

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)» (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 ФГКВУ ВО «Военная академия Ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого» Минобороны РФ

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=157758

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 исследования определяется необходимостью решения научной задачи создания моделей и алгоритмов системы управления (СУ) ракет-носителей (РН), оснащенных двигателями на твердом топливе с глубоким регулированием тяги, способной выводить на околоземную орбиту легкие спутники для решения научных и народно-хозяйственных задач.

Степень разработанности темы исследования.

Вопросам терминального наведения и идентификации параметров двигательной установки посвящено множество трудов. Широко известны научные работы крупных ученых: академика АН СССР Петрова Б.Н., профессора Румянцева Г.Н., профессора Бородавского В.Н., профессора Гаврилова В.С., доктора технических наук Дишеля В.Д., доктора технических наук Жучковой Е.П., лауреата государственной премии Красильщикова М.Н., профессора Лысенко Л.Н., лауреата государственной премии Майборода Л.А., лауреата государственной премии Миронова А.Н., профессора Могилевского В.Д., доктора технических наук Фомина И.В. Исследования в области систем управления летательных аппаратов проводятся в ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт: доцентом Веремеенко К.К., профессором Лебедевым Г.Н., профессором Рыбниковым С.И., доцентом Мулиным П.В.

Разработанный в последние годы совместно учеными Московского института теплотехники и Центра автоматики и приборостроения имени академика Н.А. Пилюгина, твердотопливный двигатель с глубоким регулированием тяги, потребовал усовершенствования модели и алгоритмов терминального наведения ракеты-носителя с учетом дополнительных возмущений, вызванных разбросом параметров двигательной установки.

Анализ и разработке сформулированных вопросов посвящена 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: 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;
3. Разработаны алгоритмы расчета параметров движения конструкции ступеней при реализации терминального метода наведения с учетом дополнительных возмущающих воздействий;

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 (ПМО) системы управления для ракетно-космических систем легкого класса, зачастую не имеющих аналогов в мировой практике. При этом впервые получены следующие **научные результаты**:

разработана модель аналитического решения задачи терминального наведения ракеты-носителя с учетом дополнительных возмущающих воздействий;

разработаны алгоритмы расчета параметров движения конструкции ступеней при реализации терминального метода наведения с учетом дополнительных возмущающих воздействий;

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 содержит в себе 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.

2. Алгоритмы расчета параметров движения конструкции ступеней при реализации терминального метода наведения с учетом дополнительных возмущающих воздействий.

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 секций 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 им. Петра Великого). 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 120 печатных страниц, 12 таблиц и 35 рисунков и 132 наименования использованных источников.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

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

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

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

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

$$\frac{dt}{dt} = 1; t(t_0) = t_0$$

$$\frac{dm}{dt} = \dot{m}; m(t_0) = m_0. \quad (1)$$

$$\frac{d\bar{V}}{dt} = \bar{W} + g; \bar{V}(t_0) = \bar{V}_0,$$

$$\frac{dm}{dt} = \dot{m}; m(t_0) = m_0.$$

В первой характерной точке требуется выполнить условия нулевого отклонения по дальности L и в боковом направлении B от центра области отчуждения, условие не превышения скоростным напором q значения предельно допустимого с точки зрения качества процесса разделения ступеней, условие обнуления баллистического угла атаки в момент разделения.

Во второй характерной точке требуется выполнить условия попадания остатков четвертой ступени в заданный район отчуждения.

В третьей характерной точке в момент t_3 окончания выведения космического аппарата требуется выполнить условие достижения значения скорости V_3^* , соответствующей скорости движения выводимого аппарата по круговой орбите заданной высоты.

Критерием качества процесса выведения, подлежащим максимизации, является масса выводимого полезного груза, что эквивалентно:

$$J = m(t_3) = m_3. \quad (2)$$

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.

Работа модели расчета траектории отклонений падения отделяемых частей ракеты-носителя задается алгоритмом, написанным на языке программирования Python, подобные модели уже существуют и лежат в основе различных алгоритмов. Циклограмма полета ракеты-носителя «Старт», соответствующая модели, приведена на Рисунке 1.

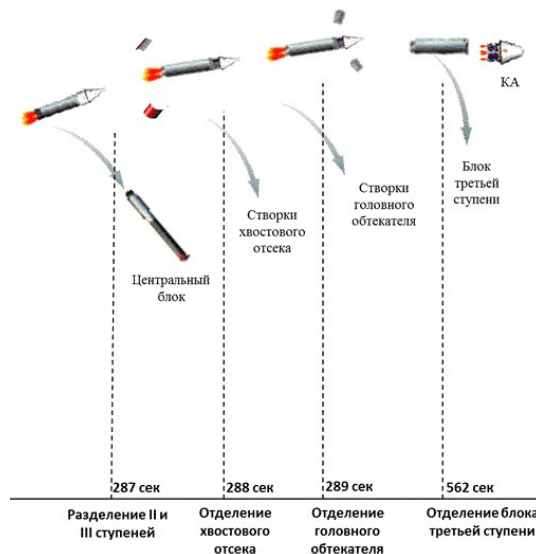


Рисунок 1 – Циклограмма полета РН «Старт»

Движение ракеты-носителя и отделяемой части 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.

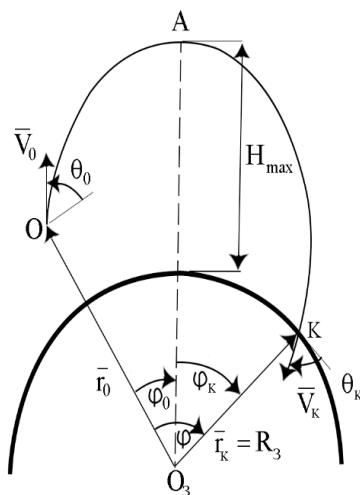


Рисунок 2 – Траектория движения РН «Старт» и ОЧ

Определяем угол тангажа:

$$\operatorname{tg} \varphi_k = \frac{v_k \sin 2|\theta_k|}{1 - v_k \cos^2 \theta_k} \quad (3)$$

Максимальная высота рассчитывается по формуле

$$H_{\max} = r_A - R_3 \quad (4)$$

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

$$t_{DO} = \frac{T}{2\pi} (E - e \sin E), \quad \operatorname{tg} \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \operatorname{tg} \frac{\vartheta}{2} \quad (5)$$

Зоны падения отделяемых частей ракеты-носителя представлены на Рисунке 3.

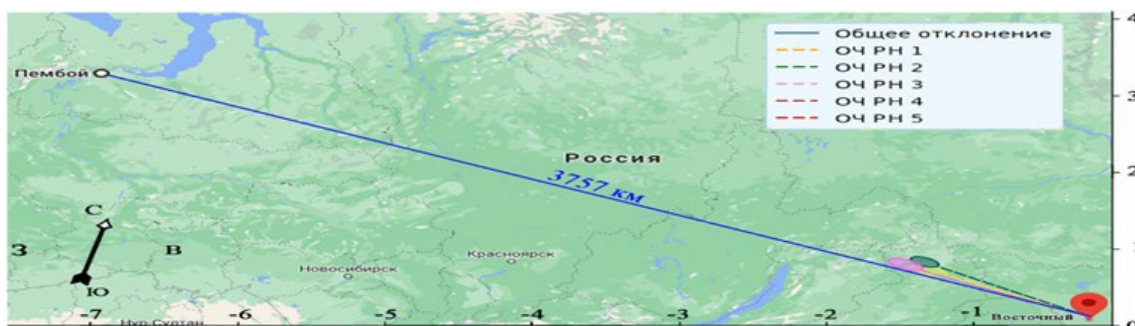


Рисунок 3 – Графическое отображение зон падения ОЧ

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

1. Рассматривается математическая модель движения только последней ступени ракеты-носителя на интервале времени $t_0 \dots t_k$ на внеатмосферном участке траектории.

2. Движение рассматривается только в плоскости пуска F .

3. На траектории полета последней ступени ракеты-носителя сила тяги двигателя:

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

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

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

5. Модель гравитационного поля принимается в виде однородного плоскопараллельного поля.

6. Закон изменения массы принимается:

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

$$m(t) = m_0(1 - \mu); \mu = s \cdot t = \frac{\dot{m}t}{m_0}.$$

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.

7. Движение последней ступени ракеты-носителя рассматривается при постоянном значении угла тангажа, равном его начальному значению ϑ_0 .

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

$$v_\xi(t) = v_0 \cos(\vartheta_0 - \alpha_0) + g P_{уд} \cdot \cos \vartheta_0 \cdot f_v(st) - t \cdot g_0 \cdot \sin \varphi_0; \quad (8)$$

$$v_\eta(t) = v_0 \sin(\vartheta_0 - \alpha_0) + g P_{уд} \cdot \sin \vartheta_0 \cdot f_v(st) - t \cdot g_0 \cdot \cos \varphi_0; \quad (9)$$

$$\xi(t) = \left(R_0 - g_0 \frac{t^2}{2}\right) \cdot \sin \varphi_0 + t \left(v_0 \cos(\vartheta_0 - \alpha_0) + g P_{уд} \cdot \cos \vartheta_0 \cdot f_k(st)\right); \quad (10)$$

$$\eta(t) = \left(R_0 - g_0 \frac{t^2}{2}\right) \cdot \cos \varphi_0 + t \left(v_0 \sin(\vartheta_0 - \alpha_0) + g P_{уд} \cdot \sin \vartheta_0 \cdot f_R(st)\right). \quad (11)$$

Структурно-функциональная схема алгоритмов наведения ракеты-носителя приведена на Рисунке 4.

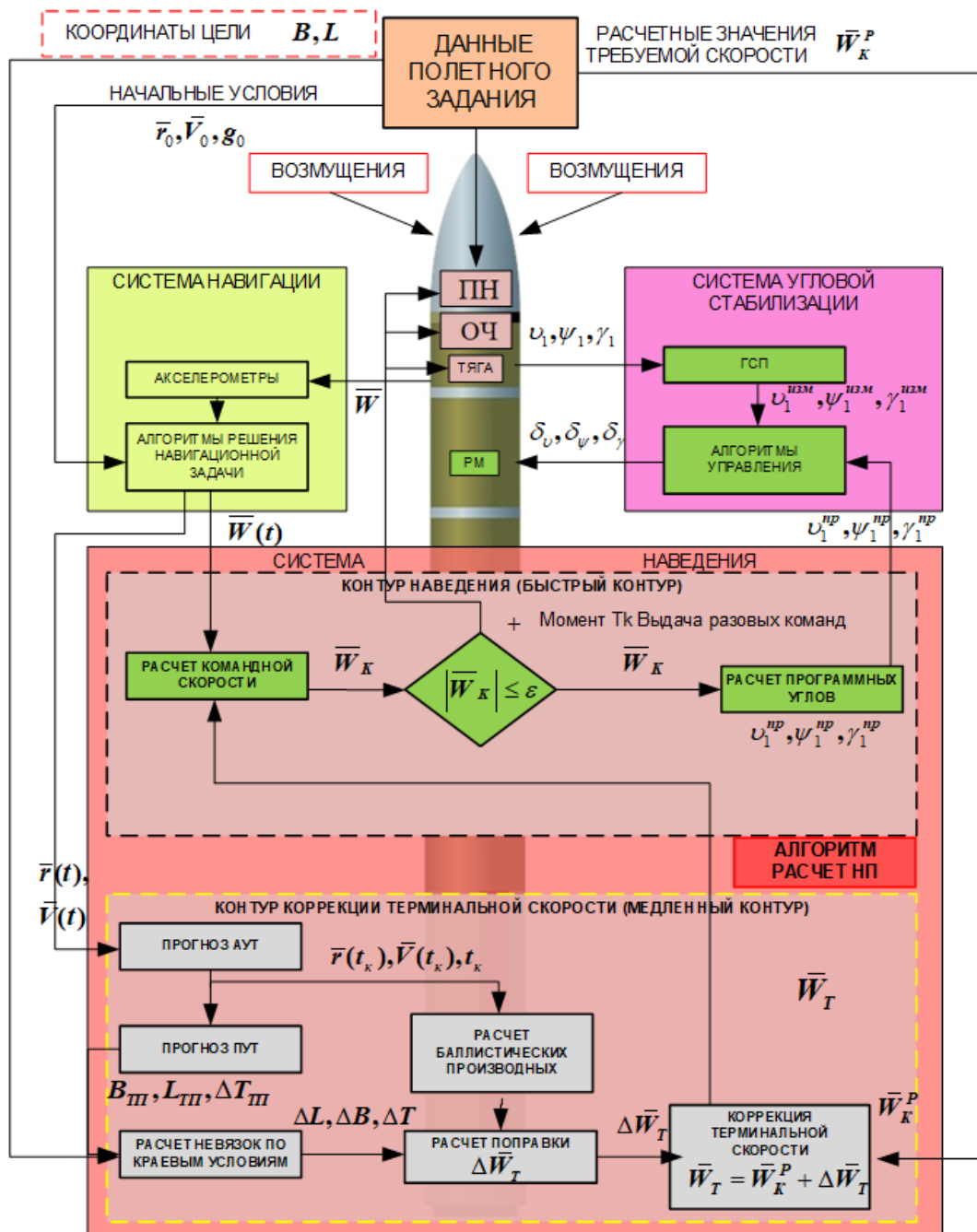


Рисунок 4 – Структурно-функциональная схема алгоритмов наведения РН

На основании уравнений (8-11) примем, что

$$S = \frac{\dot{m}}{m_0} = const, S = \frac{\dot{m}(t)}{m_0} = var, \mu = S \cdot t = \frac{m(t) \cdot t}{m_0} \quad (12)$$

Новое значение угла тангажа рассчитывается согласно блок-схеме на Рисунке 5.

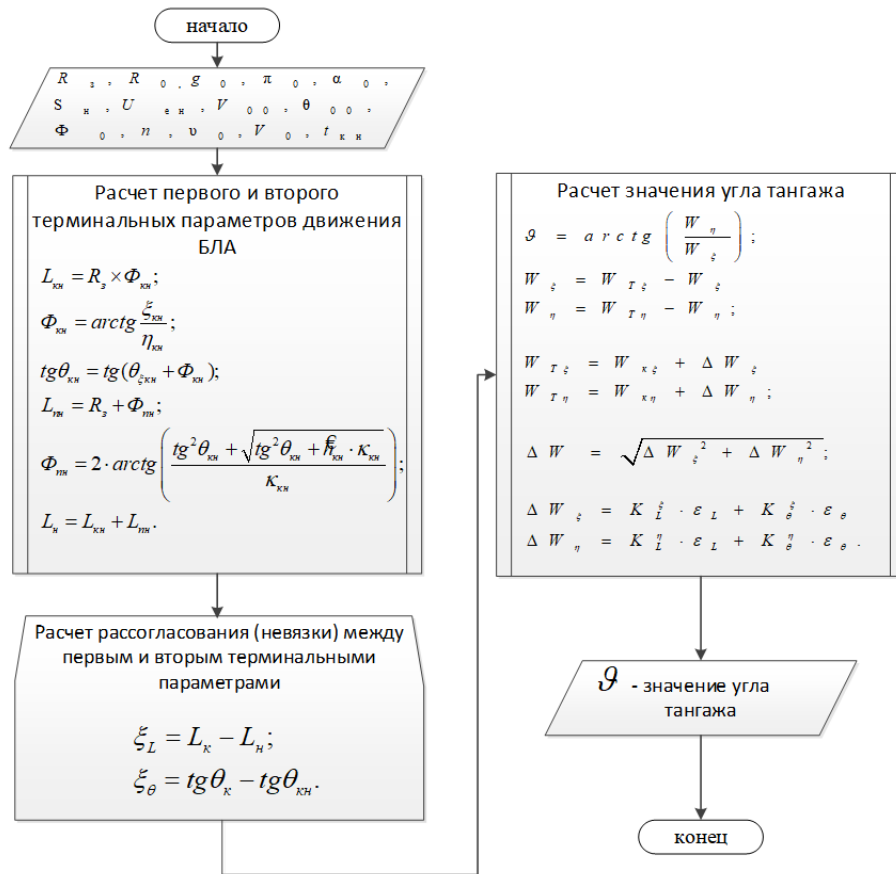


Рисунок 5 – Блок-схема алгоритма расчета нового угла тангажа

Результаты расчетов, значения функций $f_v(\mu_k)$ и $f_R(\mu_k)$ от μ_k , полученные в результате отработки алгоритма 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
$f_R(\mu_n)$	$2,54273 \cdot 10^{-2}$	$5,17551 \cdot 10^{-2}$	$7,9059 \cdot 10^{-2}$	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
$f_R(\mu_n)$	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
$f_R(\mu_n)$	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
$f_R(\mu_n)$	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 , характерных для ракет-носителей различных типов приведены в Таблице 2.

Таблица 2 – Зависимость параметров ракет-носителей

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.

Вычисляется относительная высота:

$$\hat{h}_k = \frac{R_k}{R_g} - 1 \quad (13)$$

Таким образом, дальность точки t_k : $L_k = R_g \Phi_k$, (14)

где $\Phi_k = \arctg \frac{\xi_k}{\eta_k}$; $\Theta_{\xi k} = \arctg \frac{V \eta_k}{V \xi_k}$, $tg \theta_k = tg(\Theta_{\xi k} + \Phi_k)$ (15)

– первый терминальный параметр.

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

$$L = L_k + L_n, \quad (16)$$

где L_n - дальность пассивного участка траектории.

$$L_n = R_3 \Phi_n, \quad (17)$$

$$\Phi_n = 2 \arctg \frac{\tan \theta_k + V \tan \theta_k^2 + \hat{h}_k \gamma}{\gamma_k}, \quad (18)$$

$$\gamma_k = \frac{2\pi o}{R_3} \frac{1 + \tan \theta_k^2}{(1 + \hat{h}_k) \sqrt{k^2}} - (2 + \hat{h}_k), \quad (19)$$

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:

$$\varepsilon_L = L - L_n, \quad (20)$$

$$\varepsilon_{\theta} = tg \theta_k - tg \theta_{кн} \quad (21)$$

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:

$$\begin{cases} \delta W_{\zeta} = \kappa_L^{\zeta} \cdot \varepsilon_L + \kappa_{\theta}^{\zeta} \cdot \varepsilon_{\theta} \\ \delta W_{\eta} = \kappa_L^{\eta} \cdot \varepsilon_L + \kappa_{\theta}^{\eta} \cdot \varepsilon_{\theta} \end{cases} \Rightarrow \delta W = \sqrt{\delta W_{\xi}^2 + \delta W_{\eta}^2} \quad (22)$$

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

$$\begin{cases} W_{т\xi} = W_{кн\xi} + \delta W_{\xi} , \\ W_{т\eta} = W_{кн\eta} + \delta W_{\eta} , \end{cases} \quad (23)$$

$$\begin{cases} W_{к\xi_{ост}} = W_{т\xi} - W_{0\xi} , \\ W_{к\eta_{ост}} = W_{т\eta} - W_{0\eta} , \end{cases} \quad (24)$$

$$v = arctg \frac{W_{\eta_{ост}}}{W_{\xi_{ост}}} \quad (25)$$

и приступает к повторному прогнозированию. Цикл прогноза завершается по условию равенства невязок нулю. Так как в данном исследовании не учтена 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 двигателя глубокого регулирования 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:

$$\begin{cases} \frac{dP}{dt} = \frac{\chi_1 R_{\Gamma} T_P}{W(t)} (\dot{m}_{\Gamma} - \dot{m}_C) \\ \frac{dW}{dt} = U(P)S(e) \\ \frac{de}{dt} = U(P) \end{cases} \quad (26)$$

$$\dot{m}_C = A_1 P(t) \sum_{i=1}^4 \mu F(\delta_i); \quad (27)$$

$$\dot{m}_{\Gamma} = \gamma U(P)S(e). \quad (28)$$

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

Для данной математической модели должны выполняться условия ниже.

Граничные условия:

$$\begin{aligned} P(t_0) &= P_0, P(t_k) = P_{\text{ПР}} \\ W(t_0) &= W_0, W(t_k) = W_{\text{МАХ}} \\ e(t_0) &= e_0, e(t_k) = 0 \end{aligned} \quad (29)$$

$$\text{Искомое управление: } U(t) = f(t, P, W, U). \quad (30)$$

$$\text{Ограничения на управление: } \mu F_i^{\text{MIN}} \leq \mu F_i \leq \mu F_i^{\text{MAX}}. \quad (31)$$

$$\text{Критерий оптимальности: } J = \int_{t_0}^{t_k} (P_K - P_{\text{ПР}})^2 dt \rightarrow \min. \quad (32)$$

Зададим типовые значения параметров математической модели:

$$\text{Начальные условия (при } t=0\text{): } P_0=1; W=W_0; e_0=0. \quad (33)$$

Постоянные значения параметров математической модели: $\gamma; A(k); P_M^N; P_{\text{ПР}}^N; P_{\text{П}}^N$.

Переменные значения параметров математической модели:

$$T_p = 1875 - 1,333 (P_M^N - P_K); R_r = 4022 - 0,333 (P_M^N - P_K), \quad (34)$$

где P_K – текущее давление в камере сгорания;

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

$$U(P) = a_0 + a_1 P_K + a_2 P_K^2 \text{ (мм/с); } a_0 = \text{const}; a_1 = \text{const}; a_2 = \text{const}. \quad (35)$$

Значения теплотерь 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:

$$u_{\text{НС}} = \frac{\frac{W(t)}{\chi_1 R_{\Gamma T_p}} \cdot P_K + A(k) \sum_{i=1}^4 \frac{\mu F_i \cdot P_K}{\sqrt{\chi_1 \chi_2 R_{\Gamma T_p}}}}{S(e) \cdot \gamma}, \quad (36)$$

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 \mathcal{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:

$$x(k+1) = \phi[x(k), P_K(k)]; \quad (37)$$

$$u(k) = \psi[x(k)], \quad (38)$$

где $x(k), P_K(k), u(k)$ обозначают векторы мгновенных значений соответствующих переменных, ϕ и ψ - знаки векторных статистических нелинейных функций ($\phi \in R^n$, $\psi \in R^M$), 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.:

$$|\hat{u}(k) - u(k)| \leq \varepsilon \quad (39)$$

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:

$$\hat{u}(k+1) = f(u(k), P_K(k)), \quad (40)$$

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 6.

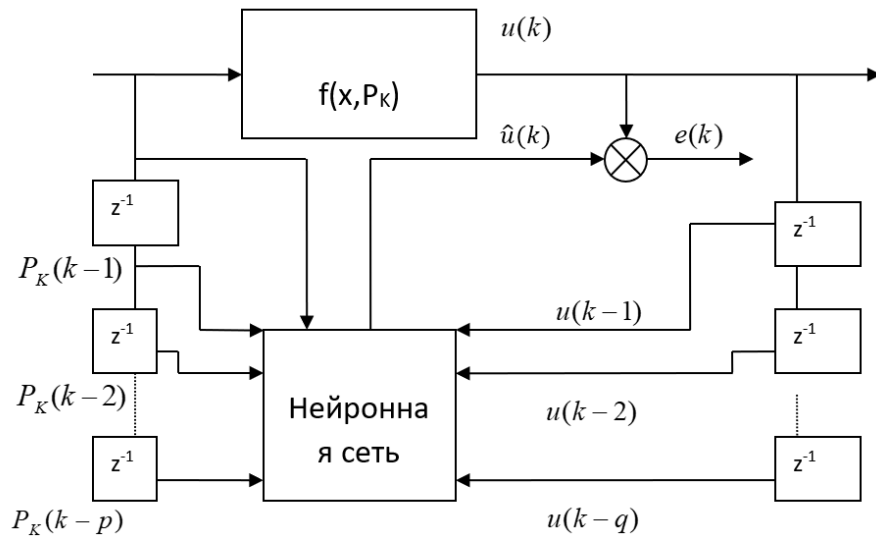


Рисунок 6 – Способ подключения нейронной сети для идентификации динамического объекта

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

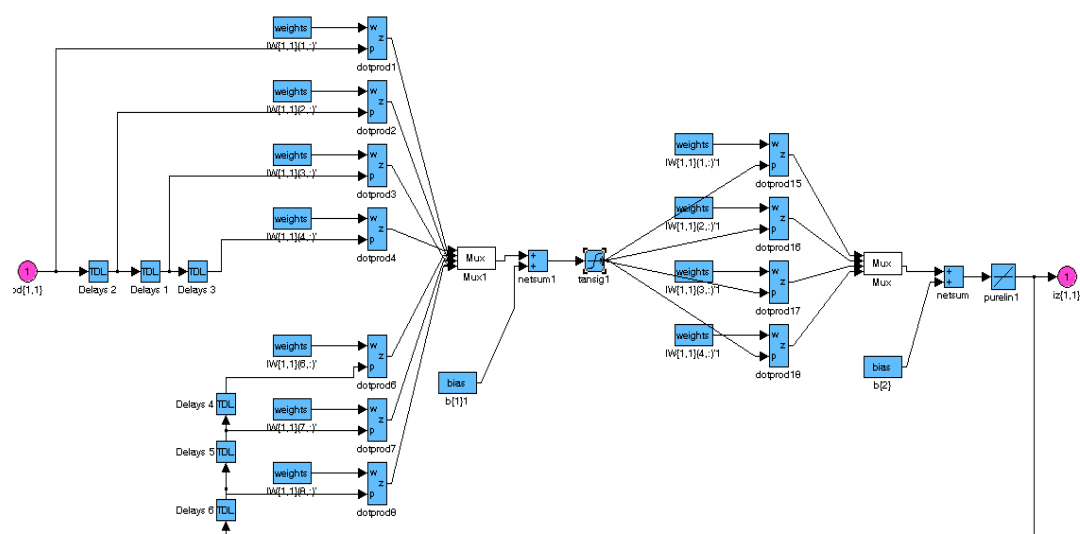


Рисунок 7 – НС-модель зависимости нестационарной скорости горения топлива от давления в камере сгорания.

На Рисунке 8 приведены для сравнения результаты идентификации нестационарной скорости горения топлива путём решения обратной задачи внутренней баллистики и результаты работы нейронной сети по идентификации этой скорости.

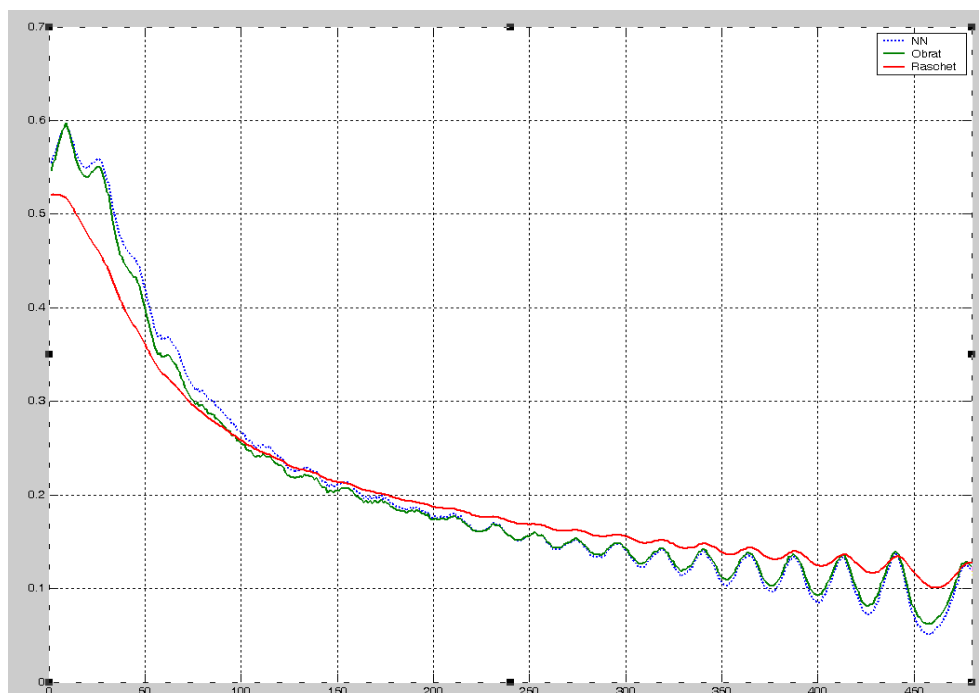


Рисунок 8 – Сравнение результатов идентификации нестационарной скорости горения топлива путём решения обратной задачи внутренней баллистики, результатов работы нейронной сети по идентификации и расчётной скорости горения

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:

$$J = \frac{1}{2} \min \sum_{k=1}^K (\hat{u}(k) - u(k))^2 \quad (41)$$

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 Рисунках 9-11 и в Таблицах 3, 4 представлены процесс перехода от аргумента времени к новому аргументу – проекции вектора кажущейся скорости и обратного преобразования, а также результаты расчета угла тангажа и графики значений угла тангажа при уменьшенном и повышенном расходе топлива.

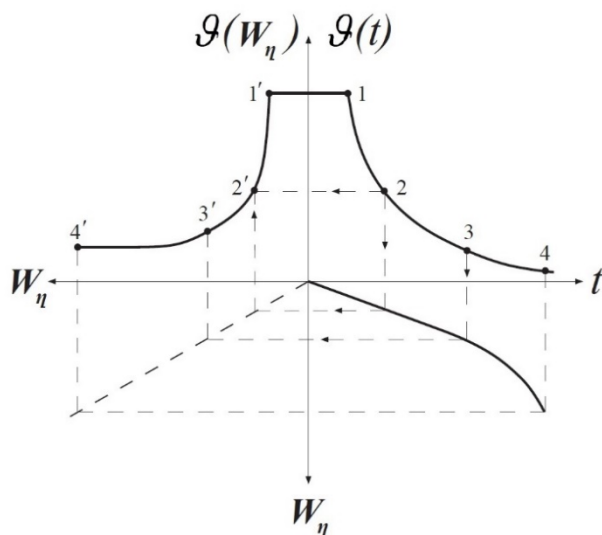


Рисунок 9 – График перехода от $G(t)$ к $G(W_n)$

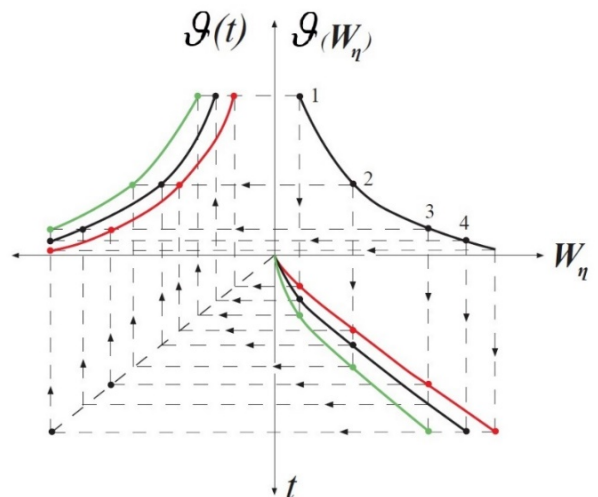


Рисунок 10 – График обратного перехода от $G(W_n)$ к $G(t)$

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°

Продолжение таблицы 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
-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°

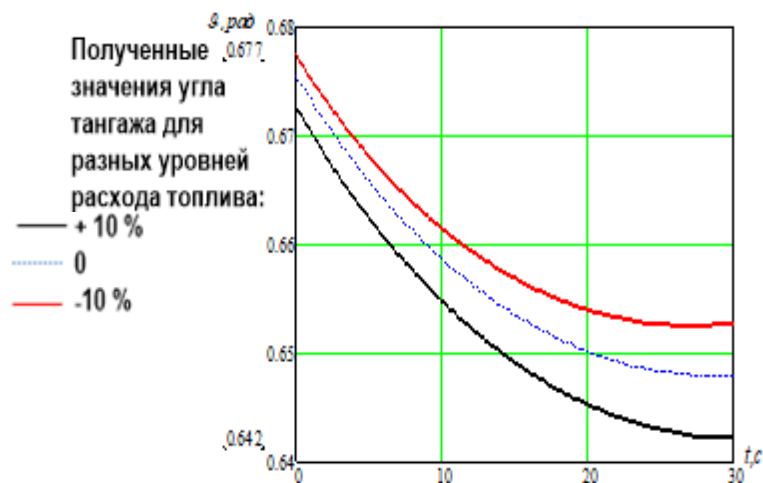


Рисунок 11 – График полученных значений угла тангажа для разных уровней расхода топлива

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 ДГР 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», выпуск №4, 2019, 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», выпуск №1, 2020, с. 63-65

3. Аминова Ф.Э. Исследование эффективности алгоритмов наведения и стабилизации системы управления ракетно-космического комплекса «Старт-1» // Труды МАИ, №111, 2020, 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), 2019

В других изданиях:

5. 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.

6. 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

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. 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