространственное выведение космического аппарата на заданную круговую орбиту с помощью пятиступенчатой ракеты-носителя с добавлением важных условий.

Система исходных дифференциальных уравнений (по В. Н. Борововскому) имеет вид:

$$\begin{aligned} \frac{dt}{dt} &= 1; t(t_0) = t_0, \\ \frac{d\bar{R}}{dt} &= \bar{V}; \bar{R}(t_0) = \bar{R}_0, \\ \frac{d\bar{V}}{dt} &= \bar{W} + g; \bar{V}(t_0) = \bar{V}_0, \\ \frac{dm}{dt} &= \dot{m}; m(t_0) = m_0, \end{aligned} \quad (1)$$

где t - время, \bar{R} - радиус-вектор положения центра масс в инерциальной геоцентрической декартовой системе координат (ИГДСК), V - вектор скорости движения центра масс в ИГДСК, m - масса РН, t_0 - время старта, \bar{R}_0 - радиус-вектор положения РН на космодроме, \bar{V}_0 - вектор начальной скорости, обусловленной вращением Земли, m_0 - стартовая масса, \bar{W} - вектор ускорения негравитационной природы, являющийся результатом действия сил тяги ракетного двигателя на твердом топливе и аэродинамических сил (на атмосферной части траектории выведения), g - вектор ускорения тяготения Земли. Скорость \dot{m} изменения массы РН определяется с учетом расхода топлива на всех ступенях и сброса элементов конструкции РН.

Движение отделяемой части (ОЧ) от ракеты-носителя описывается эллиптической траекторией движения, отображенной на Рисунке 2, где точка O - выбранная произвольная точка на траектории движения, от которой начинается реализация терминального метода наведения, точка A - точка, в которой осуществляется сброс отработавшей ступени, жирной линией обозначена поверхность Земли.

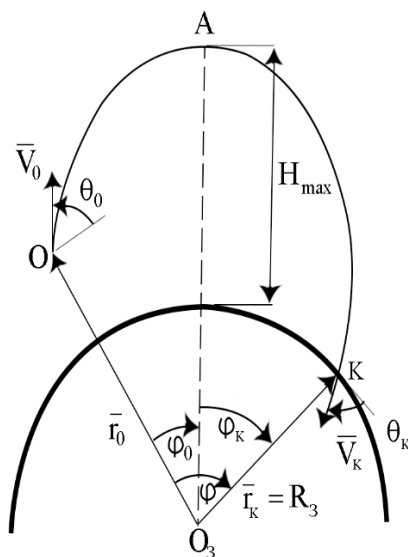


Рисунок 2 – Траектория движения РН «Старт» и ОЧ

Критерием качества процесса выведения, подлежащим минимизации, является ошибка радиуса-вектора, характеризующего точку предполагаемого падения отработавшей ступени $\Delta R \rightarrow \min$.

В качестве компонент вектора-функции управления $u(t)$ в данной задаче берутся программа $\vartheta(t)$ тангажа и программа $\psi(t)$ рыскания, определяющие пространственную ориентацию вектора тяги носителя.

Угол тангажа может быть рассчитан следующим образом:

$$tg \vartheta_k = \frac{v_k \sin 2|\theta_k|}{1 - v_k \cos^2 \theta_k}, \quad (2)$$

максимальная высота рассчитывается по формуле

$$H_{\max} = r_A - R_3 \quad (3)$$

Для расчета продолжительности полета отделяемой части ракеты-носителя необходимо воспользоваться уравнениями Кеплера и Гаусса:

$$t = \frac{T}{2\pi} (E - e \sin E), \quad (4)$$

$$tg \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} tg \frac{g}{2}. \quad (5)$$

Для получения аналитических решений применим упрощенную математическую модель движения при допущениях:

1. Движение рассматривается только в плоскости пуска.
2. На траектории полета ракеты-носителя сила тяги двигателя:

$$P = g \cdot P_{уд} \cdot \dot{m}, \quad (6)$$

где g - ускорение силы притяжения Земли, $P_{уд}$ - удельная тяга, \dot{m} - секундный расход массы топлива.

3. Начальное значение высоты h_0 выбирается такое, при котором влияние аэродинамической силы по сравнению с силами тяги и земного притяжения пренебрежимо мало.

4. Закон изменения массы принимается:

$$m(t) = m_0 - \dot{m}t; \quad (7)$$

$$S = \frac{\dot{m}}{m_0}; \quad (8)$$

$$m(t) = m_0(1 - \mu); \quad (9)$$

$$\mu = s \cdot t = \frac{\dot{m}t}{m_0}. \quad (10)$$

Параметр $\frac{1}{s} = \frac{m_0}{\dot{m}}$ - полное время работы двигателя, μ - отношение массы израсходованного к моменту времени топлива ступени \dot{m}_t к ее начальной массе m_0 , на интервале времени $t_0 - t_k$, m_0 , \dot{m} , s , P и $P_{уд}$ принимаются постоянными величинами.

Для упрощения записи вводятся функции

$$f_v(st) = f_r(\mu) = -\ln(1 - \mu); \quad (11)$$

$$f_R(st) = f_R(\mu) = 1 + \frac{(1-\mu)\ln(1-\mu)}{\mu}. \quad (12)$$

Введение данных функций позволяет учесть нестационарность процесса горения.

С учетом указанных допущений уравнения управляемого движения центра масс ракеты-носителя в инерциальной системе координат представляются в виде:

$$v_\xi(t) = v_0 \cos(\vartheta_0 - \alpha_0) + gP_{уд} \cdot \cos \vartheta_0 \cdot f_v(st) - t \cdot g_0 \cdot \sin \varphi_0; \quad (13)$$

$$v_\eta(t) = v_0 \sin(\vartheta_0 - \alpha_0) + gP_{уд} \cdot \sin \vartheta_0 \cdot f_v(st) - t \cdot g_0 \cdot \cos \varphi_0; \quad (14)$$

$$\xi(t) = \left(R_0 - g_0 \frac{t^2}{2}\right) \cdot \sin \varphi_0 + t \left(v_0 \cos(\vartheta_0 - \alpha_0) + gP_{уд} \cdot \cos \vartheta_0 \cdot f_R(st)\right); \quad (15)$$

$$\eta(t) = \left(R_0 - g_0 \frac{t^2}{2} \right) \cdot \cos \varphi_0 + t \left(v_0 \sin(\vartheta_0 - \alpha_0) + g P_{yd} \cdot \sin \vartheta_0 \cdot f_R(st) \right). \quad (16)$$

Принципиальной особенностью данной постановки является то, что в отличие от рассмотрения предыдущих моделей, когда параметры твердотопливного двигателя считались стабильными (постоянными), в данном случае учитывается возможный разброс значения параметра расхода топлива в диапазоне от +10% до -10%.

$$S = \frac{\dot{m}(t)}{m_0} = var, \mu = S \cdot t = \frac{m(t) \cdot t}{m_0} \quad (17)$$

Учитывая, что на перспективных носителях двигателя с глубоким регулированием тяги планируется использовать на всех ступенях, данный подход является особенно важным.

Структурно-функциональная схема алгоритмов наведения ракеты-носителя приведена на Рисунке 3.

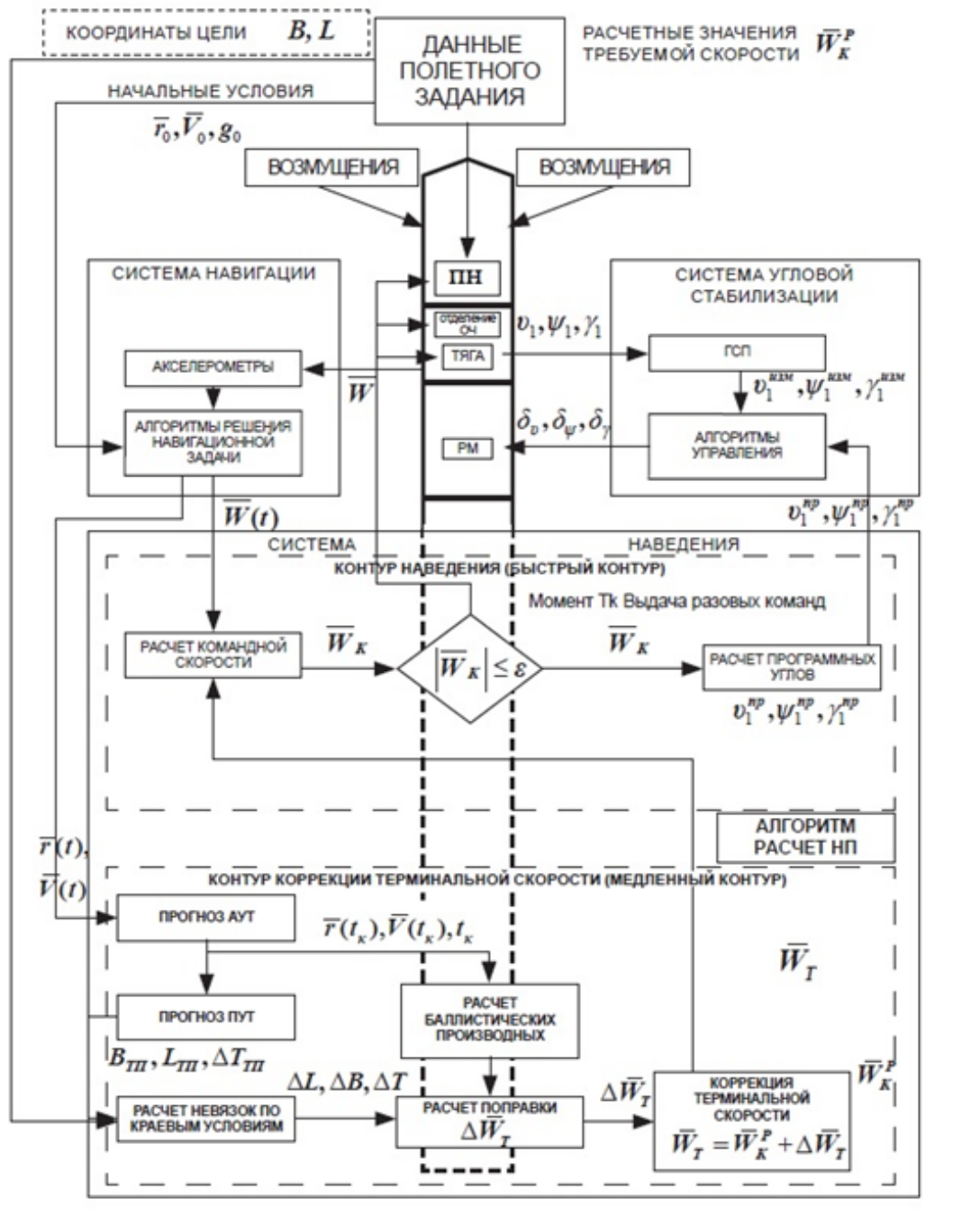


Рисунок 3 – Структурно-функциональная схема алгоритмов наведения РН

В основу терминального метода наведения положено разделение системы наведения на две части: блок формирования командной кажущейся скорости, блок коррекции терминальной кажущейся скорости.

Блок формирования командной кажущейся скорости построен по принципу: имея на входе вектор терминальной кажущейся скорости \overline{W}_T и вектор кажущейся скорости \overline{W} , замеренный акселерометрами от момента старта, вычисляется вектор командной кажущейся скорости $\overline{W}_K = \overline{W}_T - \overline{W}$,

(18)

которую осталось набрать к концу активного участка, чтобы в этот момент набранная кажущаяся скорость \overline{W} совпала с требуемой \overline{W}_T . Вектор \overline{W}_T - такой, что при наборе этой скорости выполняются краевые условия.

Задача блока коррекции состоит в следующем: определив текущие параметры движения и зная краевые условия, найти терминальную кажущуюся скорость \overline{W}_T . Для определения \overline{W}_T применяется итерационный процесс, включающий в себя следующие последовательно проводимые операции: определение текущих кинематических параметров движения, прогноз полета и определение невязок краевых условий, расчет производных краевых условий по компонентам вектора скорости, определение поправки $\Delta \overline{W}_T$ и новой скорости \overline{W}_T , которую надо набрать к прогнозируемому моменту окончания работы ДУ ступени.

Результаты расчетов, а именно значения функций $f_v(\mu_k)$ и $f_R(\mu_k)$ от μ_k , полученные в результате отработки модели аналитического решения задачи терминального наведения, представлены в Таблице 1.

Таблица 1 – Функции $f_v(\mu_k)$ и $f_R(\mu_k)$

μ_k	0,05	0,10	0,15	0,20	0,25
$f_v(\mu_k)$	$5,12933 \cdot 10^{-2}$	0,105361	0,152519	0,22314	0,287682
$f_R(\mu_k)$	$2,54273 \cdot 10^{-2}$	$5,17551 \cdot 10^{-2}$	$7,9059 \cdot 10^{-2}$	0,107424	0,135956
μ_k	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50
$f_v(\mu_k)$	0,356675	0,430783	0,510826	0,597837	0,693147
$f_R(\mu_k)$	0,167758	0,199975	0,233761	0,269310	0,306853
μ_k	0,55	0,60	0,65	0,70	0,75
$f_v(\mu_k)$	0,798508	0,916291	1,04982	1,20397	1,38629
$f_R(\mu_k)$	0,346675	0,389139	0,434712	0,484013	0,539703
μ_k	0,80	0,85	0,90	0,95	0,99
$f_v(\mu_k)$	1,60944	1,89712	2,30259	2,99573	4,60517
$f_R(\mu_k)$	0,597640	0,665214	0,744157	0,842330	0,953483

Результаты расчетов по определению требуемой минимальной скорости $v_{k \min}$ и угла θ_k для различных значений дальности полета L с учетом ориентировочных значений h_k и L_k приведены в Таблице 2.

Таблица 2 – Зависимость параметров движения ракеты-носителя

L_k , км	h_k , км	θ_k , град	$v_{k \min}$, м/с
60	70	41,0	2810
135	110	38,5	4300
175	130	36,5	4925
220	150	34,5	5415
285	170	31,5	5987
380	200	27,3	6530
480	225	23,0	6915
590	250	19,0	7185

Второй раздел посвящен разработке алгоритмов расчета параметров движения конструкции ступеней при реализации терминального метода наведения с учетом дополнительных возмущающих воздействий, вызванных двигательной установкой.

Последовательность расчета параметров движения отражена на блок-схеме на Рисунке 4.

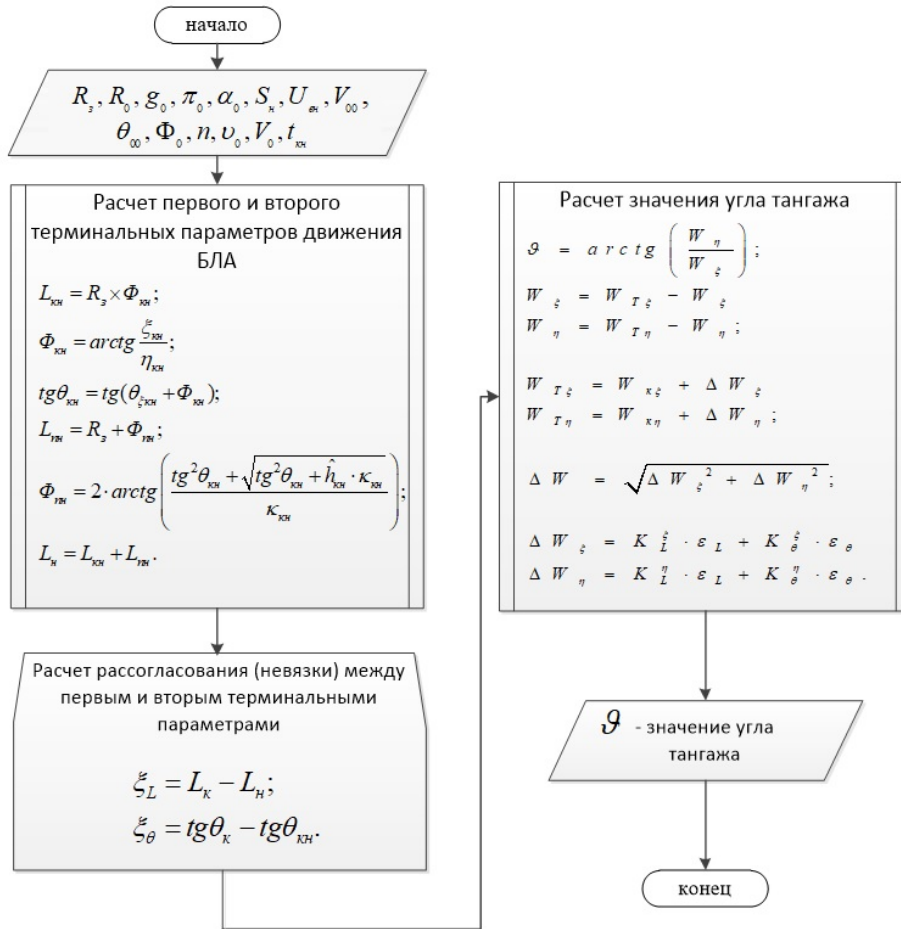


Рисунок 4 – Последовательность расчета параметров движения

Расчет начинается с вычисления относительной высоты:

$$\hat{h}_k = \frac{R_k}{R_g} - 1. \quad (19)$$

$$\text{Дальность точки } t_k: L_k = R_g \Phi_k, \quad (20)$$

$$\text{где } \Phi_k = \arctg \frac{\xi_k}{\eta_k}; \theta_{\xi k} = \arctg \frac{v \eta_k}{v \xi_k}, \text{tg } \theta_k = \text{tg}(\theta_{\xi k} + \Phi_k), \quad (21)$$

θ_k – первый терминальный параметр.

Исходя из этих значений, осуществляется прогноз пассивного участка траектории и определение дальности точки падения конструктивной ступени.

$$L = L_k + L_n, \quad (22)$$

где L_n - дальность пассивного участка траектории.

$$L_n = R_3 \Phi_n, \quad (23)$$

$$\Phi_n = 2 \arctg \frac{\text{tg } \theta_k + v \text{tg } \theta_k^2 + \hat{h}_k v}{v_k}, \quad (24)$$

$$\Upsilon_k = \frac{2\pi_0}{R_3} \frac{1 + \text{tg } \theta_k^2}{(1 + \hat{h}_k) v k^2} - (2 + \hat{h}_k), \quad (25)$$

L – второй терминальный параметр.

Таким образом определяются номинальные параметры точки t_k .

При действии какого-либо возмущения бортовой цифровой вычислительный комплекс рассчитывает параметры точки t_k , учитывая данные возмущения.

Рассмотрим алгоритм расчета угла тангажа при реализации метода терминального наведения.

При изменении параметров двигателя (расход топлива) величины L и $tg \theta_k$ отличаются от ранее полученных номинальных значений и между ними появляются рассогласования (невязки):

$$\varepsilon_L = L - L_H, \quad (26)$$

$$\varepsilon_\theta = tg \theta_k - tg \theta_{кн} \quad (27)$$

Получив значения невязок, бортовой цифровой вычислительный комплекс приступает к расчету вектора поправки командной скорости, рассчитываются баллистические производные $\frac{\partial L}{\partial V \xi_k}$ и $\frac{\partial L}{\partial V \eta_k}$, затем определяются коэффициенты приращения и проекции вектора поправки командной скорости.

Тогда проекции вектора поправки командной скорости равны:

$$\begin{cases} \delta W_\zeta = \kappa_L^\zeta \cdot \varepsilon_L + \kappa_\theta^\zeta \cdot \varepsilon_\theta \\ \delta W_\eta = \kappa_L^\eta \cdot \varepsilon_L + \kappa_\theta^\eta \cdot \varepsilon_\theta \end{cases} \Rightarrow \delta W = \sqrt{\delta W_\xi^2 + \delta W_\eta^2}. \quad (28)$$

С учетом полученного вектора поправки бортовой цифровой вычислительный комплекс рассчитывает новое значение вектора командной скорости и угла тангажа:

$$\begin{cases} W_{T\xi} = W_{кн\xi} + \delta W_\xi, \\ W_{T\eta} = W_{кн\eta} + \delta W_\eta, \end{cases} \quad (29)$$

$$\begin{cases} W_{к\xi_{ост}} = W_{T\xi} - W_{0\xi}, \\ W_{к\eta_{ост}} = W_{T\eta} - W_{0\eta}, \end{cases} \quad (30)$$

$$g = arctg \frac{W_{\eta_{ост}}}{W_{\xi_{ост}}} \quad (31)$$

и приступает к повторному прогнозированию. Цикл прогноза завершается по условию равенства невязок нулю. Так как в данном исследовании не рассматривается система стабилизации, реализующая изменения угла тангажа, то вместо цикла, завершающегося равенством невязок нулю, был произведен ряд расчетов для вариативного расхода топлива, согласно исходным данным.

Третий раздел посвящен постановке и решению задачи идентификации параметров ракетного двигателя на твердом топливе с глубоким регулированием тяги на основе искусственной нейронной сети.

Система стабилизации давления (ССД) двигателя глубокого регулирования (ДГР) должна обеспечивать с высокой точностью стабилизацию давления относительно программных значений на стационарных режимах тяги и переводить двигатель глубокого регулирования с одного стационарного режима на другой при выполнении требований к качеству переходных процессов.

Математическая модель процесса горения, описывающая изменение давления в камере сгорания после воспламенения, изменение свободного объема и текущего свода заряда, определяется уравнениями:

$$\begin{cases} \frac{dP}{dt} = \frac{\chi_1 R_\Gamma T_P}{W(t)} (\dot{m}_\Gamma - \dot{m}_C) \\ \frac{dW}{dt} = U(P)S(e) \\ \frac{de}{dt} = U(P) \end{cases} \quad (32)$$

$$\dot{m}_C = A_1 P(t) \sum_{i=1}^4 \mu F(\delta_i); \quad (33)$$

$$\dot{m}_\Gamma = \gamma U(P)S(e). \quad (34)$$

Основное влияние на динамические характеристики двигателя глубокого регулирования оказывает камера сгорания.

Для данной математической модели должны выполняться условия ниже.

Граничные условия:

$$\begin{aligned} P(t_0) = P_0, P(t_k) = P_{\text{ПР}} \\ W(t_0) = W_0, W(t_k) = W_{\text{МАХ}} \end{aligned} \quad (35)$$

$$e(t_0) = e_0, e(t_k) = 0 \quad (36)$$

$$\text{Искомое управление: } U(t) = f(t, P, W, U). \quad (36)$$

$$\text{Ограничения на управление: } \mu F_i^{\text{MIN}} \leq \mu F_i \leq \mu F_i^{\text{MAX}}. \quad (37)$$

$$\text{Критерий оптимальности: } J = \int_{t_0}^{t_K} (P_K - P_{\text{ПР}})^2 dt \rightarrow \min. \quad (38)$$

Зададим типовые значения параметров математической модели:

$$\text{Начальные условия (при } t = 0): P_0 = 1; W = W_0; e_0 = 0. \quad (39)$$

Постоянные значения параметров математической модели:

$$\gamma; A(k); P_M^N; P_{\text{ПР}}^N; P_{\text{П}}^N.$$

Переменные значения параметров математической модели:

$$T_p = 1875 - 1,333(P_M^N - P_K); R_{\Gamma} = 4022 - 0,333(P_M^N - P_K), \quad (40)$$

где P_K - текущее давление в камере сгорания;

Прогнозируемая стационарная скорость горения для рассматриваемого типа твердотопливного ракетного двигателя представлена полиномом второй степени вида:

$$U(P) = a_0 + a_1 P_K + a_2 P_K^2 \text{ (мм/с); } a_0 = \text{const}; a_1 = \text{const}; a_2 = \text{const}. \quad (41)$$

Значения теплотеря в камере сгорания χ_1 и по тракту от камеры сгорания до входа в сопло СУБ χ_2 имеют табличные зависимости от времени. Площадь поверхности горения также задается таблично.

Для изучения зависимостей между параметрами математической модели и для решения задачи синтеза алгоритмов системы стабилизации давления, модель исследуемого объекта с учётом всех параметров была реализована в пакете Simulink Matlab.

Идентификация нестационарной скорости горения производится посредством обучения нейронной сети по результатам огневых стендовых испытаний с использованием входных (суммарной площади критических сечений сопел) и выходных данных (измеряемым давлением в камере сгорания). Идентификация производится путем решения классической обратной задачи внутренней баллистики:

$$u_{\text{НС}} = \frac{\frac{W(t)}{\chi_1 R_{\Gamma} T_p} \dot{P}_K + A(k) \frac{\sum_{i=1}^4 \mu F_i \cdot P_K}{\sqrt{\chi_1 \chi_2 R_{\Gamma} T_p}}}{S(e) \cdot \gamma}, \quad (42)$$

где $u_{\text{НС}}$ - нестационарная скорость горения топлива, вычисленная по результатам огневых стендовых испытаний.

В динамических системах объект, подлежащий распознаванию, зависит от мгновенных обучающих пар, представляющих собой функцию времени. Если принять x в качестве вектора состояния $x \in R^n$, P_K - входного вектора $P_K \in R^N$, а u - выходного вектора $u \in R^M$, то общее описание нелинейной системы, функционирующей в дискретном времени, может быть представлено в виде:

$$x(k+1) = \varphi[x(k), P_K(k)]; \quad (43)$$

$$u(k) = \psi[x(k)], \quad (44)$$

где $x(k), P_K(k), u(k)$ обозначают векторы мгновенных значений соответствующих переменных, φ и ψ - знаки векторных статистических нелинейных функций ($\varphi \in R^n, \psi \in R^M$), определяющих инвариантный во времени конкретный нелинейный объект.

Проблема идентификации объекта сводится к построению такой его параметрической модели, чтобы отклики объекта и модели на одно и то же возбуждение $P_K(k)$ совпадали в пределах допустимой погрешности ε , т.е.:

$$|\hat{u}(k) - u(k)| \leq \varepsilon \quad (45)$$

Если ограничиться одним входом и выходом и представить векторы возбуждения P_K и отклика объекта u состоящими из элементов запаздывания, то общее описание нелинейной динамической модели можно выразить без вектора состояния x в форме:

$$\hat{u}(k+1) = f(u(k), P_K(k)), \quad (46)$$

Где $\hat{u}(k+1)$ - отклик нейронной модели этого объекта в тот же момент времени. Разностный сигнал $e(k+1) = u(k+1) - \hat{u}(k+1)$ управляет процессом адаптации параметров модели. Ряд элементов запаздывания на входе системы образует линию задержки с ответвлениями.

В случае применения для идентификации объектов нейронная сеть, как правило, подключается порядково-параллельным способом и использует для предсказания задерживаемые отклики объекта так, как это показано на Рисунке 5.

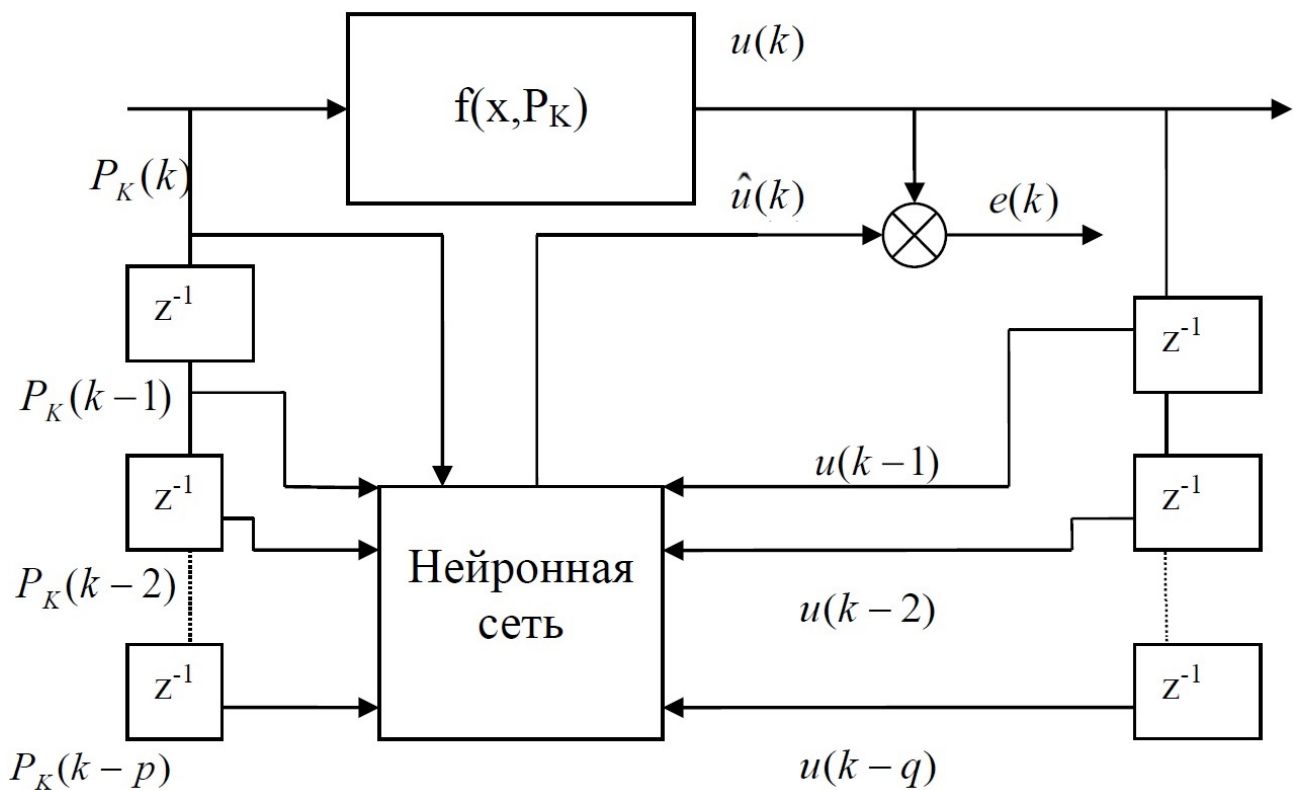


Рисунок 5 – Способ подключения нейронной сети для идентификации динамического объекта

Для решения задачи идентификации был создан рекуррентный многослойный персептрон с элементами задержки по времени (Рисунок 6), с обратной связью, включающий в себя $p+q$ (7) нейронов во входном слое, 4 нейрона в скрытом слое и 1 нейрон в выходном слое.

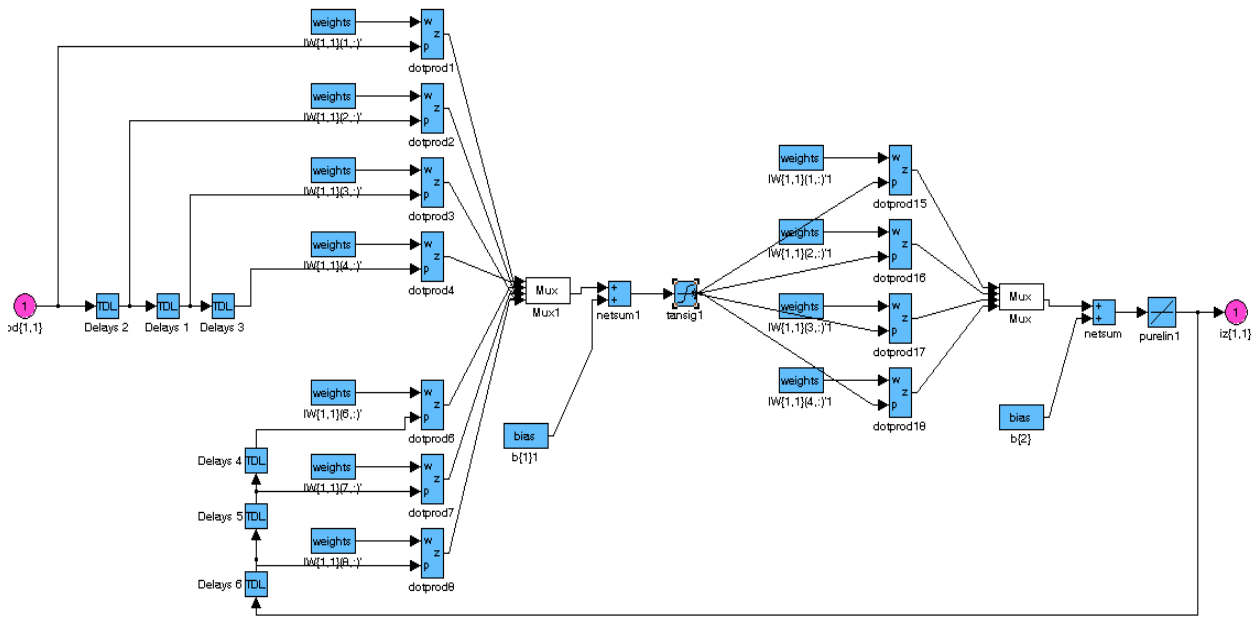


Рисунок 6 – НС-модель зависимости нестационарной скорости горения топлива от давления в камере сгорания.

На Рисунке 7 приведены для сравнения результаты идентификации нестационарной скорости горения топлива путём решения обратной задачи внутренней баллистики и результаты работы нейронной сети по идентификации этой скорости.

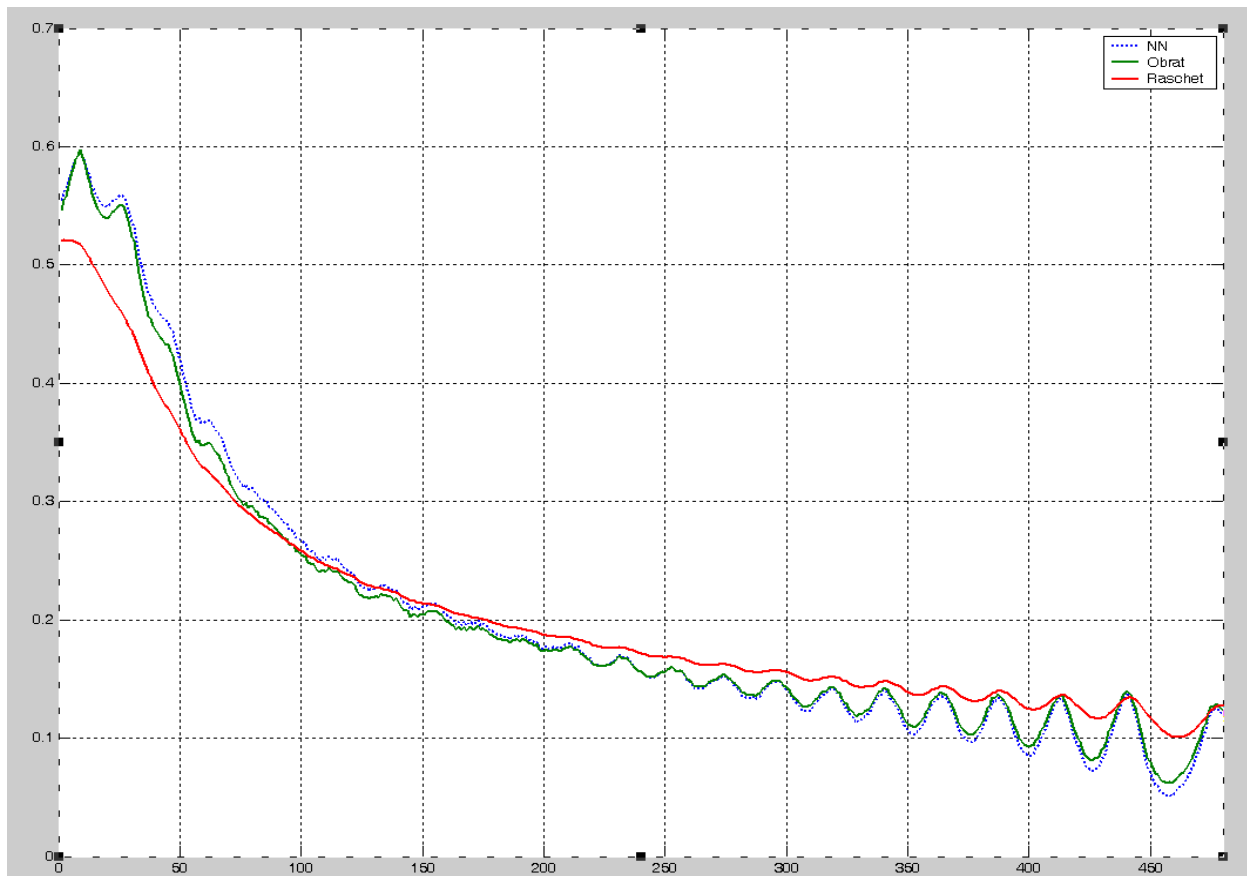


Рисунок 7 – Сравнение результатов идентификации нестационарной скорости горения топлива путём решения обратной задачи внутренней баллистики, результатов работы нейронной сети по идентификации и расчётной скорости горения

Как следует из рисунка, данные графики практически совпадают, особенно в области малых давлений при возникновении колебаний.

При настройке весов нейронной сети целью обучения являлась минимизация функционала суммарной квадратической ошибки:

$$J = \frac{1}{2} \min \sum_{k=1}^K (\hat{u}(k) - u(k))^2 \quad (47)$$

Обучение модели выполнялось с применением алгоритма обратного распространения. В результате обучения нейронная сеть станет способной в текущий дискретный момент времени k вычислить значения функции нестационарной скорости горения на временном интервале переходного режима. Оценка ошибки обучения сети методом наименьших квадратов составляет $1.3762e-004$, что говорит о хорошей адекватности полученной модели.

На Рисунке 8 показан процесс исключения промежуточного аргумента (времени) и замены его на новый – проекцию значения кажущейся скорости на вертикальную ось инерциальной системы координат. Данная процедура позволила существенно сузить трубку возмущенных траекторий, описывающих движение отделяющихся ступеней, а с учетом разброса параметров двигательной установки, существенно уменьшить ошибку в достижении требуемой точки падения.

В Таблицах 3, 4 результаты расчета угла тангажа при уменьшенном и повышенном расходе топлива.

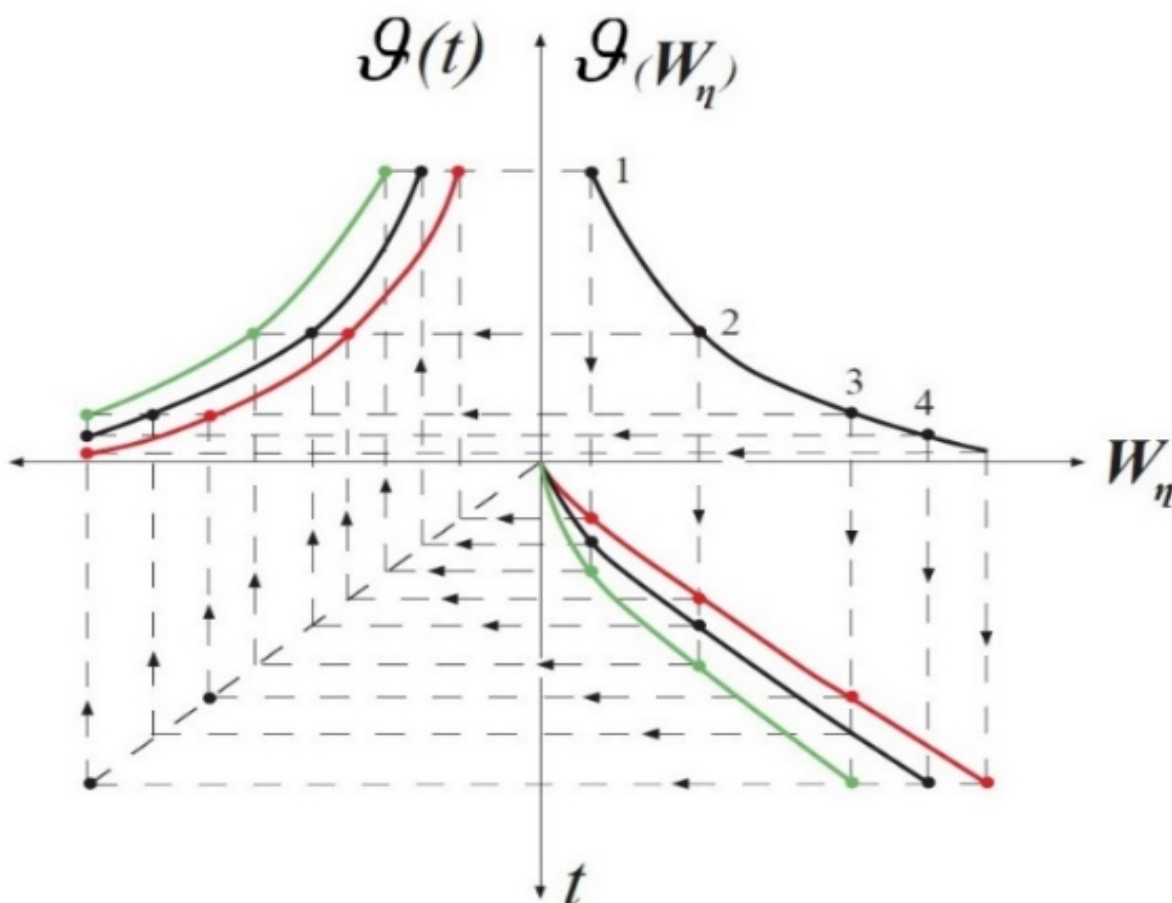


Рисунок 8 – График перехода от $\vartheta(t)$ к $\vartheta(W_\eta)$

В отличие от общепринятого представления, в котором аргументом является время, особенностью терминального метода наведения является рассмотрение в качестве аргумента проекции вектора кажущейся скорости на вертикальную ось инерциальной системы

координат W_n . На графике изображен процесс перехода от старого аргумента (времени) к новому аргументу (проекции вектора кажущейся скорости). Тогда при увеличении тяги, угол тангажа уменьшается, таким образом РН как бы сверху прижимается к номинальной траектории, при спаде тяги угол тангажа растет и РН как бы снизу прижимается к номинальной траектории.

Таблица 3 – Изменение угла тангажа при уменьшенном расходе топлива

Возмущенные значения параметра расхода топлива	Значения угла тангажа в конце активного участка траектории, необходимые для достижения области
-10%	34,789°
-9%	34,323°
-8%	33,721°
-7%	32,926°
-6%	31,840°
-5%	30,296°
-4%	27,961°
-3%	24,096°
-2%	16,702°
-1%	1,284°

Таблица 4 – Изменение угла тангажа при повышенном расходе топлива

Возмущенные значения параметра расхода топлива	Значения угла тангажа в конце активного участка траектории, необходимые для достижения области
+1%	80,578°
+2%	63,779°
+3%	56,737°
+4%	53,009°
+5%	50,737°
+6%	49,223°
+7%	48,151°
+8%	47,357°
+9%	46,748°
+10%	46,267°

Реализация данного подхода позволила на 50% уменьшить ошибку разброса координат точки падения конструкции ступеней (КС) от прогнозируемого значения.

В **заключении** приводятся основные результаты диссертационной работы.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

В диссертационной работе решены вопросы оптимизации траектории движения отработавших ступеней с целью минимизации ошибки их падения от прогнозируемой точки. Были учтены возмущения, вызванные двигательной установкой с глубоким регулированием тяги, разработаны алгоритмы и модели, которые учитывают дополнительные возмущающие воздействия, вызванные твердотопливным двигателем с глубоким регулированием тяги.

1. Для решения оптимальной задачи сброса отработавших ступеней была уточнена модель аналитического решения задачи терминального наведения ракеты-носителя с учетом

дополнительных возмущающих воздействий, вызванных двигательной установкой на твердом топливе, и проведен анализ влияния погрешностей на ошибки выведения применительно к заданным траекториям ракеты.

2. Получены результаты расчетов по определению требуемой минимальной скорости и угла для различных значений дальности полета с учетом ориентировочных значений, указаны значения дальности активного участка полета, высоты точки окончания действия управления, минимальное значение скорости, необходимые для достижения заданной точности падения отработавших ступеней.

3. Рассмотрены основные методы прогнозирования отклонений, коррекции конечных значений параметров движения и управления движением КС, путем изменения угла тангажа.

4. Разработаны алгоритмы расчета параметров движения конструкции ступеней при реализации терминального метода наведения с учетом дополнительных возмущающих воздействий, вызванных двигательной установкой на твердом топливе.

5. С помощью методов современной теории управления исследованы статические и динамические характеристики рассматриваемого двигателя глубокого регулирования как объекта управления.

6. На основании решения задачи выбора подходящей НС, используя теорему Колмогорова, создана НС-модель нестационарной скорости горения топлива, с использованием зависимостей как текущего и прошлых значений входного сигнала, так и значений выходного сигнала, задержанного на соответствующее число периодов дискретизации.

7. На основе данного теоретического базиса, представлена математическая модель движения, а также ее реализация в программной среде Mathcad. Кроме получения новых значений угла тангажа в конце активного участка полета РН, представлены другие возможности моделирования движения.

8. Программная реализация поставленной задачи позволяет визуализировать изменения значений любого параметра, используемого в расчетах, как в течение времени работы двигателя (активного участка полёта), так и увидеть сравнение текущих параметров для различных исходных данных.

9. Сравнительный анализ результатов моделирования синтезированных алгоритмов ССД с помощью частотного метода, сформированного по существующему и предлагаемому методу с помощью интеллектуальных технологий, подтвердил целесообразность применения данного метода, основанного на использовании настроенной НС. Её использование позволяет преодолеть возникающие вследствие нестационарной скорости горения колебательные процессы с требуемым качеством.

10. Разработана модель идентификации параметров ракетного двигателя на твердом топливе с глубоким регулированием тяги на основе искусственной нейронной сети.

11. Полученная модель может быть использована при анализе движения РН на этапе моделирования полёта, если использовать ее до старта ракеты, а также как составная часть вычислительного комплекса системы управления.

ОСНОВНЫЕ РАБОТЫ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в рецензируемых научных журналах и изданиях, входящих в Перечень Высшей аттестационной комиссии Российской Федерации:

1. Зайцев А.В., Аминова Ф.Э. Алгоритм оптимального программного управления летательного аппарата с учетом действующих возмущений // Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления. – М.: ФГУП «НПЦАП», 2019. – №4, с. 65-69

2. Аминова Ф.Э. Исследование стандартов по проектированию информационно-управляющих систем и разработке программного обеспечения ракетной и космической техники. Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления. – М.: ФГУП «НПЦАП», 2020. – №1, с. 63-65

3. Аминова Ф.Э. Исследование эффективности алгоритмов наведения и стабилизации системы управления ракетно-космического комплекса «Старт-1» [Электронный ресурс] // Электрон. журн. «Труды МАИ». – М.: МАИ, 2020. – №111. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=115168>

Публикации в научных журналах и изданиях, включенных в международные системы цитирования SCOPUS, Web of Science:

4. V. Alekseev, A. Yakovlev, F. Aminova, M. Sergeev The study of the complex information systems structure on the coefficient of structural uncertainty basis – Journal of Physics: Conference Series (JPCS), Vol.1399, 2019, Krasnoyarsk, Russian Federation. URL: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/1399/3/033121>

В других изданиях:

5. Зайцев А.В., Лупанчук В.Ю., Аминова Ф.Э. Информационные процессы в задачах навигации подвижного кластера сложных технических систем // Информационные системы и процессы: сб. науч. тр. / под ред. проф. В.М. Тютюнника. – Тамбов; М.; СПб.; Баку; Вена; Гамбург; Стокгольм; Буаке; Варна: изд-во МИНЦ «Нобелистика», 2018. – Вып.18. – 94 с., с.28-37

6. Аминова Ф.Э. Управление процессом разработки модели информационно-управляющей системы // XLIV Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения – 2018». Сборник тезисов докладов. — М.: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2018, Том 2. с.194

7. Аминова Ф.Э. Модель управления процессом разработки интеллектуальной информационно-управляющей системы // 17-ая Всероссийская научно-техническая конференция «Нейрокомпьютеры и их применение». Тезисы докладов. — М.: ФГБОУ ВО МГППУ, 2019, с.113-114

8. Аминова Ф.Э., Половинчук Н.Я., Маркин Е.В. Прогнозирование навигационной информации на основе метода оптимального оценивания. // Научно-технический сборник «Известия» №286.– Балашиха: ВА РВСН имени Петра Великого, 2020. – 320 с., с. 272-275.