

Федеральное государственное автономное
образовательное учреждение высшего образования
«Пермский национальный исследовательский политехнический университет»

На правах рукописи

Никулин Вячеслав Сергеевич

**УПРАВЛЕНИЕ ВРЕДНЫМИ ВЫБРОСАМИ В МАЛОЭМИССИОННОЙ
КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ОСНОВЕ
НЕЙРОСЕТЕВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ**

2.3.3. Автоматизация и управление технологическими процессами и
производствами

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук, профессор
Южаков Александр Анатольевич

Пермь – 2025

Оглавление

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ.....	5
ВВЕДЕНИЕ.....	6
ГЛАВА 1. АНАЛИЗ ПРЕДМЕТНОЙ ОБЛАСТИ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ ИССЛЕДОВАНИЯ.....	13
1.1 Обзор камер сгорания ГТД и определение малоэмиссионной камеры	13
1.2 Зоны горения в камере сгорания и режимы срыва пламени	17
1.3 Механизмы образования оксидов азота в малоэмиссионной камере сгорания.....	19
1.4 Требования к выбросам вредных веществ газотурбинных двигателей	23
1.5 Способы снижения концентрации выбросов оксидов азота за камерой сгорания.....	26
1.6 Методы измерения эмиссии выбросов оксидов азота.....	28
1.7 Обзор математической модели эмиссии оксидов азота	36
1.8 Постановка задачи исследования	41
1.9 Выводы по первой главе.....	42
ГЛАВА 2. УПРАВЛЕНИЕ ВРЕДНЫМИ ВЫБРОСАМИ МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ	43
2.1 Синтез метода и системы управления камерой сгорания.....	43
2.1.1 Разработка метода управления концентрацией эмиссии оксидов азота ..	43
2.1.2 Разработка системы управления КС	47
2.1.3 Способ построения и структура виртуального измерителя оксидов азота на базе персептрона	53
2.1.4 Способ построения и структура адаптивного виртуального измерителя оксидов азота на базе персептрона.....	60

2.1.5 Способ построения и структура виртуального измерителя температуры на базе нечеткой логики	65
2.1.6 Способ построения и структура адаптивного виртуального измерителя температуры на базе нечеткой логики	71
2.2 Выводы по второй главе	75
ГЛАВА 3. МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЭМИССИЕЙ ОКСИДОВ АЗОТА	77
3.1 Синтез модели системы управления концентрацией эмиссии оксидов азота в программном пакете Matlab Simulink	77
3.1.1 Блок «Задание параметров»	79
3.1.2 Блок «Объект управления»	82
3.1.3 Блок «РЭД»	84
3.1.3.1 Блок «МЭКС»	86
3.2 Выбор целевой функции, критерия и показателей качества САУ КС	89
3.3 Постановка эксперимента	92
3.3.1 Проведение эксперимента в нормальных условиях	98
3.3.2 Проведение эксперимента в нормальных условиях при воздействии флуктуационных помех	103
3.3.3 Проведение эксперимента в нормальных условиях при воздействии импульсных помех	109
3.3.4 Проведение эксперимента в нормальных условиях при деградации элементов	115
3.3.5 Проведение эксперимента в нормальных условиях при влиянии отказов измерителей	121
3.3.6 Проведение комплексного эксперимента в изменяющихся внешних условиях при помехах, деградации и отказах	128

3.4 Анализ результатов экспериментов	132
3.5 Выводы по третьей главе.....	136
ГЛАВА 4. АПРОБАЦИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЭМИССИЕЙ ОКСИДОВ АЗОТА НА СЕРТИФИКАЦИОННОЙ МОДЕЛИ ГТД ПОВЫШЕННОЙ ТЯГИ	138
4.1 Описание стенда для моделирования выбросов оксидов азота в САУ ГТД повышенной тяги с системой FADEC.....	138
4.2 Постановка эксперимента	141
4.2.1 Проведение эксперимента в нормальных условиях	144
4.2.2 Проведение комплексного эксперимента в изменяющихся внешних условиях при помехах, деградации и отказах	148
4.3 Анализ результатов экспериментов.....	153
4.4 Выводы по четвертой главе.....	156
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	157
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	159
ПРИЛОЖЕНИЕ А	176
ПРИЛОЖЕНИЕ Б.....	177
ПРИЛОЖЕНИЕ В	178
ПРИЛОЖЕНИЕ Г	179
ПРИЛОЖЕНИЕ Д	180
ПРИЛОЖЕНИЕ Е.....	182
ПРИЛОЖЕНИЕ Ж.....	188

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

САУ	—	система автоматического управления;
СКО	—	средняя квадратическая ошибка;
UNC	—	углеводороды;
ГТД	—	газотурбинный двигатель;
КС	—	камера сгорания;
МЭКС	—	малоэмиссионная камера сгорания;
ТВС	—	топливно-воздушная смесь;
ЛА	—	летательный аппарат;
ИКАО	—	международная организация гражданской авиации;
ВНА	—	входной направляющий аппарат;
ВПЦ	—	взлетно-посадочный цикл;
БДЭД	—	банк данных эмиссии двигателей;
НДИК	—	недисперсионный инфракрасный;
НДУФ	—	недисперсионный ультрафиолетовый;
ИК	—	инфракрасный;
УФ	—	ультрафиолетовый;
СВПЦ	—	спектральный визуализатор процесса сгорания;
МСА	—	международная стандартная атмосфера;
РЭД	—	регулятор электронный двигателя;
НР	—	нечеткий регулятор;
ННИ	—	нейро-нечеткий измеритель;
НС	—	нейронная сеть;
РТ	—	рабочая точка;
ФП	—	функция принадлежности;
ПМГ	—	полетный малый газ;
ЗМГ	—	земной малый газ;
ПС	—	продукты сгорания;

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования. Развитие авиационной промышленности и летательных аппаратов напрямую зависит от реализации систем автоматического управления (САУ) газотурбинными двигателями. В соответствии с «Транспортной стратегией Российской Федерации до 2030 года» выбросы оксидов азота признаны серьезной проблемой для окружающей среды из-за их пагубного воздействия на качество воздуха и изменение климата. Поскольку авиационная отрасль продолжает развиваться, авиаперелеты становятся все более доступными, растет необходимость совершенствования методов управления концентрацией эмиссией оксидов азота.

Выполнение требований по снижению выбросов предполагает их измерение, но это невозможно по причине отсутствия соответствующих измерительных приборов и технологий в условиях полета. При использовании метода косвенных измерений для обеспечения высокой точности необходимо использовать мощные вычислительные средства, но это затруднительно при практической реализации в существующих регуляторах электронных двигателя (РЭД). Уменьшение требований к вычислительным системам приводит к снижению точности. Задачей диссертационного исследования является создание комплексных систем управления, обеспечивающих снижение вредных выбросов и функционирующих на современных интеллектуальных принципах управления. Это позволит эффективно решить задачу снижения выбросов оксидов азота, экономии и эффективного сжигания топлива, обеспечения тяги, снижения эксплуатационных затрат авиационных ГТД.

Степень разработанности темы. Значимый вклад в исследовании систем автоматического управления (САУ) силовых установок на базе авиационного ГТД внесли отечественные и зарубежные ученые: В.Г. Августинovich, Ф.Д. Гольберг, О.С. Гуревич, Ю.М. Гусев, С.Д. Земляков, Г.Г. Куликов, В.Ю. Рутковский, Б.А. Черкасов, А.А. Шевяков, R. Hill, R. Berry, T. Druce, J.R. Roach, G. Campa A. Saurabh и другие, однако они недостаточно исследовали проблему вредных выбросов.

В работах В.Г. Августиновича, R. Hill, R. Berry, Ю.К. Титова, Ю.М. Гусева при проектировании систем управления ГТД не учитываются требования к управлению камерой сгорания на затрачиваемые ресурсы РЭД, условия работы в «жестком реальном времени», стохастические неопределенности, влияющие на объект управления (переменные параметры температуры, содержание кислорода в атмосфере, давления окружающей среды и т.д.), а также поведение датчиков и исполнительных механизмы (неконтролируемые изменения расхода топлива в дозаторе из-за изменения плотности топлива вследствие изменения температуры или марки топлива), что оказывает существенное влияние на объем выбросов оксидов азота.

Способами измерений концентрации эмиссии вредных веществ в камерах сгорания ГТД занимались М.Л. Скрябин, Д.П. Ткаченко, Т.С. Мильтон, О.Б. Гаджиев, С.Д. Земляков, W.G. Lamont и др., но используемые в работах способы измерения эмиссии оксидов азота обладают существенными недостатками, а именно: измерения эмиссии оксидов азота осуществляются только на стационарном испытательном стенде, малая избирательность и большая длительность измерений и т.д. А главное, измерения в условиях полета летательного аппарата не производятся.

Применению нейросетевых регуляторов в алгоритмах управления авиационными двигателями посвящены работы авторов В.И. Васильева, Сигеру Омату, Марзуки Халид, Д. Гроппа, Е.А. Муравьевой, Ю.Н. Хижнякова, А.А. Южакова. В развитие работ данных авторов предлагается введение новых методов адаптации функций принадлежности нейросетевых регуляторов в САУ ГТД.

Поэтому создание модифицированной структуры САУ обеспечивающей управление эмиссией вредных веществ ГТД в режиме «жесткого реального времени», с сохранением газодинамической устойчивости горения в условиях изменения внешней среды и параметров САУ, является актуальным.

Объект исследования – система автоматического управления малоэмиссионной камерой сгорания газотурбинного двигателя (ГТД).

Предмет исследования – метод управления концентрацией выбросов эмиссии оксидов азота в камере сгорания ГТД.

Цель диссертационной работы заключается в разработке метода управления концентрацией выбросов при применении адаптивных нейронных виртуальных измерителей оксидов азота и температуры в условиях «жесткого реального времени» с учетом изменения параметров окружающей среды и системы управления.

Задачи исследования. Для достижения указанной цели в рамках диссертационной работы были поставлены и решены следующие основные задачи:

1. Проведен анализ принципов измерения и управления выбросами оксидов азота.
2. Разработан метод управления концентрацией эмиссии оксидов азота основанный на оценке состояний «виброгорения» и «бедного» срыва, отвечающий требованиям систем «жесткого реального времени» с учетом влияния внешней среды и характеристик САУ на базе нейросетевого подхода.
3. Предложен способ построения и структуры виртуальных измерителей температуры камеры сгорания на базе ANFIS-сети и эмиссии оксидов азота на базе персептрона с учетом адаптации к режимам работы ГТД.
4. Разработан способ коррекции расхода топлива в коллекторах с учетом переходных режимов и устойчивой работы камеры сгорания за счет применения регулятора концентрации эмиссии оксидов азота в системе автоматического управления ГТД.
5. Выполнено внедрение разработанной системы автоматического управления концентрацией эмиссии оксидов азота и виртуальных измерителей температуры камеры сгорания, оксидов азота и регулятора в систему управления ГТД повышенной тяги.

В работе получены следующие новые научные результаты:

1. Предложен оригинальный метод управления концентрацией эмиссии оксидов азота основанный на оценке состояний «виброгорения» и «бедного» срыва, отличающийся тем, что оценка концентрации производилась с применением

нейронной сети, что позволило сократить затрачиваемые ресурсы РЭД и производить управление концентрацией эмиссии оксидов азота с учетом «жесткого реального времени»;

2. Разработаны способ построения и структуры адаптивных виртуальных нейросетевых измерителей: температуры в первой зоне камеры сгорания и эмиссии оксидов азота, отличающиеся тем, что в процессе эксплуатации камеры сгорания происходит подстройка коэффициентов градуировочной характеристики, что обеспечивает коррекцию оценки эмиссии оксидов азота и температуры с учетом «жесткого реального времени» в полетных условиях при ограниченных ресурсах РЭД.

3. Разработан способ коррекции расхода топлива в коллекторах камеры сгорания отличающийся от известных тем, что перераспределение топлива по коллекторам осуществляется с учетом переходных режимов и устойчивой работы камеры сгорания за счет введения обратной связи по значениям эмиссии оксидов азота в систему автоматического управления ГТД, что позволило существенно снизить выбросы оксидов азота в изменяющихся условиях эксплуатации двигателя.

Теоретическая значимость заключается в совершенствовании методов синтеза систем автоматического управления камерой сгорания авиационного ГТД. Предложенный метод управления камерой сгорания основан на применении оригинального способа и алгоритмов построения виртуальных нейросетевых измерителей оксидов азота и температуры для сложных недетерминированных систем управления ГТД с учетом ограничений вычислительных мощностей и требований работы в «жестком реальном времени». Реализация способа коррекции расхода топлива в коллекторах камеры сгорания позволила учесть изменяющиеся условия эксплуатации, параметры САУ и повысить качество управления эмиссией оксидов азота с сохранением газодинамической устойчивости ГТД.

Практическая значимость. Применение разработанных в диссертации структуры САУ и метода управления концентрацией эмиссии оксидов азота позволило обеспечить выбросы оксидов азота в пределах 18 кг за взлётно-посадочный цикл, согласно требованиям международных стандартов.

По результатам экспериментальных исследований САУ концентрацией эмиссии оксидов азота показала преимущество в 4,55% при нормальных условиях и до 81% в условиях комплексного эксперимента, учитывающего изменяющиеся внешние условия, помехи, деградацию и отказ измерителя расхода топлива G_t , на сертифицированном стенде ГТД.

Реализация адаптивного виртуального нечеткого измерителя температуры камеры сгорания позволила снизить инерционность измерений на 5-7%, а также повысить точность: среднеквадратическая ошибка (СКО) уменьшилась на 89%.

Благодаря применению нового подхода к построению виртуального адаптивного измерителя оксидов азота на базе персептрона удалось осуществлять измерение эмиссии с высокой точностью при незначительном увеличении времени измерения (на 0,36 мс). При этом количество операций при построении нейронной сети на вычислительном устройстве сократилось на 89,8% (с 362 до 37 ед.), что обеспечило выполнение временных ограничений проектируемой системы управления.

Результаты диссертационной работы использованы при проектировании и реализации элементов систем автоматического управления авиационного газотурбинного двигателя (САУ ГТД) повышенной тяги, в рамках договоров с АО «ОДК-СТАР» в 2019-2021 г.

Результаты работы также внедрены в учебный процесс кафедры «Автоматика и телемеханика» Пермского национального исследовательского политехнического университета по направлению подготовки 27.04.04 «Управление в технических системах» в рамках лабораторных практикумов в составе заданий по проектированию интеллектуальных систем управления, для режима реального времени в условиях ограниченных вычислительных мощностей платформы. Проведенные исследования применены в дисциплине «Современные проблемы теории управления» с использованием среды моделирования Matlab Simulink.

Методы исследования:

Выполненные исследования основываются на теории автоматического управления, теории нечеткого управления, теории нейронных сетей,

математическом моделировании динамических систем и обработки результатов эксперимента, а также на использовании пакета инженерного математического комплекса Matlab Simulink и подтверждаются результатами внедрения.

Положения, выносимые на защиту:

1. Метод управления концентрацией эмиссии оксидов азота основанный на оценке состояний «виброгорания» и «бедного» срыва на базе нейросетевого подхода с учетом «жесткого реального времени» (п. 5 паспорта специальности);

2. Способ построения и структуры виртуальных измерителей температуры камеры сгорания на базе ANFIS-сети и эмиссии оксидов азота на базе персептрона с учетом адаптации к режимам работы ГТД (п. 12 паспорта специальности);

3. Способ коррекции расхода топлива в коллекторах камеры сгорания с учетом переходных режимов и устойчивой работы камеры сгорания за счет введения обратной связи по значениям эмиссии оксидов азота в САУ ГТД (п. 5 паспорта специальности);

4. Результаты внедрения разработанной системы автоматического управления концентрацией эмиссии оксидов азота и виртуальных измерителей температуры камеры сгорания, оксидов азота и регулятора в систему управления ГТД повышенной тяги.

Область исследования соответствует п. 5, 12 паспорта научной специальности 2.3.3. Автоматизация и управление технологическими процессами и производствами.

Достоверность и обоснованность полученных результатов.

Полученные в диссертации результаты не противоречат теоретическим положениям, известным из публикаций других авторов, подтверждаются результатами научных расчетов, математического моделирования и верификации полученных результатов, а также экспериментальными данными, полученными в ходе внедрения САУ подачи топлива в камеру сгорания ГТД повышенной тяги.

Апробация работы. Основные результаты диссертационной работы представлялись и обсуждались на: XLVI международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения – 2020» (2020 г., Москва), международной

конференции «Интеллектуальные системы в науке и технике. Искусственный интеллект в решении актуальных социальных и экономических проблем XXI века» (2020 г., Пермь), всероссийской научно-технической конференции «Автоматизированные системы управления и информационные технологии» (2020 г., Пермь), VII всероссийской научно-практической конференции с международным участием (2021 г., Пермь), международной конференции «Искусственный интеллект в решении актуальных социальных и экономических проблем XXI века» (2021, Пермь), международной конференции IEEE Conference of Russian Young Researchers in Electrical and Electronic Engineering (ElConRus) (2021 и 2022 г. Санкт-Петербург).

Публикация результатов.

По материалам диссертационной работы опубликовано 15 научных работ, в том числе 7 статей в журналах из перечня ведущих рецензируемых научных изданий, в том числе 3 статьи индексированных в международной базе цитирования Scopus, одно свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ.

Объем и структура работы.

Диссертация состоит из введения, четырех глав с изложением результатов теоретических и экспериментальных исследований, заключения, списка использованных источников из 128 наименований и 7 приложений. Работа содержит 175 страниц машинописного текста, 83 рисунка, 38 таблиц и приложения на 14 страницах.

ГЛАВА 1. АНАЛИЗ ПРЕДМЕТНОЙ ОБЛАСТИ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ ИССЛЕДОВАНИЯ

1.1 Обзор камер сгорания ГТД и определение малоэмиссионной камеры

Надежная и эффективная работа авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) определяется комплексом взаимосвязанных узлов и систем [1-2]. В типовой схеме ГТД обычно выделяют компрессор, камеру сгорания (КС), турбину и сопло (рисунок 1.1). Компрессор обеспечивает сжатие воздуха до необходимого давления, турбина отбирает энергию газов, а сопло формирует реактивную тягу. Однако центральное звено, где топливо преобразуется в тепловую энергию и в значительной мере формируются экологические показатели двигателя, – это камера сгорания. Именно здесь закладываются основные условия для эффективного, стабильного и, при современных требованиях, малотоксичного горения топлива.

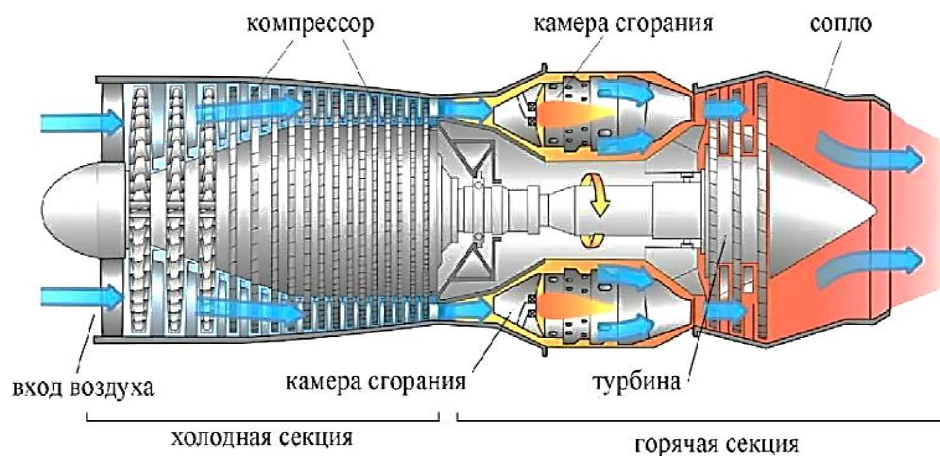


Рисунок 1.1 – Функциональные узлы ГТД

Камера сгорания – это элемент ГТД, предназначенный для преобразования химической энергии топлива в тепловую за счет процесса горения [3]. В камере происходит смешение топлива с воздухом, воспламенение топливовоздушной смеси (ТВС) и формирование горячих продуктов сгорания (ПС), направляемых далее на турбину. Температура в камере может достигать 2200 К, а давление

десятков атмосфер, что требует применения жаростойких материалов и эффективного охлаждения конструкции [4].

КС в ГТД можно классифицировать по разным признакам, исходя из конструктивных, технологических и функциональных особенностей [5, 6]. Ниже приведены основные критерии деления:

По геометрической структуре выделяют [6]:

- трубчатые (кановые, «can-type»). Представляют собой несколько отдельных жаровых труб, каждая с собственной топливной форсункой. Достоинство такой схемы – относительная простота наладки и ремонтпригодности каждой трубчатой секции. Недостаток – увеличенные габариты и масса;

- кольцевые (аннулярные). Выполнены в виде единой кольцевой камеры, по периметру которой равномерно расположены форсунки топлива. Преимущества: компактность, уменьшенная масса и более равномерное поле температур. Недостатки: повышенная термонагруженность стенок и сложность изготовления; Достоинством является возможность температурного дожигания вредных веществ таких как CO, NO_x, несгоревшие углеводороды, и т. д.

- трубчато-кольцевые («can-annular»). Комбинируют преимущества кольцевой геометрии и отдельных жаровых труб: внутри общей внешней оболочки размещены несколько жаровых труб, соединённых за выходной частью в общее кольцевое пространство.

По методу организации рабочего процесса [7]:

- диффузионные. Топливо и воздух смешиваются и воспламеняются непосредственно в зоне горения. Обладают сравнительно простой конструкцией, но имеют повышенный уровень образования оксидов азота (NO_x) из-за местных высокотемпературных зон;

- предварительного смесеобразования («lean premixed»). Топливо смешивается с воздухом до поступления в зону горения, что позволяет снизить пиковую температуру пламени и, следовательно, уменьшить выбросы NO_x. Недостатком является риск самовоспламенения в каналах подачи при неправильном подборе параметров;

– гибридные. Сочетают дежурный (диффузионный) факел и зоны предварительного смесеобразования: часть топлива сгорает в факеле для стабилизации пламени, а остальное в более обеднённой смеси, что снижает уровень токсичных выбросов.

По способу подачи воздуха и топлива:

– однозонные. Имеют одну зону горения с постепенным дозированием воздуха: часть – на горение, часть – на охлаждение. Применяется в относительно простых ГТД с невысоким параметром температуры газа.

– многозонные. Включают первичную, вторичную и другие зоны сгорания. Это обеспечивает более полное и равномерное выгорание топлива, а также уменьшение вредных выбросов за счёт более тонкой настройки состава топливовоздушной смеси в каждой зоне.

По уровню токсичных выбросов:

– стандартные (традиционные). Допускают более высокие выбросы NO_x и CO , ориентированы на надёжное воспламенение и стабильную работу на всех режимах;

– малоэмиссионные (Low NO_x). Оснащаются системами предварительного смешения топлива с воздухом, специальными форсунками, многоступенчатыми схемами или катализаторами для подавления оксидов азота и других вредных веществ.

В практике авиастроения наиболее широкое распространение получили кольцевые и трубчато-кольцевые КС, так как они обеспечивают удовлетворительную надёжность и компактность, а при правильной организации горения позволяют достичь умеренных показателей по выбросам [8].

В работе будет рассматриваться построение системы автоматического управления камерой сгорания перспективных двигателей гражданской авиации повышенной тяги.

В анализируемых [8, 9] перспективных двигателях производства АО «ОДК-СТАР», применяется кольцевая многозонная малоэмиссионная камера сгорания (рисунок 1.2), которая и будет являться объектом исследования. Рассматриваемая камера сгорания отвечает современным экологическим требованиям (низкий

уровень выбросов NO_x , CO и несгоревших углеводородов) и обеспечивает более равномерное температурное поле, что положительно сказывается как на ресурсе горячей части двигателя, так и на снижении токсичности выхлопных газов.



Рисунок 1.2 – Структура кольцевой малоэмиссионной камеры сгорания ГТД

Основные особенности конструкции малоэмиссионной кольцевой КС:

- предварительное смесеобразование или частичное смешение топлива и воздуха до поступления в основную зону горения;
- многоступенчатая подача топлива, позволяющая гибко регулировать топливно-воздушное соотношение на разных режимах работы двигателя между различными коллекторами, выделяют диффузионный коллектор, обеспечивающий тягу двигателя и гомогенный коллектор, поддерживающий температуру в зоне горения;

- современные распылители/форсунки с несколько углубленными зонами завихрения, что способствует более однородному перемешиванию топлива и воздуха;
- повышенная термостойкость жаровых деталей и эффективное охлаждение коллекторов и стенок камеры за счет продуманной системы подачи воздуха.

Малоэмисионной КС (МЭКС) принято считать такую камеру, продукты сгорания (ПС) на выходе из которой содержат минимальное количество токсичных веществ, определяемое требованиями международных организаций, ответственных за чистоту окружающей среды [9].

1.2 Зоны горения в камере сгорания и режимы срыва пламени

Для обеспечения надёжной и эффективной работы газотурбинного двигателя особое значение имеет устойчивость процесса горения в КС. Нарушения этого процесса могут привести к так называемым срывам пламени, представляющим серьёзную угрозу для стабильной работы двигателя и безопасности эксплуатации воздушного судна.

Под «срывом пламени» (flame blowout) понимают утрату стабильности горения, при которой топливно-воздушная смесь перестаёт воспламеняться в зоне сгорания. Это приводит к потере тяги и может требовать экстренных действий по перезапуску двигателя.

– «Полный бедный срыв» (lean blowout) возникает при избыточном количестве воздуха в камере сгорания, когда коэффициент избытка воздуха камеры сгорания становится слишком большим (сильно обеднённая смесь). Пламя гаснет из-за недостатка топлива в местных зонах горения и снижения температуры смеси ниже предела воспламенения.

– «Частичный бедный срыв» пламени – это локальное или сегментарное гашение пламени в отдельных участках камеры сгорания, при котором общая реакция горения ещё сохраняется. В такой ситуации часть форсунок или секторов камеры сгорания (КС) не поддерживает горение, тогда как остальная часть камеры продолжает работать.

– Вибрационное горение (комбустсионная акустическая неустойчивость) – режим, при котором в камере сгорания возникают самоподдерживающиеся колебания давления и тепловыделения, часто в диапазоне слышимых или ультразвуковых частот. Эти колебания усиливаются за счёт взаимной положительной обратной связи между колебаниями давления и интенсивностью горения, что может привести к механической разрушительной нагрузке на элементы конструкции КС.

В конструкции камеры сгорания газотурбинного двигателя принято выделять несколько основных функциональных зон, каждая из которых играет определённую роль в обеспечении устойчивого горения (рисунок 1.3), полного сгорания топлива и допустимого температурного режима на выходе в турбину.

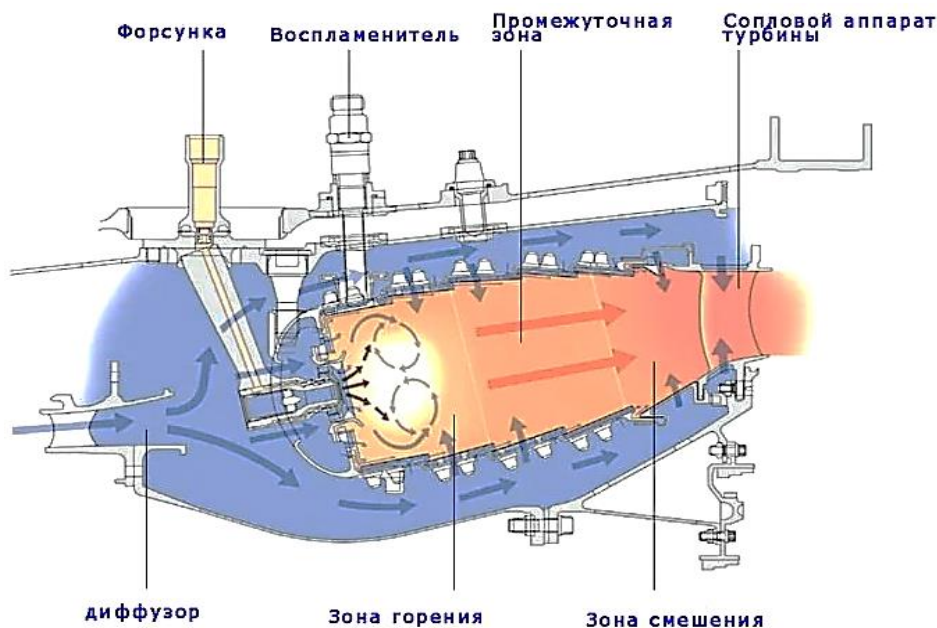


Рисунок 1.3 – Камера сгорания и зоны горения пламени

Зона горения – область камеры сгорания, где происходит основное тепловыделение. В этой зоне, сразу после форсунок, топливовоздушная смесь воспламеняется с помощью воспламенителя (искрового свечения или пускового факела). Благодаря завихрённому потоку воздуха формируются рециркуляционные вихри, стабилизирующие пламя в зоне горения. В этой области поддерживается высокая температура (порядка 1800-2200 К), а смесь подбирается так, чтобы

обеспечить полное сгорание топлива. Состав воздуха в этой зоне составляет примерно 30-35% от общего поступающего объёма.

Промежуточная зона представляет собой переходный участок между основной зоной горения и зоной смешения. В ней завершается процесс дожигания топлива и продуктов неполного сгорания, таких как NO_x , CO и несгоревшие углеводороды и др. Сюда поступает дополнительный воздух (вторичный воздух) через специальные отверстия в жаровой трубе, который способствует обеднению смеси и снижению температуры.

Зона смешения – заключительная часть камеры сгорания перед сопловым аппаратом турбины. В эту зону подаётся оставшийся воздух, не участвовавший в горении, с целью охлаждения продуктов сгорания до допустимой температуры на входе в турбину. Кроме того, поступающий воздух обеспечивает охлаждение стенок жаровой трубы по пленочному принципу, предохраняя их от перегрева. Зона смешения также способствует выравниванию температурного поля, что критически важно для предотвращения тепловой неравномерности и увеличения ресурса лопаток турбины.

Ниже представлены механизмы образования оксидов азота в малоэмиссионной КС ГТД.

1.3 Механизмы образования оксидов азота в малоэмиссионной камере сгорания

С целью контроля концентрации эмиссии (выбросов) в 1986 г. комитетом по защите окружающей среды от воздействия авиации, Международной организации гражданской авиации (ICAO) были введены первые нормы на эмиссию. Обеспечение перспективных норм для выхлопных газов за стандартный взлетно-посадочный цикл возможно только при условии использования новых малоэмиссионных технологий сжигания топлива [10].

В авиационных газотурбинных двигателях (ГТД) используется топливо нефтяного происхождения – керосин, состоящий преимущественно из углерода (84-86%) и водорода (14-16%). В процессе его сгорания в воздушной среде,

включающей около 21% кислорода и 73% азота, образуются различные вредные соединения. Основными продуктами загрязнения атмосферы являются оксиды азота (NO_x), в которых азот может проявлять валентность от одного до пяти, и оксиды углерода (CO), возникающая при неполном сгорании топлива. Кроме этого, в меньших количествах формируются также несгоревшие углеводороды (C_xH_y), сернистые соединения (SO_x), кислотные компоненты (например, HCl), а также твердые частицы – дым и сажа [10].

Количество отдельных выбросов, как правило, измеряют в граммах токсичных веществ на 1 кг сгоревшего топлива или на 1 м³ образовавшихся продуктов сгорания, в объёмных долях концентрации загрязняющего вещества (ppm) на миллионную часть объема газовой смеси в продуктах сгорания топлива [12].

Известно, что радикальным способом борьбы с образованием оксидов азота является температурное дожигание топлива в промежуточной зоне горения, но повышение температуры и давления газа в промежуточной зоне горения может резко увеличиться выброс оксидов азота, выход которых может превышать 50...60 г/кг и возможно неустойчивое горение пламени [13].

Основное образование NO подтверждается уравнениями химических реакций (1.1) [14]:



Первая и вторая реакция отражает процесс потребления озона из воздуха, а третья – процесс воспроизводства оксидов азота, благодаря которому молекулы оксидов азота могут вновь и вновь вступать в реакцию с молекулами озона.

Образование вредных веществ во время сжигания топлива в КС связано с распределением температуры, концентрации ТВС по длине КС и времени пребывания ТВС в КС [15].

На рисунке 1.4 приведены характеристики выбросов вредных веществ ГТД от режима ВПЦ. Концентрации окиси углерода CO и несгоревших углеводородов

максимальны на режиме малой тяги, что связано с нехваткой кислорода, а именно, малая частота оборотов ГТД и давления компрессора низкого давления (КНД), и уменьшаются в режиме взлет с увеличением частоты оборотов и силы тяги ГТД [16].

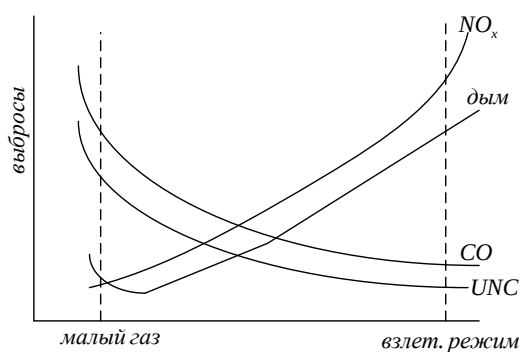


Рисунок 1.4 – Характеристики выбросов вредных веществ ГТД

Выбросы дыма, включающие твердые частицы, нежелательны, так как снижают прозрачность атмосферы [17]. Несгоревшие образуются CO являются источником неприятного запаха на аэродромах и их окрестностях. Оксиды серы токсичны, вызывают коррозию и являются источником серной кислоты в атмосфере, поэтому необходима предварительная очистка топлива от серы в процессе рафинирования. Водяной пар и двуокись углерода образуют в атмосфере «парниковый эффект». Оксиды азота разрушают озоновый слой в атмосфере, что приводит к увеличению ультрафиолетовой радиации на поверхности Земли [18].

В зависимости от основного механизма образования NO различают дополнительные механизмы (процессы) трех видов:

- сверхравновесная NO образуется в быстрых реакциях во фронте пламени, изучена слабо и далее не рассматривается;

- топливная NO , образуется в результате окисления азота из топлива. Топливная окись NO выделяется из топлива, если там есть связанный азот. Доля этого азота, переходящая в окись азота, зависит от особенностей горения. Если в массе подаваемого топлива азот составляет 0,5%, то он практически превращается в NO при горении бедных смесей. Степень превращения азота в NO увеличивается с повышением температуры пламени и уменьшается при горении богатых смесей [19].

– термическая NO, образующаяся при окислении атмосферного азота N_2 в послепламенных газах в КС [20].

Эмиссия оксидов азота (NO_x) и оксида углерода (CO) в камере сгорания авиационного газотурбинного двигателя тесно связана с термодинамическими условиями процесса сгорания. В общем виде, концентрации этих компонентов могут быть представлены как функции от ключевых параметров камеры сгорания (1.2):

$$[NO_x], [CO] = f(\alpha_{кс}, P_{кс}, T_{кс}), \quad (1.2)$$

где $\alpha_{кс}$ – коэффициент избытка воздуха, $P_{кс}$ – давление за контуром высокого давления (КВД), а $T_{кс}$ – температура в камере сгорания.

Образование оксидов азота происходит преимущественно при температурах выше 1800-1900 К, когда активизируется термический механизм Зельдовича [21], чувствительный к температуре и времени пребывания газов в горячей зоне (1.3).



В условиях высокого давления камеры сгорания, даже кратковременное нахождение продуктов сгорания в области с температурой выше 2000 К может приводить к интенсивному росту концентрации NO_x . В то же время, образование CO связано с недостаточной полнотой окисления топлива, что может происходить при локальном дефиците кислорода, турбулентных флуктуациях или недостаточной температуре (ниже $T_{кс} \approx 1400-1500$ К) в зоне догорания. Механизм образования CO представлен реакцией (1.4) [20-24]:



Таким образом, для минимизации эмиссии CO необходимо поддерживать температуру в зоне дожигания на уровне не ниже 1500 К.

Поэтому одним из ключевых механизмов снижения эмиссии NO_x и CO является поддержание температуры в зоне основного горения на уровне $T_{кс} \approx 1900-2000$ К, что достигается за счёт перераспределения топлива по

коллекторам (из диффузионного в гомогенный) с учетом поддержания тяги двигателя и устойчивой работы КС, что рассматривается в настоящей работе.

Рассмотрим требования к выбросам вредных веществ газотурбинных двигателей.

1.4 Требования к выбросам вредных веществ газотурбинных двигателей

Основным направлением разработки по созданию малоэмиссионных камер сгорания (МЭКС) ориентированы (первоначально) на ГТД мощностью 14 и 25 МВт [24].

Современное развитие авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) сопровождается ужесточением экологических стандартов, предъявляемых к выбросам вредных веществ. Одним из ключевых параметров, подлежащих контролю, является концентрация оксидов азота (NO_x) в продуктах сгорания. Международная организация гражданской авиации (ICAO) с 1981 года последовательно вводила ограничения на эмиссию NO_x в процессе сертификации авиационных двигателей.

В 1993 г. ICAO ужесточила правила принятого в 1981 году стандарта на NO_x (правила вступили в силу 1 января 1996 г.), понизив допустимые уровни на 20% для вновь сертифицируемых двигателей, производство которых прекращалось 1 января 2000 года. В 1999 году последовало дополнительное ужесточение стандартов в среднем почти на 16% с 1 января 2004 года. В 2005 году совет ИКАО принял решение о дальнейшем ужесточении стандарта на NO_x , поэтому стандарт, вступивший в силу 1 января 2008 г., на 12% ужесточил допустимые уровни, согласованные в 1999 году. В 2011 г. ICAO вновь ужесточила стандарт на NO_x , который вступил в силу 1 января 2014 г., обеспечив снижение на 15%. Для двигателей, в отношении которых они применяются, совокупный эффект этих изменений выражается в среднем в 50%-ном ужесточении требований относительно первоначальных стандартов ICAO на эмиссию NO_x [25].

Эти меры вынуждают производителей двигателей активно внедрять технологии, позволяющие снижать эмиссию без потери тяговых характеристик и надёжности.

Уровень эмиссии выбросов вредных веществ сильно зависит от типа двигателя, его совершенства, размеров и от состава используемого топлива.

Для целей сертификации авиационных двигателей ИКАО установлен стандартный взлётно-посадочный цикл (ВПЦ) на высоте до 914 метров над уровнем моря (3000 футов), включающий следующие эксплуатационные этапы: «Заход на посадку», «Руление и работа на малом газе», «Взлёт» и «Набор высоты». В соответствии с требованиями, суммарные выбросы оксидов азота за один стандартный ВПЦ не должны превышать 18 кг при условии соблюдения тяги двигателя ($R_{тяги}$) и ограничения по высоте.

Уровень эмиссии определяется как конструктивными особенностями КС, так и режимом её работы. Основной характеристикой, отражающей состав топливовоздушной смеси (ТВС), является коэффициент избытка воздуха $\alpha_{кс}$ (1.5).

$$\alpha_{кс} = \frac{G_b}{G_t L_0}, \quad (1.5)$$

где G_b – расход воздуха (окислителя), кг/ч, поступающего в КС; G_t – суммарный расход топлива, кг/ч; L_0 – стехиометрический коэффициент (в пределах 14,7–15,2).

Регулирование воздушного потока возможно за счёт изменения положения выносного направляющего аппарата (ВНА) [26-27]. Однако в данной работе изменение подачи воздуха не рассматривается. Положение ВНА считается фиксированным для каждого отдельного режима взлётно-посадочного цикла (ВПЦ), а соответствующий параметр расхода воздуха G_b является заданной величиной (const).

В настоящей работе предлагается сосредоточиться на управлении процессом горения путём перераспределения топлива между отдельными коллекторами – диффузионным и гомогенным. Такой подход позволяет упростить конструкцию

камеры сгорания и снизить эксплуатационные затраты, поскольку не требует внедрения дополнительных механических узлов для изменения геометрии потока.

Таким образом, в условиях неизменного G_b управление составом топливовоздушной смеси и устойчивостью горения может осуществляться исключительно за счёт перераспределения суммарного расхода топлива G_t между коллекторными контурами (G_{tD} – расход топлива через диффузионный коллектор (доля топлива в диффузионном коллекторе); G_{tG} – расход топлива через гомогенный коллектор (доля топлива в гомогенном коллекторе)).

Целью перераспределения является обеспечение устойчивого горения во всех зонах КС, минимизация эмиссии NO_x и поддержание заданной тяги двигателя. Это особенно важно в МЭКС, использующих комбинированные схемы подачи топлива и предварительного смесеобразования.

На рисунке 1.5 представлена зависимость температуры пламени от коэффициента избытка воздуха $\alpha_{кс}$.

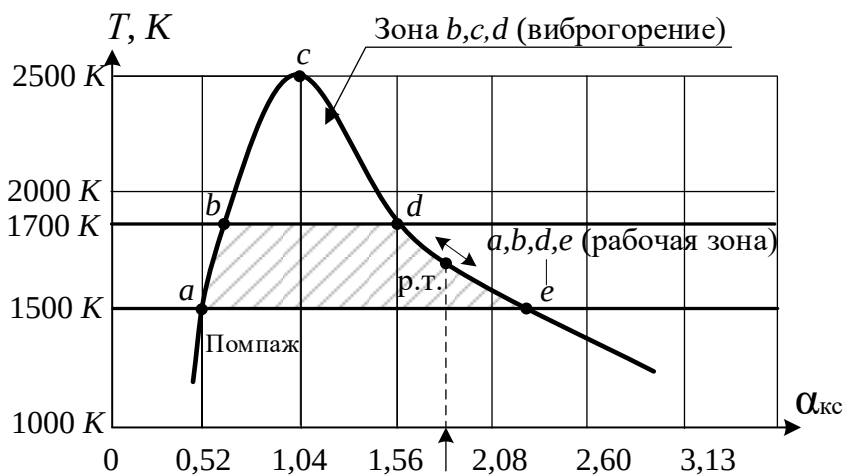


Рисунок 1.5 – Зависимость температуры пламени от состава топливовоздушной массы смеси

Рисунок 1.5 демонстрирует несколько характерных зон работы.

Зона помпажа (левая часть графика, область точки a) – здесь система работает неустойчиво, что может привести к срыву горения.

Рабочая зона (участок, охватывающий точки a, b, d, e) – именно здесь должна находиться рабочая точка на статической характеристике, обеспечивая стабильное функционирование.

Зона «вибродгорания» (область, содержащая точки b , c , d) – участок, где возможно возникновение вибрационных процессов, связанных с горением.

На рисунке 1.5 по оси абсцисс отложен коэффициент избытка воздуха $\alpha_{\text{КС}}$.

Богатая топливом смесь соответствует низким значениям $\alpha_{\text{КС}}$ (левая часть графика, область $0.6 \dots 1.0$). Это объясняется тем, что в этой зоне количество топлива превышает необходимый стехиометрический баланс с воздухом.

Бедная топливом смесь соответствует высоким значениям $\alpha_{\text{КС}}$ (правая часть графика, область >1.0). Здесь в смеси избыток воздуха по отношению к топливу.

Расход топлива необходим для создания заданной тяги в текущем режиме [28], который определяется положением рабочей точки (р.т.) на статической характеристике КС. Эффективное управление подачей топлива в разные коллекторы позволяет смещать рабочую точку (р.т.) КС в оптимальную зону и избегать критических состояний, таких как «вибродгорение» или срыв пламени.

Таким образом, соблюдение требований по выбросам вредных веществ в современных ГТД возможно при реализации систем управления перераспределением топлива между контурами КС с обеспечением тяги двигателя. Такой подход позволяет обеспечить как соответствие экологическим нормативам, так и устойчивость функционирования камеры сгорания во всех режимах работы двигателя.

Упомянутые ранее сертификационные показатели по эмиссии содержатся в банке данных по эмиссии двигателей (БДЭД) ИКАО в виде таблиц данных по отдельным моделям. Этот периодически обновляемый банк данных является общедоступным и размещен во Всемирной сети [29].

1.5 Способы снижения концентрации выбросов оксидов азота за камерой сгорания

Образование оксидов азота, углерода, сажи и других вредных веществ связаны с «недожогом» топлива и определяется основной характеристикой работы КС – коэффициентом избытка воздуха камеры сгорания $\alpha_{\text{КС}}$. Рассмотрим возможности

снижения NO_x в МЭКС ГТД и за ней. Для существующих конструкций КС уменьшить выход NO_x можно следующими мероприятиями.

1. Увеличением коэффициента $\alpha_{\text{КС}}$, т.е. избытка воздуха камеры сгорания [30]. Дополнительная масса воздуха будет способствовать снижению уровня температур в зоне горения и уменьшению времени пребывания газов в ней. В итоге выход NO_x уменьшается. Эффективность этого мероприятия будет достигнута, если не ухудшатся другие характеристики работы камеры.

2. Улучшением распыления топлива и перемешивания его с воздухом. Оптимальный вариант – получение гомогенной топливовоздушной смеси и введение ее в зону горения камеры. В результате из времени пребывания в зоне высоких температур исключается время смесеобразования, что уменьшает выход NO_x . Предварительное смесеобразование уменьшает размеры зоны горения и КС. Достигнуть этого можно, например, установкой воздушных форсунок. Опытом установлено, что выход NO_x может снизиться более чем на 25-35 % в зависимости от конструктивных и рабочих параметров форсунки и камеры [31]. Иногда положительный эффект может быть получен простым увеличением числа форсунок и постановкой дополнительных турбулизаторов (завихрителей), улучшающих перемешивание потоков. Очевидно, что в результате таких мероприятий можно понизить выход и других вредных выбросов, повышая этим полноту сгорания топлива. Однако, чрезмерная гомогенизация смеси сокращает область устойчивой работы камеры.

3. Впрыскиванием воды (пара) или использованием топливоводяной смеси. Кроме возможного каталитического эффекта происходит охлаждение зоны горения. В отдельных случаях выход NO_x можно уменьшить на 20-30 % [31].

4. Использованием конструкционных материалов – катализаторов [32]. Интенсификация процессов горения, повышение его надежности и устойчивости могут позволить без отрицательных последствий понизить среднюю эффективную температуру в зоне горения и даже уменьшить ее размеры, сокращая время

пребывания газов в зоне высоких температур, что в итоге обуславливает снижение выхода NO_x .

Из катализатора выполняются жаровые трубы или их части, а также специальные пористые вставки. Как катализатор используют керамические материалы, оксиды хрома, кобальта, редкоземельных элементов (цезий, лантан и др.).

5. Введением специальных присадок в топливо, которые препятствуют образованию оксидов азота, способствуют их распаду на исходные вещества или снижают температуру пламени, что приводит к уменьшению образования NO_x . Так, например, добавка 0,3% кобальта или меди уменьшает эмиссию оксидов азота на 20-25 % [33]. Добавка карбоната натрия или лития также снижает выход NO_x .

Перечисленные наиболее известные мероприятия по предупреждению выбросов NO_x в существующих КС значительно усложняют и даже изменяют конструкцию камеры и ее основных узлов и систем. А заметное уменьшение вредных выбросов часто достигается не на всех режимах работы КС. На порядок можно снизить выбросы, создавая специальные малотоксичные камеры гомогенной, гибридной, микрофакельной и др. конструкции.

Вместо использования конструктивных решений, направленных на изменение геометрии камеры сгорания в данной работе предложен альтернативный путь снижения эмиссии, основанный на перераспределении топлива между различными коллекторами: диффузионными и гомогенными.

Следует отметить, что еще одной проблемой малоэмиссионных камер сгорания является задача измерения концентрации эмиссии оксидов азота. Рассмотрим известные методы измерения.

1.6 Методы измерения эмиссии выбросов оксидов азота

Традиционные сенсорные технологии для измерения оксидов азота NO_x включают в себя электрохимические, точечные, СВПЦ (НДИК) / ультрафиолетовые (НДУФ), и хемилюминесцентные технологии. Как правило,

измерения оксидов азота осуществляются на испытательных стендах, датчиков для измерения в полете не существует.

Рассмотрим основные способы измерения оксидов азота NO_x на испытательных стендах авиационных двигателей.

Электрохимические газоанализаторы. Приборы этого типа основаны на изменении электропроводности поглотительных растворов при поглощении анализируемого компонента газовой смеси. На этом принципе работают приборы для определения окиси и двуокиси углерода, сернистого ангидрида, аммиака, хлористого водорода и др [34].

Газоанализатор оксидов азота, работающий на электрохимическом принципе, позволяет определить NO и NO_2 с концентрацией C_n на уровне 1 мг/м³ в присутствии аммиака, диоксида углерода, паров воды и некоторых летучих органических соединений (нитросоединений и аминов). Однако эта методика менее чувствительна, чем хемилюминесцентное определение оксидов азота [35].

Одним из электрохимических газоанализаторов используемых для измерения выбросов оксидов азота камерой сгорания ГТД является газоанализатор на основе диоксида циркония.

Принцип работы анализатора основан на применении диоксида циркония [36]. Важными элементами данного анализатора являются ячейки: камера накачки и измерительная камера. Принцип работы датчика заключается в следующем (рисунок 1.6).

1. Выхлопные газы попадают в первую ячейку. В данной ячейке содержание кислорода снижается за счет действия электрического тока при температуре 800 К и выше.
2. Во второй ячейке датчика присутствует нагревательный элемент, благодаря работе которого, окислы азота начинают распадаться на атомы азота и кислорода.
3. Следующим шагом является регистрация концентрации $[\text{O}_2]$. Атомы кислорода попадают на разогретый до 180 °С диоксид циркония, который

меняет свое сопротивление. Генерирующийся при этом ток накачки строго пропорционален концентрации NO_x – соединений в выхлопе.

В условиях агрессивной среды, в которых работают датчики, они подвержены износу, поэтому электроды изготавливают из благородных металлов, таких как палладий, золото или платина.

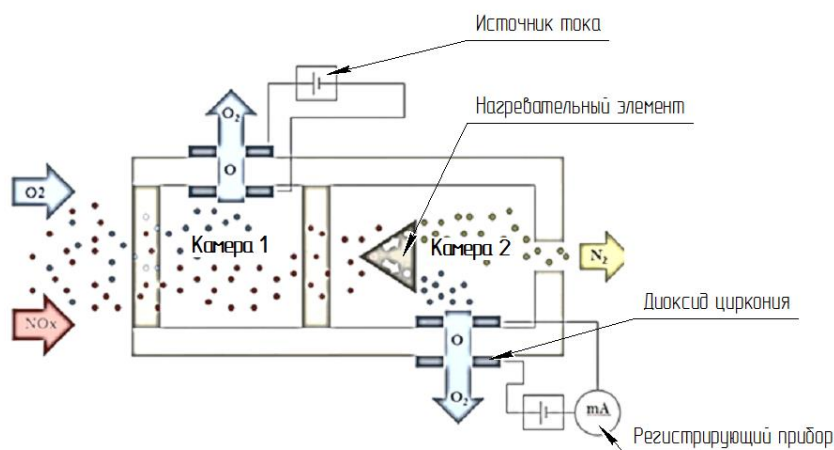


Рисунок 1.6 – Условный принцип работы датчика NO_x на диоксиде циркония

Основным недостатком данного датчика является его высокая стоимость из-за содержания редкоземельных металлов.

Также недостатком электрохимических газоанализаторов является низкая избирательность (влияют неизмеряемые компоненты, в частности, окислы углерода и др.), малым быстродействием (до 5 мин.), большой погрешностью (до 50% в начале шкалы), а периодическая замена ячейки с последующей калибровкой прибора усложняет их эксплуатацию [37].

Недисперсионный инфракрасный метод. Наиболее простое применение ИК-метода реализовано в газоанализаторах, работающих по недисперсионному инфракрасному (НДИК) методу. Работа данного метода основывается на поглощении света газами, которые состоят из молекул, содержащих различные атомы в ИК-области спектра. Для измерений используют суммарное поглощение молекулой NO при длине волны 5,3 мкм (NO_2 восстанавливается до NO , после чего они измеряются вместе как NO_x ; NO также поглощает ультрафиолетовое излучение на длине волны 195-230 нм., NO_2 измеряется на длине волны 350-450 нм. в случае, когда известно, что концентрация NO_2 низкая, то последнее часто игнорируется и

измеряется только NO) [38]. Ниже (рисунок 1.7) представлен пример структурной схемы газового анализатора по ИК-методу.

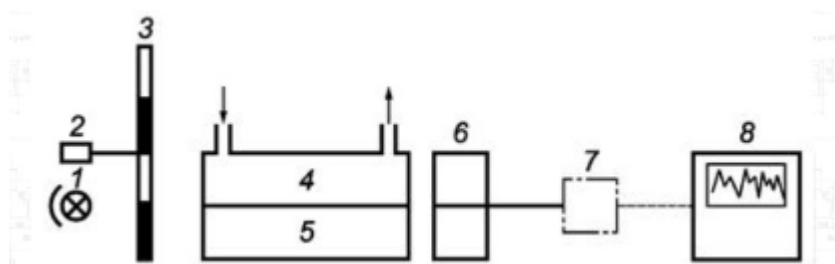


Рисунок 1.7 – Пример структурной схемы газового анализатора по ИК-методу, где 1 – источник излучения; 2 – мотор модулятора; 3 – модулятор; 4 – измерительная кювета; 5 – кювета сравнения; 6 – детектор; 7 – блок электронной обработки данных; 8 – блок регистрации данных

Минимальный диапазон измерений массовой концентрации может составлять от 0 до 200 мг/м³. Каждый газоанализатор может быть использован только для заданного диапазона массовых концентраций.

Достоинства датчиков НДИК, высокая точность, продолжительный срок службы, измерение концентрации NO_x от нуля. Недостатком таких анализаторов является высокая стоимость и использование в условиях стационарности источника загрязнения.

Недисперсионный ультрафиолетовый метод (НДУФ).

НДУФ – метод основан на резонансном поглощении излучения (серии мультиплетов), испускаемого газоразрядной лампой с полым катодом, монооксидом азота NO, содержащимся в пробе [38] (рисунок 1.8).

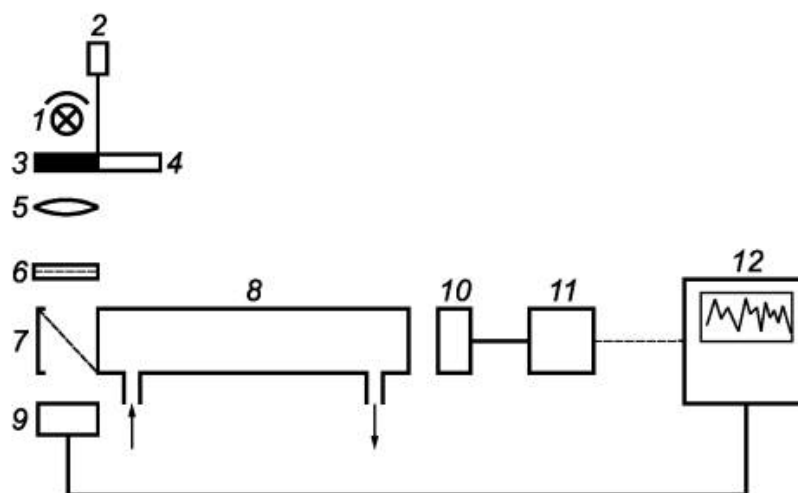


Рисунок 1.8 – Пример структурной схемы газового анализатора по УФ-методу, где 1 – газоразрядная лампа с полым катодом; 2 – мотор; 3 – кювета для NO; 4 – пустая кювета; 5 – коллиматор; 6 – интерференционный фильтр; 7 – полупрозрачное зеркало; 8 – измерительная кювета; 9 – контрольный детектор; 10 – измерительный детектор; 11 – блок электронной обработки данных; 12 – блок регистрации данных

Газоразрядная лампа с полым катодом, заполненная азотом и кислородом, испускает лучи, которым соответствует спектральная линия с мультиплетной структурой, характеристичная для NO в области 226 нм. Этот пучок состоит из резонансных лучей, которые поглощает NO, а также нерезонансных лучей. Вращающийся модулятор с двумя кюветами связан с газоразрядной лампой с полым катодом. Одна кювета заполнена концентрированным NO, другая пустая. Резонансные лучи пучка при прохождении через кювету, заполненную NO, поглощаются. Таким образом, попеременно получают два пучка: измерительный пучок резонансных и нерезонансных лучей и пучок сравнения нерезонансных лучей. Через расположенный далее интерференционный фильтр с полосой пропускания в несколько нанометров проходит только излучение в области 226 нм. Через полупрозрачное зеркало два пучка попеременно направляются на контрольный и измерительный детекторы NO, содержащийся в пробе, поглощает резонансные лучи измерительного пучка, и это поглощение зависит от содержания NO. В результате на двух детекторах наблюдаются четыре

сигнала, обрабатываемые микропроцессором для получения линейного выходного сигнала. Результирующий сигнал пропорционален концентрации NO.

Минимальный диапазон измерений массовой концентрации NO данным методом составляет от 0 до 200 мг/м³ [29].

На результаты измерений УФ-газоанализаторами может влиять наличие SO₂ в пробе отходящего газа [39]. Влияние SO₂ может быть сведено к минимуму путем соответствующей настройки газоанализаторов. Присутствие в пробе SO₂ или ароматических соединений оказывает слабое влияние на результаты измерений.

Точечный метод. Данный метод является неэкстрактивным то есть, используемые для измерения образцов непосредственно в КС.

С помощью точечного датчика анализируют отходящий газ также непосредственно в газовом потоке, помещая измерительный зонд в отходящий газ [39]. Для непосредственного измерения массовой концентрации газа служат ячейки, расположенные на конце зонда. Схема точечного датчика приведена на рисунке 1.9.

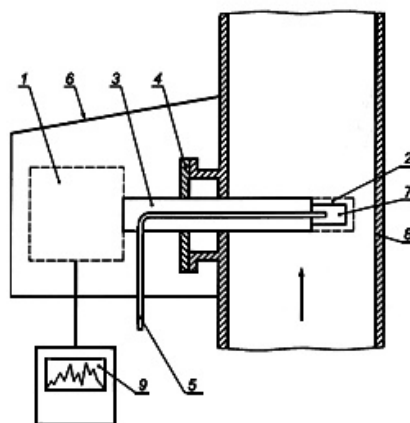


Рисунок 1.9 – Пример структурной электрической схемы точечного газового анализатора, где 1 – приемопередающий блок; 2 – фильтр; 3 – зонд; 4 – крепление зонда; 5 – трубка для ввода калибровочного газа; 6 – защитный кожух; 7 – измерительная ячейка; 8 – газопровод; 9 – блок регистрации данных

Принцип измерения основан на спектральном методе (например, ультрафиолетовом в комбинации с нахождением второй производной или инфракрасном), или на электрохимическом. Измерительная ячейка защищена от

пыли с помощью спеченного фильтра (керамического или металлокерамического) и соединена с приемопередающим блоком через зонд. Через трубку для ввода калибровочного газа в измерительную ячейку можно вводить нулевой или калибровочный газ. Температура отходящего газа может быть более 350 °С [39].

Недостатками данного метода являются продолжительное время отклика до 200 с., большая погрешность измерений, локальность измерений. Для сравнения результатов необходимы дополнительные пробы отходящих газов.

PIV-метод. (Particle Image Velocimetry) – один из современных способов анализа газа в газотурбинных двигателях, этим методом можно также отслеживать концентрацию оксидов азота в газовой струе [40].

Метод основан на измерении смещения частиц маркеров в плоскости лазерного ножа за известное время между двумя последовательными кадрами изображения частиц (рисунок 1.10). Мелкие частицы-маркеры специально засеиваются в поток и двигаются со скоростью газового потока. Метод *PIV* обладает высокой информативностью, что позволяет существенно сократить время эксперимента.

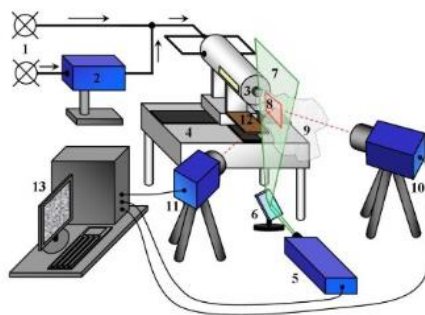


Рисунок 1.10 – Пример структурной электрической схемы точечного газового анализатора, где 1 – магистраль сжатого воздуха; 2 – генератор запылителя потока; 3 – завихритель; 4 – координатное устройство; 5 – импульсный лазер; 6 – измерительная область; 7 – воздушный поток; 8 – камера № 1; 9 – камера № 2; 10 – экран; 11 – компьютер

Достоинства: Работа с большими скоростями потока газа.

Недостатки: Сложность обработки результатов, большие технические и аппаратные затраты. Стационарность установки.

Хемоллюминесцентный метод. Измерение концентрации окиси азота NO проводится по методу хемиллюминесценции, в соответствии с которым мера интенсивности излучения, вступающего в реакцию NO с добавлением O₃ соответствует мере концентрации NO [41].

Хемиллюминесцентный датчик представляет собой подложку из фильтровальной ткани диаметром 25 мм и толщиной до 1 мм с нанесенным на нее раствором композиции.

Датчик является основным элементом реакционной ячейки (хемиллюминесцентного реактора) газоанализатора. На поверхности датчика происходит экзотермическая реакция анализируемого компонента (SO₂, O₃ или NO₂) с окисляемыми химическими веществами композиции, сопровождающаяся выделением света определенной длины волны (эффект гетерогенной хемиллюминесценции). Интенсивность свечения композиции зависит от концентрации анализируемого компонента в газовой смеси [42].

Контроль выбросов оксидов азота должен производиться с учетом реактивного характера струи выхлопных газов авиационных двигателей, работающих с использованием форсажной камеры. Для этого необходимо обеспечить, чтобы замеряемые выхлопные газы действительно соответствовали газам, фактически выбрасываемым в окружающую атмосферу. Это условие достигается при отборе проб струи выхлопных газов на достаточно большом удалении от двигателя, т.е. когда выхлопные газы охладились до температуры, при которой прекращается протекание реакций.

Срок службы хемиллюминесцентного датчика зависит от условий эксплуатации и содержания анализируемого компонента в газовой смеси. Средний срок службы датчика NO_x согласно требованиям производителя – 14 дней.

Данные, полученные на основе замеров концентрации в различных местах отбора проб для каждого режима работы двигателя, должны суммироваться следующим образом (1.6) [43]:

$$C_{\text{NO}_x} = \sum_{j=1}^n C_{\text{NO}_j}, \quad (1.6)$$

где $\sum_{j=1}^n$ – общее число точек (n), в которых производится отбор проб;
 C_{NO_j} – концентрация NO_x , измеренная в точке j отбора пробы; C_{NO_x} – суммарная концентрация NO_x .

Из вышесказанного можно сделать вывод причины отсутствия датчика в первой зоне камере сгорания:

1. Трудность обслуживания датчика;
2. Необходимость объективной оценки результатов измерения концентрации NO_x (выдержка расстояния от двигателя);
3. Низкий срок службы реактива;
4. Двигатель работает на стационарном испытательном стенде, который соответствующим образом оборудован для проведения высокоточных испытаний.

Реализация современных тенденций совершенствования системы управления концентрацией вредных выбросов в малоэмиссионной камере сгорания ГТД с использованием интеллектуальных технологий (нечётких и нейро-нечётких регуляторов) основано на применении виртуальных измерителей во всех режимах её работы в условиях полёта, с учётом влияния внешних факторов является актуальной задачей. А это требует создания таких виртуальных измерителей.

1.7 Обзор математической модели эмиссии оксидов азота

Математическое описание всех процессов, происходящих в КС, является неразрешимой задачей для расчета ее характеристик, несмотря на развитие математических методов численного решения системы дифференциальных уравнений тепломассообмена и газовой динамики [44].

Система дифференциальных уравнений переноса скалярной и векторной величин движущимся турбулентным потоком газа при наличии истоков тепла и

массы химически реагирующей гомогенной топливовоздушной смеси, уравнений неразрывности и состояния имеет следующий вид (1.7-1.9) [42]:

$$\frac{\partial \rho \psi_i}{\partial t} + \operatorname{div} \left(\rho W \psi_i - \frac{\mu_{IT}}{A_i} \operatorname{grad} \psi_i \right) = S \psi_i, \quad (1.7)$$

$$d(\rho W F) = 0, \quad (1.8)$$

$$f(\rho, p, T) = 0, \quad (1.9)$$

где ρ , p , T – плотность, давление и температура газа; W – вектор скорости потока газа; μ_{IT} – динамический коэффициент турбулентной вязкости газа; F – элемент площади поверхности, нормальный к вектору скорости потока газа; $\psi_1 = C_p T$; $\psi_2 = C$; $\psi_3 = W$; $A_1 = Pr_T$; $A_2 = Sc_T$; $A_3 = 1$; $S\psi_1 = H_m W_p$; $S\psi_2 = -\rho W_p$; $S\psi_3 = -\operatorname{grad} p$, C – концентрация конечного продукта реакции (H_2O , CO_2 , NO_x); Pr_T, Sc_T – турбулентные числа Прандтля и Шмидта; H_m – удельная теплота сгорания топливовоздушной смеси; W_p – массовая скорость химической реакции (1.10) [45].

$$W_p = k_0 \exp \left(-\frac{E}{RT} \right) C_{O_2}^{n_1} C_{\text{пн}}^{n_2}, \quad (1.10)$$

в которой $k_0 \approx p^m$ – константа соударения молекул; m – показатель степени, характеризующий влияние давления на скорость химической реакции; E – энергия активации; R – универсальная газовая постоянная; n_1, n_2 – порядок реакции; $C_{O_2}^{n_1}$ – массовая концентрация окислителя; $C_{\text{пн}}^{n_2}$ – массовая концентрация исходного реагента (HC , CO , NO_x , углерод).

Рабочий процесс в камере сгорания описывается функцией, которая в общем случае представляет собой приближенную интегральную математическую модель камеры сгорания (1.11) [46].

$$\varphi(p_k, T_k, \alpha_{kc}, \text{вид топлива}, \quad (1.11)$$

$$\frac{G_t}{V_p}, \frac{F_k}{F_{k.k}}, \frac{F_{k.k}}{\sum \mu F_{o.j.}}, \frac{F_{ж.}}{F_{вых}}, \frac{\mu F_{зав}}{\sum \mu F_{o.j.}}, \frac{\mu F_{охл}}{\sum \mu F_{o.j.}}, \frac{N_{\phi}}{F_{ж}}, n_k) \geq 0$$

где F_k – площадь канала на входе в диффузор камеры сгорания; $F_{k.k}$ – площадь кольцевого канала между жаровой трубой и корпусом камеры сгорания; $F_{ж.}$ – площадь жаровой трубы; $\sum \mu F_{o.j.}$ – суммарная эффективная площадь отверстий,

щелей охлаждения, каналов завихрителей жаровой трубы; $F_{\text{вых}}$ – площадь выходного сечения жаровой трубы; $\mu F_{\text{зав}}$ – эффективная площадь завихрителя; $\mu F_{\text{охл}}$ – эффективная площадь отверстий подвода воздуха для пленочного охлаждения стенок жаровой трубы, $N_{\text{ф}}$ – число топливных форсунок, n_k – интенсивность закрутки воздушного потока завихрителя, G_t – суммарный расход топлива КС.

Термодинамические параметры $P_{\text{кс}}$ – давление за контуром высокого давления (КВД), $T_{\text{кс}}$ – температура камеры сгорания, $\alpha_{\text{кс}}$ – коэффициент избытка воздуха камеры сгорания и L_0 – стехиометрический коэффициент определяют скорость химических реакций, поэтому напрямую влияют на выброс оксидов азота, согласно уравнению Зельдовича (1.3).

Для упрощения расчетов концентрации эмиссии оксидов азота, предлагается использовать следующую идентификационную модель (рисунок 1.11) [47].

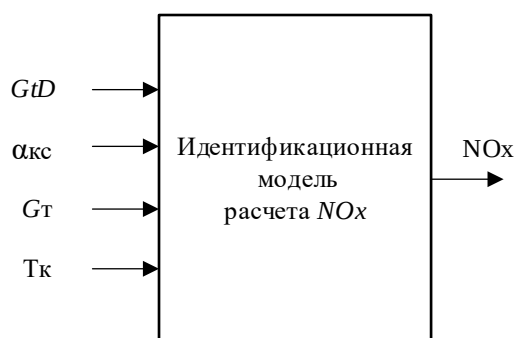


Рисунок 1.11 – Идентификационная модель расчета концентрации эмиссии оксидов азота камеры сгорания

В соответствии со стандартом Международной организации гражданской авиации (ICAO – International Civil Aviation Organization [48]), параметр эмиссии оксидов азота Π_{NO_x} за стандартный взлётно-посадочный цикл (СВПЦ), определяющий интегральный выброс оксидов азота M_{NO_x} к установленной взлётной тяге двигателя R_{00} , определяется выражением (1.12).

$$\Pi_{\text{NO}_x} = \frac{M_{\text{NO}_x}}{R_{00}} = \frac{\sum_{i=1}^4 t_i G_{t_i} E_{\text{INO}_x i}}{R_{00}}, \quad (1.12)$$

где t_i – время работы двигателя на характерном режиме СВПЦ: руление – 26 мин; заход на посадку – 4 мин; набор высоты – 2,2 мин; взлёт – 0,7 мин,

G_{t_i} – суммарный расход топлива на i -м режиме СВПЦ, $EINO_{x_i}$ – индекс эмиссии оксидов азота на i -м режиме СВПЦ.

Массовый выброс эмиссии оксидов азота за взлетно-посадочный цикл определяется выражением (1.13) [49].

$$M_{NO_x} = \int_0^t (EINO_x) G_T dt, \quad (1.13)$$

Индекс эмиссии оксидов азота (1.14) [49]:

$$EINO_x = \frac{\bar{\bar{S}}}{G_t} V, \quad (1.14)$$

где G_t – суммарный расход топлива; $\bar{\bar{S}}$ – усредненная скорость генерации оксидов азота по объему камеры сгорания (1.15), V – объем камеры сгорания;

$$\bar{\bar{S}} = \frac{1}{V} \int_0^V f(V) dV, \quad (1.15)$$

Эмиссия оксидов азота определяется выражением (1.16), где G_B – суммарный расход воздуха КС [49].

$$NO_x = \frac{\bar{\bar{S}} V}{G_t + G_B}, \quad (1.16)$$

В работе [50] представлен общий вид математической модели оценки генерации оксидов азота в среде моделирования Matlab Simulink (рисунок 1.12).

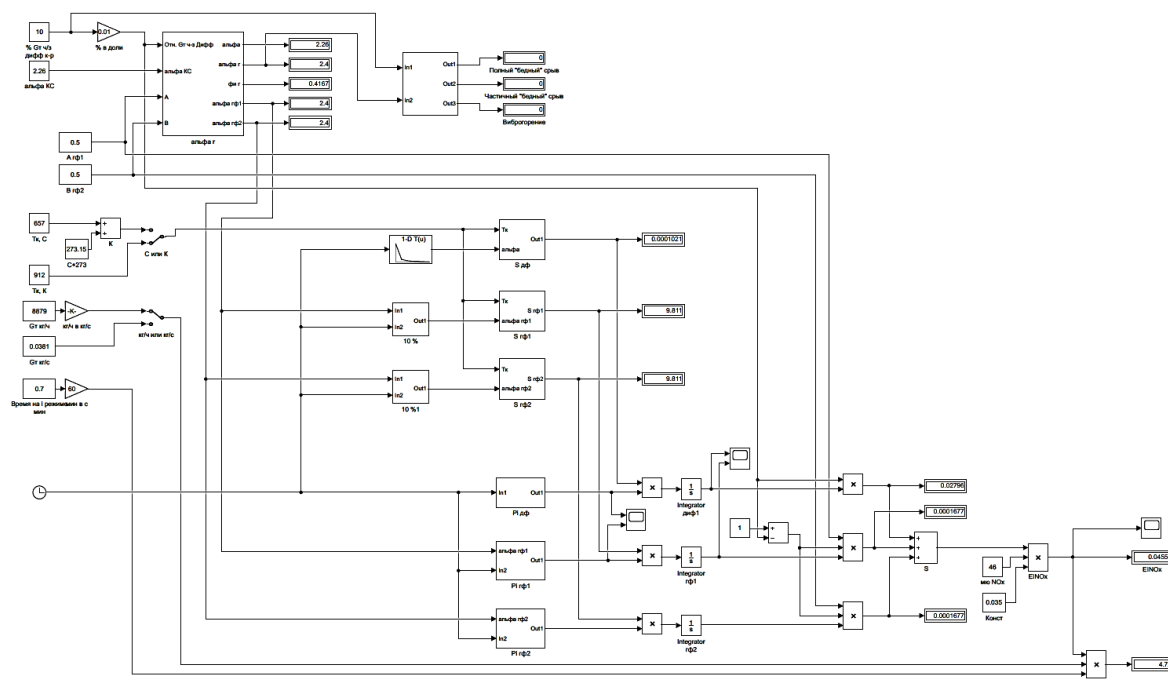


Рисунок 1.12 – Идентификационная модель расчета концентрации оксидов азота в среде Matlab Simulink

Входными параметрами модели являются: G_{tD} – расход топлива в диффузионном коллекторе; α_{KC} – коэффициент избытка воздуха (ед.); A_{gf1} – расход топлива в гомогенном коллекторе 1; A_{gf2} – расход топлива в гомогенном коллекторе 2; T_{KC} – температура камеры сгорания (K); G_t – суммарный расход топлива на режиме (кг/ч); последний сигнал, приходящий в идентификационную модель, является t – время работы камеры на режиме (MCA).

На выходе модели формируется индекс эмиссии оксидов азота $EINO_x$.

Предложенная идентификационная модель расчета концентрации оксидов азота [50] не учитывает особенности работы в «жестком реальном времени» МЭКС, на котором могут возникнуть недопустимые для полетных условий режимы работы КС («бедный срыв» пламени, «вибродгорение»), поскольку расчет производится с временем задержки 6...10 с. Моделирование производилось на компьютере с характеристиками: процессор AMD Ryzen 7 5800H (3.2 ГГц 8 ядер), оперативная память 16 ГБ (тип памяти DDR4), общий объем SSD, 500 ГБ, видеокарта AMD Radeon Graphics, операционная система: Windows 10 Pro.

Поэтому для устранения вышеописанных недостатков предлагается:

1. Создать метод управления концентрацией эмиссии оксидов азота основанный на оценке состояний «вибродгорания» и «бедного» срыва на базе нейросетевого подхода с учетом «жесткого реального времени».

2. Разработать функциональную схему управления концентрацией эмиссии оксидов азота с использованием виртуального нейросетевого измерителя оксидов азота в Matlab Simulink.

1.8 Постановка задачи исследования

На основании анализа существующих подходов к снижению концентрации эмиссии оксидов азота в КС авиационного двигателя, в условиях нестационарности параметров объекта и влияния внешних климатических факторов перспективным и целесообразным представляются следующие задачи исследования для обеспечения современных экологических требований:

1. Разработка метода управления эмиссией оксидов азота:

- разработать метод управления, основанный на оценке состояний «вибродгорания» и «бедного» срыва;
- учесть требования системы «жесткого реального времени» для обеспечения надежного управления.

В условиях растущей конкуренции и повышенных требований к экологической безопасности авиатранспорта, разработка эффективных методов управления выбросами NO_x является критической задачей. Способность управлять эмиссией в режиме реального времени имеет большое значение для обеспечения нормативов и оптимизации работы двигателей.

2. Создание виртуальных измерителей параметров ГТД:

- разработать способ и структуру виртуального измерителя температуры камеры сгорания с использованием ANFIS-сети;
- разработать способ и структуру виртуального измерителя эмиссии оксидов азота на базе перцептрона.

Разработка виртуальных измерителей на базе современных нейронных и нечетких сетей (ANFIS и перцептрона) актуальна, поскольку они позволяют

эффективно и точно оценивать параметры системы, такие как температура камеры сгорания и эмиссия оксидов азота, даже в условиях неопределенности и изменчивости процессов горения.

3. Модернизация структуры виртуальных измерителей:

– ввести блок адаптации, который позволит адаптировать виртуальные измерители к текущим режимам работы ГТД и САУ.

4. Внедрение разработанного метода управления и виртуальных измерителей в систему управления ГТД повышенной тяги.

Эти задачи представляют собой ключевые этапы исследовательской работы и будут способствовать достижению цели по снижению выбросов оксидов азота в авиационных двигателях.

1.9 Выводы по первой главе

Проведен обзор загрязняющих веществ на выходе камеры сгорания и выявлены основные требования к выбросам в соответствии нормам ICAO при сжигании органических топлив.

Выполнен литературный обзор существующих механизмов образования оксидов азота в камере сгорания авиационного двигателя, за стандартный взлётно-посадочный цикл в условиях нестационарности параметров объекта и влияния внешних климатических факторов.

Проанализированы современные подходы снижения и наиболее известные мероприятия по предупреждению выбросов оксидов азота и выявлены проблемы с их расчетом при проектировании измерителей малоэмиссионной камеры сгорания ГТД.

Выполнен анализ существующих подходов, направленных на уменьшение концентрации эмиссии оксидов азота. Определены задачи для решения проблемы снижения выбросов оксидов азота в КС.

ГЛАВА 2. УПРАВЛЕНИЕ ВРЕДНЫМИ ВЫБРОСАМИ МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Рассмотрим создание оригинального метода управления концентрацией эмиссии оксидов азота основанный на оценке состояний «виброгорения» и «бедного» срыва и реализуемый на нейронной сети, что позволит сократить затрачиваемые ресурсы регулятора электронного двигателя (РЭД) и управлять концентрацией эмиссии оксидов азота с учетом «жесткого реального времени».

2.1 Синтез метода и системы управления камерой сгорания

2.1.1 Разработка метода управления концентрацией эмиссии оксидов азота

Снижение вредных веществ, преимущественно оксидов азота, осуществляется за счет перераспределения топлива (керосина) по коллекторам (гомогенный и диффузионный) [51].

Основная задача диффузионного коллектора состоит в обеспечении тяги двигателя. Коллектор создает условия для хорошего смешения топлива и воздуха перед их подачей в зону сгорания, что важно для эффективной и стабильной работы КС. Диффузионные коллекторы обеспечивают основной впрыск топлива в камеру сгорания. Неправильное соотношение воздуха и топлива может привести к увеличению температуры, а следовательно, образованию NO_x , поскольку высокие температуры являются основной причиной их образования.

Гомогенный коллектор также выполняет задачу смешивания топлива и воздуха, но в данном случае цель состоит в создании более равномерной и стабильной смеси в зоне горения КС [51]. Он предотвращает образование очень богатых или очень обедненных областей смеси, что может быть важным для устойчивого сгорания при различных условиях работы двигателя. Гомогенный коллектор также может способствовать снижению выбросов оксидов азота. Создание более однородной смеси позволяет лучше контролировать температуру сгорания и уменьшить концентрацию кислорода в высокотемпературных зонах,

что снижает образование NO_x [52-54].

Суммарный расход топлива G_t определяется суммой расхода топлива через диффузионный (расход G_{tD}) и гомогенный (расход G_{tG}) коллекторы [55] (2.1):

$$G_t = \sum_{i=1}^n G_{tD_i} + \sum_{i=1}^k G_{tG_i}, \quad (2.1)$$

где: n - число дозаторов диффузионного коллектора, k - число дозаторов гомогенного коллектора ($\sum_{i=1}^n G_{tG_i} = G_t - \sum_{i=1}^k G_{tD_i}$)

Коэффициент избытка воздуха на входе КС $\alpha_{\text{КС}}$ напрямую влияет на коэффициент избытка воздуха в зоне горения $\alpha_{\text{Г}}$, где $\alpha_{\text{Г}}$ определяется выражением [55] (2.2).

$$\alpha_{\text{Г}} = \frac{\alpha_{\text{КС}} - G_{tD}}{1 - G_{tD}}, \quad (2.2)$$

при этом G_{tD} – нормализованное значение $0 \dots 1$ расхода топлива через диффузионный коллектор.

Устойчивый режим работы КС зависит в основном от $\alpha_{\text{Г}}$ и G_t тогда при построении регулятора, обеспечивающего минимизацию выбросов оксидов азота на среднестатистическом времени полета необходимо учитывать область устойчивого режима КС [55]. Данные ограничения с учетом 10% запаса работы с $\alpha_{\text{Г}}$ имеют вид:

- если $\alpha_{\text{Г}} \geq 6,3$ и $G_{tD} \leq 50\%$ (от суммарного топлива), то полный «бедный» срыв;
- если $\alpha_{\text{Г}} \geq 4,5$ и $G_{tD} < 50\%$, то частичный «бедный» срыв;
- если $\alpha_{\text{Г}} \leq 2,7$ и $G_{tD} \leq 5\%$, то «виброгорение».

С учетом данных ограничений построим область управления (рисунок 2.1) на одном режиме полета с учетом ограничений по высоте до 914 м [56].

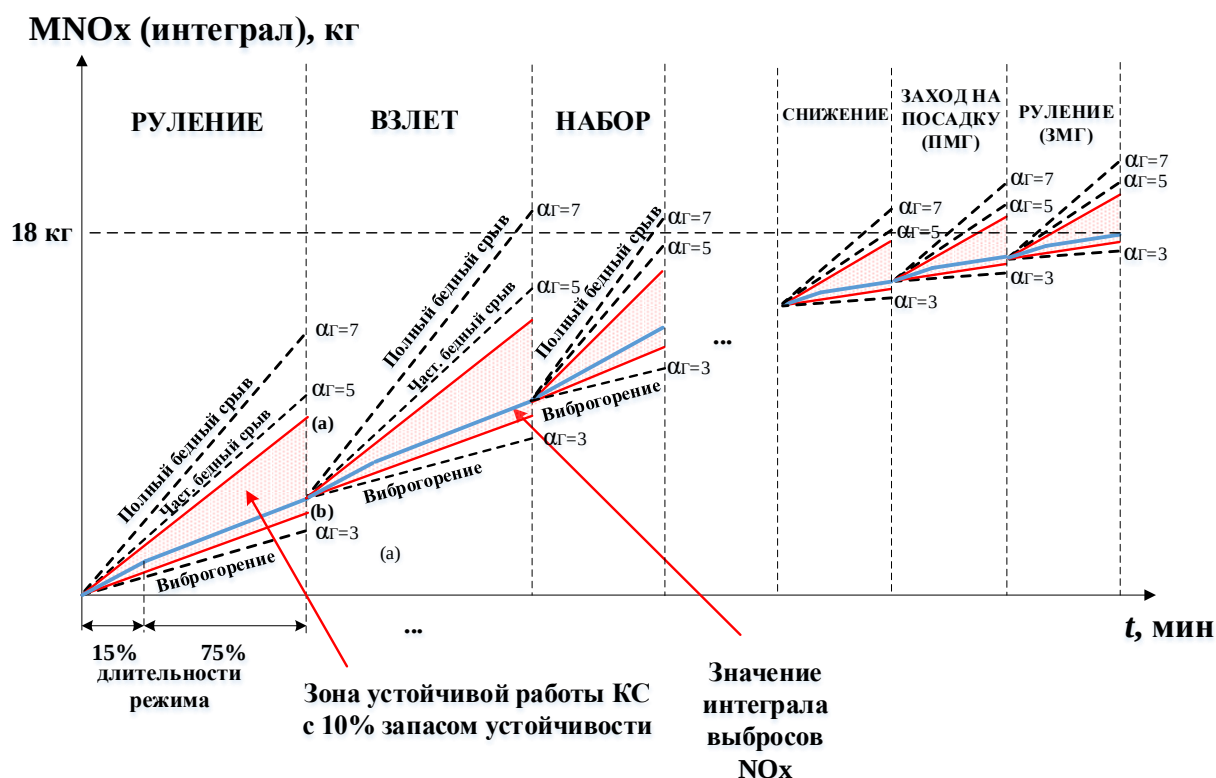


Рисунок 2.1 – Ограничения по управлению концентрацией оксидов азота, где MNO_x – интеграл концентрации оксидов азота

Проанализировав работу статической идентификационной, эксперт-модели (рисунок 1.12) выявлено, что накопление интеграла на каждом режиме происходит по линейному закону (рисунок 2.2) при этом время на режимах полета вариативно.

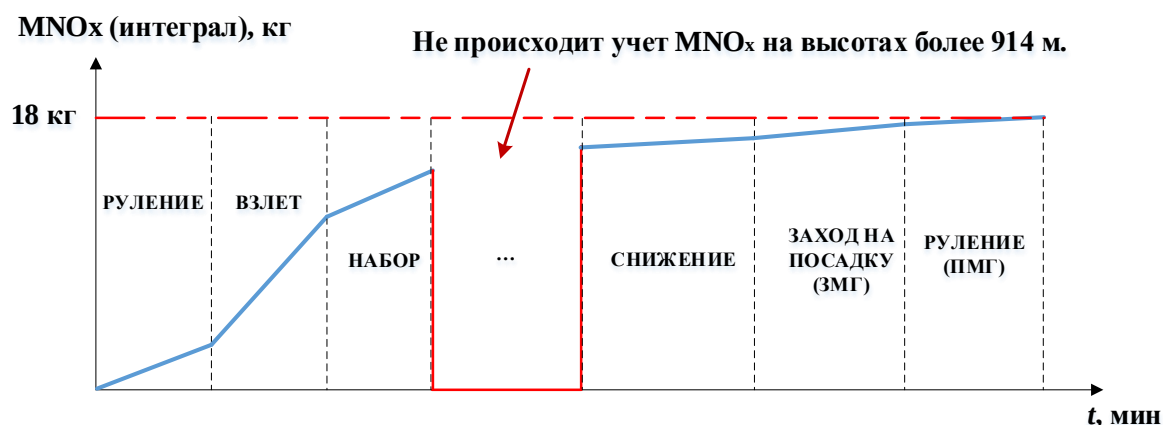


Рисунок 2.2 – Процесс накопления интеграла оксидов азота на различных режимах работы КС, с учетом высоты 914 м.

Метод снижения оксидов азота направлен на поддержание концентрации эмиссии в допустимых пределах путем регулирования рабочих параметров α_r и

процентов G_{tD} [56-58]. Он обеспечивает стабильность процесса горения МЭКС и предотвращает переход в критические режимы, такие как частичный или полный «бедный» срывы и «вибrogорение». Рассмотрим реализацию предложенного метода.

- Инициализация процесса:

устанавливаются начальные параметры:

$$MNO_x = f(a, b, \alpha_\Gamma, G_{tD}),$$

где a, b – границы, задающие область устойчивой работы камеры сгорания (обозначено красной штриховкой) (рисунок 2.1);

α_Γ – коэффициент избытка воздуха в зоне горения;

G_{tD} – расход топлива в диффузионном коллекторе (доля топлива в диффузионном коллекторе от общего количества Gt).

- Определение диапазона коррекции MNO_x .

Поскольку MNO_x является непрерывной возрастающей функцией, а критические режимы нежелательны, границы интервала $[a, b]$ устанавливаются с 10% запасом устойчивости относительно пределов критических состояний (частичный и полный «бедный» срыв, а также «вибrogорение»), при условии, что $b > a$.

- Применение к рабочим режимам камеры сгорания.

Расчет контрольного значения применяется к начальному временному участку эксплуатационного режима двигателя, составляющему 15% его общей продолжительности (в соответствии со стандартной ВПЦ). Среднее значение интеграла концентрации оксидов азота вычисляется [56,57] $MNO_x = \frac{a + b}{2}$.

Оставшиеся 75% эксплуатационного режима рекомендовано формировать следующим образом, так как $\alpha_\Gamma(\alpha_{kc}, G_{tD})$ функция нескольких переменных, то при достижении вышеуказанных границ интервала неопределенности изменяется перераспределение топлива через диффузионный коллектор каждые 20 мс (время дискретизации цикла управления РЭД).

- при достижении границы (а) (рисунок 2.1) уменьшается G_{tD} на величину малого приращения (для примера 0.01, определяется точностью измерения датчика расхода топлива);

- при достижении границы (а) увеличивается G_{tD} на величину малого приращения (для примера 0.01, определяется точностью измерения датчика расхода топлива);

Если ни один из перечисленных режимов достижения границ $[a, b]$ не активировался, то уменьшается значение G_{tD} на величину малого приращения (работа с минимизацией выбросов оксидов азота).

Метод коррекции концентрации эмиссии оксидов азота реализован блоком «Блок расчета ΔG_{tD} » на рисунке 2.3.

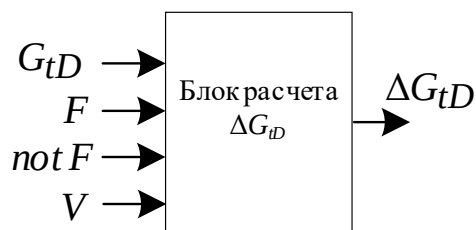


Рисунок 2.3 – Блок коррекции расхода топлива диффузионного коллектора

«Блок расчета ΔG_{tD} » формирует ΔG_{tD} – корректирующее значение расхода топлива в диффузионном коллекторе с учетом границ индикации срывов пламени («Блок индикации срывов пламени»). Входными параметрами являются G_{tD} – суммарный расход топлива через диффузионный коллектор; F – индикация полного «бедного» срыва; $not F$ – индикация частичного «бедного» срыва; V – индикация «виброгорения». Параметры F , $not F$ и V могут принимать значения 1 (наличие) или 0 (отсутствие).

На основании предложенного метода реализован программный продукт (свидетельство о государственной регистрации представлена в приложении Б).

2.1.2 Разработка системы управления КС

С целью минимизации выбросов и сохранения устойчивой работы МЭКС ГТД была разработана функциональная схема ее управления (рисунок 2.4).

Значения с заданной программой полета поступает в РЭД, который обрабатывает информацию о состоянии двигателя и формирует управляющее воздействие ГТД и МЭКС [58-61].

Входными параметрами САУ являются: G_{tD} – суммарный расход топлива через диффузионные коллекторы; $\alpha_{кс}$ – коэффициент избытка воздуха камеры сгорания; G_t – суммарный расход топлива; $T_{кс}$ – температура камеры сгорания (термопара).

Выходами САУ являются G_{tD}^* – желаемый расход топлива в диффузионном коллекторе (коллекторах) и G_{tG}^* – желаемый расход топлива в гомогенном коллекторе (коллекторах).

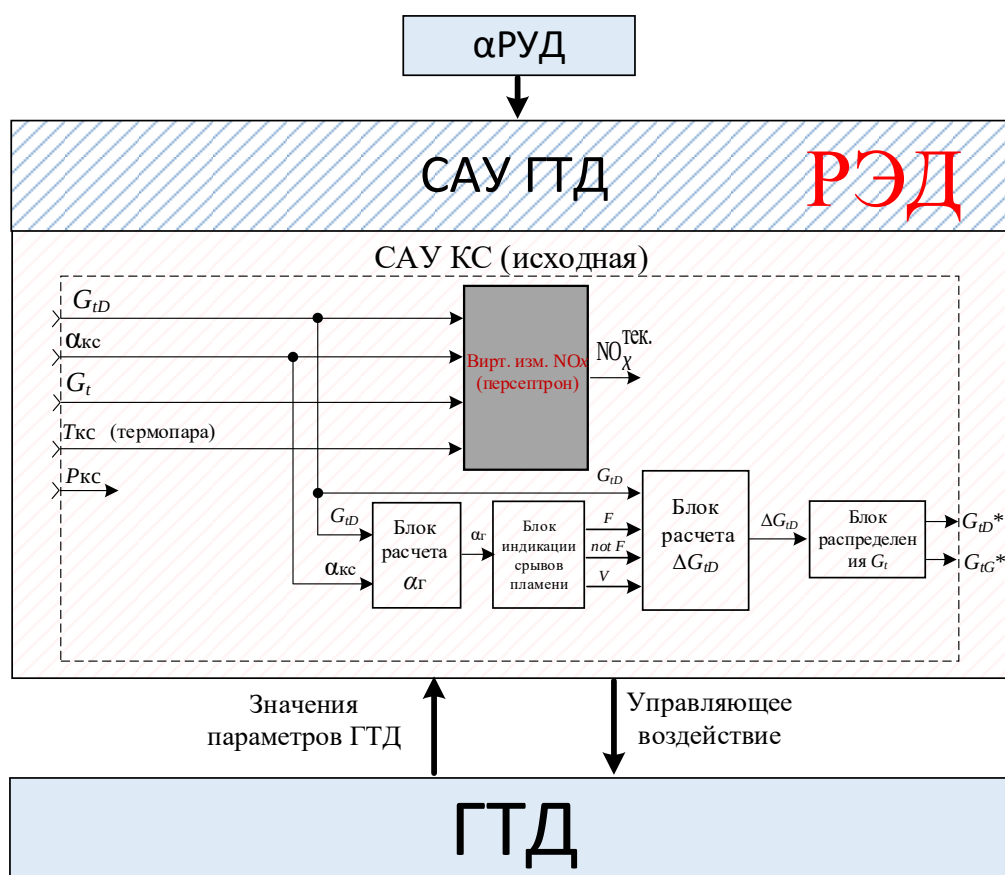


Рисунок 2.4 – Функциональная схема управления топливом КС ГТД (исходная)

Работа функциональной схемы управления топливом МЭКС ГТД (исходной) (рисунок 2.4) заключается в следующем: входные параметры двигателя поступают на виртуальный нейронный измеритель концентрации оксидов азота NO_x камеры сгорания (блок «Вирт. изм. NO_x (персептрон)») тем самым формируя текущее

значение $\text{NO}_x^{\text{тек.}}$.

Значения температуры камеры сгорания $T_{\text{кс}}$ формируются за счет показаний с термопары.

Значение G_{tD} и $\alpha_{\text{кс}}$ поступают в блок расчета коэффициента избытка воздуха камеры сгорания $\alpha_{\text{г}}$, расчет которого осуществляется выражением (2.2).

«Блок расчета ΔG_{tD} » формирует ΔG_{tD} – корректирующее значение расхода топлива в диффузионном коллекторе с учетом границ индикации срывов пламени («Блок индикации срывов пламени»), что позволяет контролировать выход за пределы «частичного бедного срыва» (F), «полного бедного срыва» ($\text{not } F$) или «виброгорения» (V) (рисунок 2.4).

На основании ΔG_{tD} и формируется расход топлива через диффузионный и гомогенный коллекторы («блок распределения G_t ») согласно выражения (2.1).

Как правило, РЭД выполняется с полностью или частично отдельными для каждого канала датчиками и исполнительными механизмами [59]. Необходимые функциональные возможности регулятора обеспечиваются использованием высокопроизводительного процессора, с достаточной по объему оперативной (ОЗУ) и постоянной (ПЗУ) памяти и др.

Необходимо выделить недостатки предложенной функциональной схемы управления топливом МЭКС ГТД:

1. Отсутствует адаптация виртуального измерителя оксидов азота к режимам работы ГТД.
2. Не учтено влияние текущего значения оксидов азота на САУ расходом топлива в коллекторах камеры сгорания.
3. Расход топлива в коллекторах камеры сгорания не обеспечивает учет переходных режимов и устойчивой работы камеры сгорания.
4. Наличие термопары для измерения температуры камеры сгорания в первой зоне.

Термопары, несмотря на свою широкую применимость в измерении температуры, обладают рядом недостатков, которые следует учитывать при их

использовании. Первым из них является ограниченность в точечном измерении температуры, что недопустимо при диффузионном горении пламени и применении в системах «жесткого реального времени».

Инерционность термопар может привести к задержкам в получении данных, что ограничивает их применение, где требуется высокая скорость к изменениям температуры в «реальном масштабе времени».

Ограниченная точность измерений [61] также является недостатком термопар. Эта ограниченность связана с нелинейностью характеристики преобразования и воздействием внешних факторов, таких как температура окружающей среды и магнитных полей. В результате этого ограничения термопары могут проявлять недостаточную точность в измерении температуры, особенно в условиях изменения внешних параметров.

Сложность калибровки представляет собой еще один недостаток термопар. Для обеспечения их точной работы необходима регулярная калибровка, что может оказаться сложным и затратным процессом. Это требует специализированного оборудования и высококвалифицированного персонала, что может существенно увеличить затраты на обслуживание и использование термопар.

Ограниченный диапазон измерения температур также следует рассматривать как основной недостаток термопар. Большинство типов термопар ограничены в способности измерения высоких температур и не могут эффективно функционировать при значениях, превышающих 1000-1500 °C [59]. Это накладывает ограничение на использование термопар в зоне горения камеры сгорания ГТД.

Для устранения вышеописанных недостатков предлагается:

1. Разработать регулятор для коррекции расхода топлива в коллекторах с учетом переходных режимов и устойчивой работы камеры сгорания за счет введения обратной связи по значениям эмиссии оксидов азота в систему автоматического управления ГТД.

2. Разработать виртуальный нечеткий измеритель температуры камеры сгорания на базе ANFIS-сети для работы в «жестком реальном времени».

Ниже представлен новый подход к управлению МЭКС авиационного ГТД. Предложенное решение подразумевает коррекцию расхода топлива в коллекторах как на стационарных, так и на переходных режимах работы КС за счет введения обратной связи по оксиду азота NO_x в систему автоматического управления ГТД с учетом режима работы в «жестком реальном времени» с обеспечением устойчивого режима работы КС на основе применения виртуального нейронного измерителя оксидов азота.

В целях минимизации выбросов, уменьшения погрешности измерений и сохранения устойчивой работы МЭКС ГТД была разработана модифицированная функциональная схема системы управления КС (рисунок 2.5).

В отличие от функциональной схемы, представленной на рисунке 2.4 добавляется входной параметр $P_{\text{кв}}$ – давление за контуром высокого давления (КВД) (рисунок 2.5);

Выходами САУ являются $G_{\text{тд}}^*$ – желаемый расход топлива в диффузионном коллекторе (коллекторах) и $G_{\text{тд}}^*$ – желаемый расход топлива в гомогенном коллекторе (коллекторах).

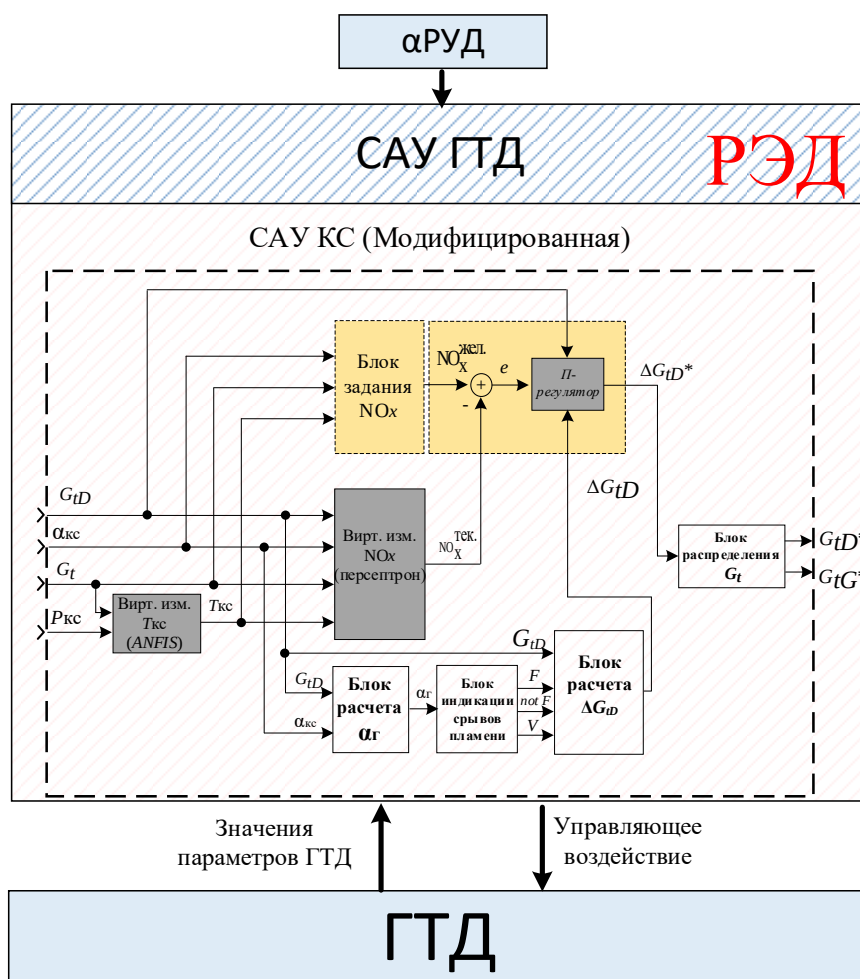


Рисунок 2.5 – Модифицированная функциональная схема управления топливом КС ГТД

Поскольку термопара имеет существенные недостатки, отмеченные выше, то в модифицированную функциональную схему добавлен блок «Виртуальной измеритель $T_{кс}$ (ANFIS)». Значения температуры камеры сгорания $T_{кс}$ формируются за счет виртуального измерителя температуры на базе нечеткой логики (ANFIS-сеть). Построение и функционирование измерителя температуры описано ниже.

Предлагаемая в работе концепция регулирования предусматривает внедрение дополнительного пропорционального (П) регулятора (Блок «П-регулятор») для контроля расхода топлива в коллекторах с учетом значений с измерителя оксидов азота (рисунок 2.5). Этот регулятор оперирует входными значениями, где e представляет разницу между желаемыми $\text{NO}_x^{\text{жел.}}$ и текущими значениями $\text{NO}_x^{\text{тек.}}$.

Выход регулятора формируется на основе выражения

$$\Delta G_{tD}^* = (1 + e) \cdot \Delta G_{tD}, \quad (2.3)$$

где $e = \text{NO}_x^{\text{жел.}} - \text{NO}_x^{\text{тек.}}$, ΔG_{ID}^* – корректирующее значение расхода топлива в диффузионном коллекторе с учетом концентрации оксидов азота», выраженное в процентах от суммарного расхода топлива G_t . На основании ΔG_{ID}^* формируется расход топлива через диффузионный и гомогенный коллекторы («блок распределения G_{D} ») согласно выражению (2.3).

Из вышесказанного можно сделать вывод о необходимости измерения текущего $\text{NO}_x^{\text{тек.}}$ и желаемого значения $\text{NO}_x^{\text{жел.}}$. Ниже приведена реализация указанных виртуальных измерителей.

2.1.3 Способ построения и структура виртуального измерителя оксидов азота на базе персептрона

Рассмотрим реализацию виртуального измерителя оксидов азота (NO_x) на базе персептрона.

Для проверки работоспособности нейронных сетей (НС) на базе персептрона и сравнения результатов моделирования построенных измерителей с эксперт-моделью САУ оксидами азота была реализована структура виртуального измерителя среде Matlab Simulink.

Требования, удовлетворяющие проектируемому виртуальному измерительному устройству:

- обеспечение режима работы в «реальном масштабе времени»;
- количество одновременно измеряемых параметров не более 5;
- интервал дискретизации (максимальный) при измерениях $T=20$ мс.;
- максимальная статистическая погрешность $E_{\text{ст.}}=5\%$;
- максимальная динамическая погрешность $E_{\text{дин.}}=5\%$;
- измерение исследуемых параметров на стандартных рабочих режимах на высотах до 914 м.
- измерение исследуемых параметров в условиях изменения внешней среды:

- Полное давление воздуха ($P_{вх}^*$) на входе в двигатель изменяется в диапазоне от 0.2 ед. (для высоты 12 км.) до 1,2 ед. (высота 0 км.);
- Полная температура воздуха ($T_{вх}^*$) на входе в двигатель изменяется в диапазоне $-60 \dots +60^\circ\text{C}$.

На рисунке 2.6 представлена общая структурная схема работы нейронной сети на базе персептрона, используемая для построения виртуального измерителя, где X – вектор входных параметров; R – номер элемента входного вектора; S – номер нейрона в слое; W_i – весовые коэффициенты; b – поправочный коэффициент; n_i – результат суммы весовых и поправочных коэффициентов; a – выход скрытого слоя; y – выход нейронной сети.

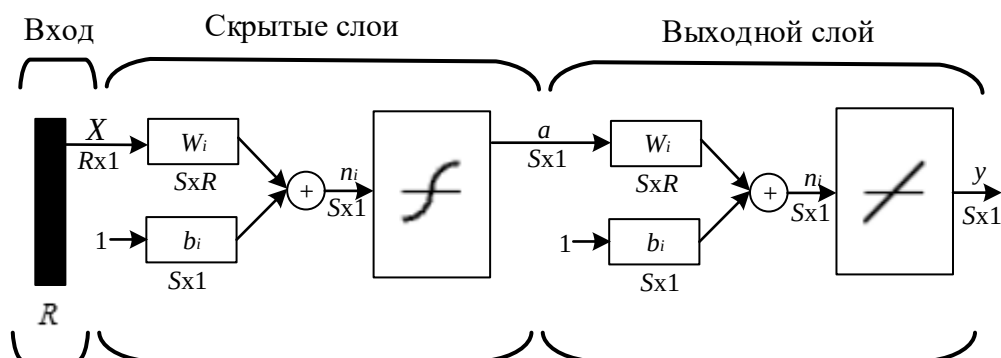


Рисунок 2.6 – Общая структурная схема работы нейронной сети на базе персептрона

Разработанная нейронная сеть (НС) не имеет обратных связей, поэтому не имеет памяти, вследствие чего, выход полностью определяется текущими входами и значениями весовых коэффициентов, что позволяет осуществлять работу в режиме «жесткого реального времени». Обучение нейронной сети осуществлялось с учителем по методу Левенберга-Марквардта (ЛМ) [63]. Данный метод используется для оптимизации параметров нелинейных регрессионных моделей.

Предполагается, что в качестве критерия оценки используется среднеквадратичная ошибка [64] модели на обучающей выборке.

Входные величины имеют разную размерность, вследствие необходимо провести нормализацию параметров согласно выражениям (2.4).

$$\begin{aligned}
 a_{\text{КС ВЫБ.норм.}} &= \frac{a_{\text{КС ВЫБ.}}}{a_{\text{КС ВЫБ.мах}}}; \\
 G_{tD \text{ обуч.норм.}} &= \frac{G_{tD \text{ обуч.}}}{G_{tD \text{ обуч.мах}}}; \\
 T_{\text{КС обуч.норм.}} &= \frac{T_{\text{КС обуч.}}}{T_{\text{КС обуч.мах}}}; \\
 G_{t \text{ обуч.норм.}} &= \frac{G_{t \text{ обуч.}}}{G_{t \text{ обуч.мах}}},
 \end{aligned}
 \tag{2.4}$$

где $G_{tD \text{ обуч.норм.}}$, $T_{\text{КС обуч.норм.}}$, $G_{t \text{ обуч.норм.}}$, $a_{\text{КС ВЫБ.норм.}}$ – нормализованные значения входных переменных с диапазоном от 0 до 1;

В результате для каждого режима работы двигателя определяются данные для проведения эксперимента с эксперт-моделью САУ оксидами азота для снятия зависимости NO_x (G_{tD} , $T_{\text{КС}}$, $a_{\text{КС}}$, G_t) с учетом внешних изменений высотно-климатических условий.

Обучающая выборка должна включать в себя все режимы полета (взлет, набор, заход на посадку (ПМГ), руление (ЗМГ)), при этом для каждого режима изменение параметров осуществляются в расчетном диапазоне. Таким образом, формирование обучающей выборки будет осуществляться в рамках конкретного диапазона с определенным шагом или формулой выбора шага.

Целью формирования оптимальной по объему обучающей выборки является минимизация объема при выполнении условий соблюдения точности и времени обучения.

Выбор объема выборки является серьезной проблемой в задачах построения, обучения, тестирования и использования нейронных сетей [64-67].

С одной стороны увеличение объема выборки позволяет учесть изменения входных воздействий, с другой стороны большой объем выборки увеличивает затраты вычислительных ресурсов РЭД, что неблагоприятно сказывается на

использование нейронных сетей в задачах «жесткого реального времени» и приводит к увеличению ошибки обучения [68].

Поэтому задача определения объема выборки, безусловно, является задачей актуальной и практически важной.

Изменение объема выборки зависит от вида постановки задачи планирования эксперимента [69-71].

Для формирования выборки данные в пределах каждого диапазона определяются методом линейной интерполяции с постоянным шагом (таблица 2.1).

Ниже представлена структурная схема нейронного измерителя оксидов азота на базе персептрона (рисунок 2.7).

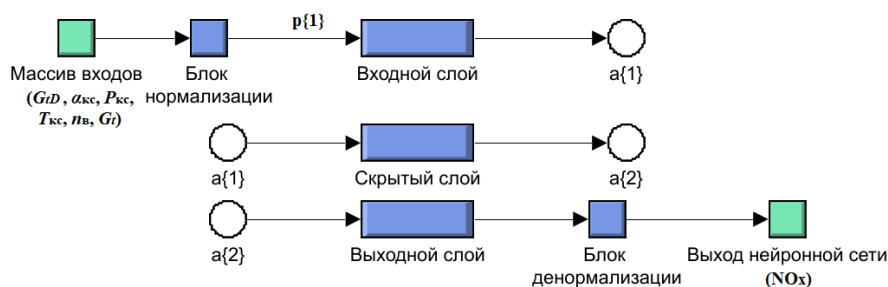


Рисунок 2.7 – Структурная схема измерителя на базе персептрона,

где n_v – частота вращения ротора свободной турбины (вентилятора) ГТД;
 G_t – суммарный расход топлива; $P_{кс}$ – давление за контуром высокого давления (КВД); G_{tD} – суммарный расход топлива через диффузионные коллекторы;
 $T_{кс}$ – температура камеры сгорания; $a_{кс}$ – коэффициент избытка воздуха камеры сгорания; NO_x – концентрация выбросов оксидов азота.

Структура входного и скрытых слоев НС представлена на рисунке 2.8

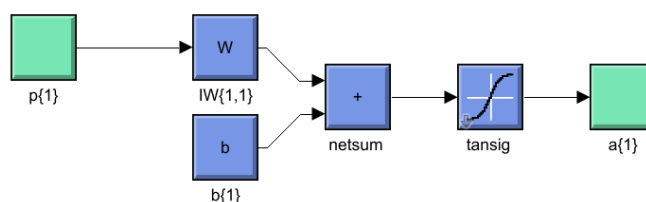


Рисунок 2.8 – Структурная схема входного и скрытых слоев нейронной сети на базе персептрона, где $p\{1\}$ – вектор входных значений после нормализации; $tansig$ – функция активации Гаусса; $a\{1\}$ – выходной вектор.

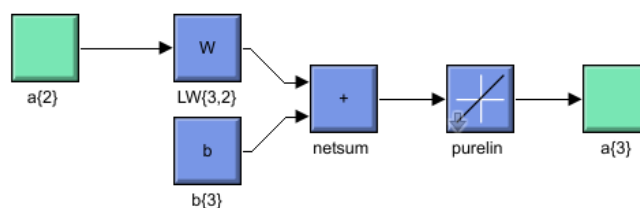


Рисунок 2.9 – Структурная схема выходного слоя нейронной сети
на базе персептрона

Отличие модели выходного слоя (рисунок 2.9) от скрытых заключается в функции активации (ФА), в выходном слое ФА представлено линейной зависимостью блок purelin.

Для выбора оптимальной выборки были проведены исследования по увеличению шага: по изменению полной температуры на входе в двигатель $T^*_{\text{вх}}$ от 1 до 10 К; по изменению полного давления на входе в двигатель $P^*_{\text{вх}}$ от 0.1 до 0.5 атм; по изменению расхода топлива в диффузионном коллекторе $G_{\text{тД}}$ от 5 до 100% (% от суммарного расхода топлива). Так как факторы являются независимыми, то очередность изменения факторов может быть выбрана произвольно. В ходе эксперимента производилось варьирование одного параметра при стабилизации других (однофакторный эксперимент). Результаты приведены в таблице 2.1.

Таблица 2.1 – Результаты однофакторного эксперимента определения оптимальной обучающей выборки с постоянным шагом

	Шаг по $T^*_{\text{вх}}$ (К)	Шаг по $P^*_{\text{вх}}$ (атм.)	Шаг по $G_{\text{тД}}$	Время обучения (t,с.)	Среднеквадратическая ошибка (E, ед.)	Кол-во эпох, (ед.)	Размер выборки (N, ед.)
Изменение $T^*_{\text{вх}}$ для всех режимов	6	0,1	10	65	4.32E-08	2210	7623
	7	0,1	10	13	1.68E-08	410	6897
	8	0,1	10	27	2.38E-08	1136	6171
	9	0,1	10	26	1.35E-07	1176	5445
	10	0,1	10	14	1.17E-07	752	4719
	Минимальные значения:			13	1.68E-08	410	4719
Изменение $P^*_{\text{вх}}$ для всех режимов	7	0,1	10	23	1.62E-07	833	6897
	7	0,2	10	0	2.79E-07	18	2508
	7	0,3	10	5	1.63E-07	372	2508
	7	0,4	10	3	1.97E-07	279	2299
	7	0,5	10	1	3.32E-07	100	1881
	Минимальные значения:			0	1.62E-07	18	1881

Таблица 2.1 – Результаты однофакторного эксперимента определения оптимальной обучающей выборки с постоянным шагом (продолжение)

	Шаг по $T^*_{вх}$ (К)	Шаг по $P^*_{вх}$ (атм.)	Шаг по G_{tD}	Время обучения (t, с.)	Среднеквадратическая ошибка (E, ед.)	Кол-во эпох, (ед.)	Размер выборки (N, ед.)
Изменение G_{tD} для всех режимов	7	0,1	5	88	1.36E-08	1806	13167
	7	0,1	10	19	7.35E-09	736	6897
	7	0,1	15	43	1.54E-08	162	5016
	7	0,1	20	11	8.48E-08	729	3762
	7	0,1	25	1	2.06E-06	66	3135
	7	0,1	30	1	1.65E-06	89	3135
	Минимальные значения:			1	7.35E-09	66	3135

В таблице 2.2 приведены результаты определения оптимальной обучающей выборки с постоянным шагом с учетом нормализации.

Таблица 2.2 – Результаты однофакторного эксперимента определения оптимальной обучающей выборки с постоянным шагом

	Шаг по $T^*_{вх}$ (К)	Шаг по $P^*_{вх}$ (атм.)	Шаг по G_{tD}	Время обучения (с.)	Среднеквадратическая ошибка (E, ед.)	Кол-во эпох, (ед.)	Размер выборки (N, ед.)
Изменение $T^*_{вх}$ для всех режимов	6	0,1	10	1.000	0.320	1.000	1.000
	7	0,1	10	0.200	0.124	0.186	0.905
	8	0,1	10	0.415	0.176	0.514	0.810
	9	0,1	10	0.246	1.000	0.532	0.714
	10	0,1	10	0.215	0.867	0.340	0.619
	Минимальные значения:			0.200	0.124	0.186	0.619
Изменение $P^*_{вх}$ для всех режимов	7	0,1	10	1.000	0.488	1.000	1.000
	7	0,2	10	0.000	0.840	0.022	0.364
	7	0,3	10	0.217	0.491	0.447	0.364
	7	0,4	10	0.130	0.593	0.335	0.333
	7	0,5	10	0.043	1.000	0.120	0.273
	Минимальные значения:			0.000	0.488	0.022	0.273
Изменение G_{tD} для всех режимов	7	0,1	5	1.000	0.007	1.000	1.000
	7	0,1	10	0.216	0.004	0.204	0.524
	7	0,1	15	0.489	0.007	0.406	0.381
	7	0,1	20	0.125	0.041	0.087	0.286
	7	0,1	25	0.011	1.000	0.046	0.238
	7	0,1	30	0.011	0.801	0.009	0.238
	Минимальные значения:			0.011	0.004	0.009	0.238

На рисунках 2.10-2.12 представлены зависимости ошибки обучения при изменении объема выборки по каждому из параметров.

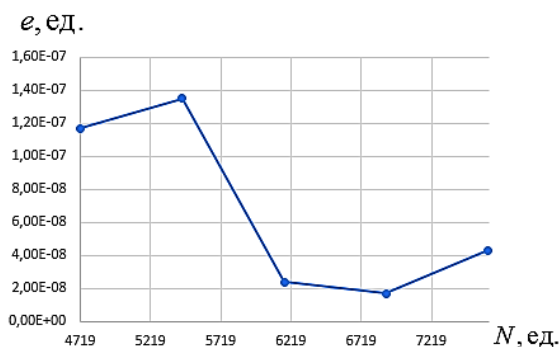


Рисунок 2.10 – График зависимости ошибки обучения от объема выборки при изменении шага по T^*_{BX}

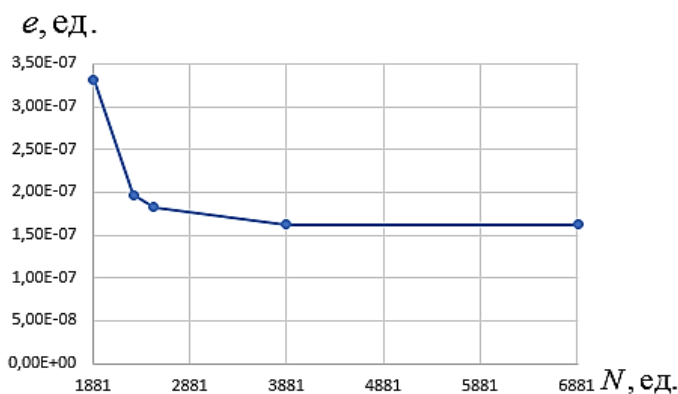


Рисунок 2.11 – График зависимости ошибки обучения от объема выборки при изменении шага по P^*_{BX}

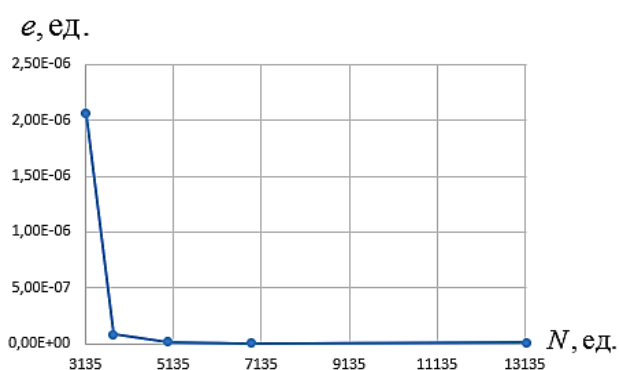


Рисунок 2.12 – График зависимости ошибки обучения от объема выборки при изменении шага по G_{tD}

По графикам (рисунки 2.10-2.12) можно сделать вывод о том, что минимальным значением выборки являются параметры со значениями $T^*_{BX} = 7$ (K), $P^*_{BX} = 0.1$ (атм.), $G_{tD} = 10$ (% от диф. коллектора) с объемом выборки – 6 897 точки.

Также проведенные исследования для разного количества нейронов в скрытом слое (от 3 до 10) показали, что НС содержащая 3 нейрона в скрытом слое имеет затраты по времени на измерение оксидов азота 3,62 мс (таблица 2.3). Увеличение нейронов (более 3-х) существенно увеличивает временные затраты.

Таблица 2.3 – Характеристики НС при различной структуре

Количество нейронов в скрытом слое НС	Среднее квадратическое отклонение (СКО)	Временные затраты РЭД, мс.
3	0,01074	3,62
5	0,00054	6,55
7	0,00025	13,04
10	0,00006	17,41

Данный подход к построению измерителя оксидов азота имеет свои недостатки:

- Отсутствие адаптивности нейронной сети на переходных режимах работы камеры сгорания.
- Большие затраты вычислительных ресурсов РЭД для требуемой точности измерений.
- Низкая точность измерений нейронной сетью при ограниченной по количеству узлов выборке, что не соответствует требованиям РЭД.

Далее в разделе 2.1.4 предложен метод адаптивной коррекции измерителя, что позволило устранить выявленные проблемы.

2.1.4 Способ построения и структура адаптивного виртуального измерителя оксидов азота на базе персептрона

Построение адаптивного виртуального нейронного измерителя оксидов азота, обеспечивающего измерения оксидов азота в режиме «жесткого реального времени» и обладающего улучшенными точностными характеристиками с меньшими затратами вычислительных ресурсов РЭД позволяет устранить вышеописанные недостатки. Адаптивность нейронной сети обеспечивается за счет

введения блока адаптации (adapt), который корректирует весовые коэффициенты скрытого слоя на каждом из режимов работы камеры сгорания.

Снижение затрат вычислительных ресурсов достигается благодаря оптимизированной архитектуре нейронной сети.

Повышение точности измерений реализовано путем разбиения данных на режимы и обучения отдельной сети для каждого режима.

Одним из основных преимуществ адаптивного виртуального нейронного измерителя оксидов азота является его способность работать за счет косвенных измерений. Это позволяет избежать проблем, связанных с износом и повреждением датчика, который может быть подвержен высоким температурам и агрессивной среде в сравнении с термопарой.

Еще одним преимуществом виртуального нейронного измерителя оксидов азота является быстроедействие. Это позволяет более эффективно контролировать работу двигателя и предотвращать различные аварийные ситуации [72].

На рисунке 2.13 приведена структурная схема системы управления МЭКС ГТД. Программа задает в электронном регуляторе двигателя (РЭД) управляющие воздействия на ГТД с помощью сравнения программных и текущих значений параметров ГТД [73].

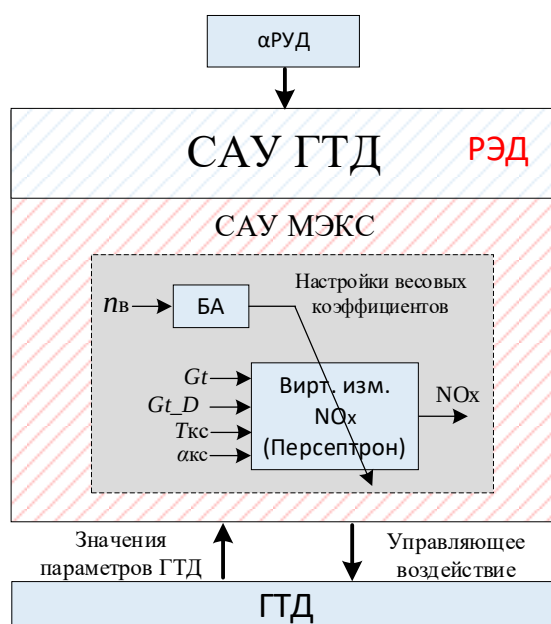


Рисунок 2.13 – Структурная схема системы управления ГТД с применением адаптивного виртуального измерителя оксидов азота,

где n_b – частота вращения ротора свободной турбины (вентилятора) ГТД;
 G_t – суммарный расход топлива; P_{kc} – давление за контуром высокого давления (КВД); G_{tD} – суммарный расход топлива через диффузионные коллекторы;
 T_{kc} – температура камеры сгорания; α_{kc} – коэффициент избытка воздуха камеры сгорания; NO_x – концентрация выбросов оксидов азота

Ниже представлена структурная схема адаптивного нейронного измерителя оксидов азота (введен блок коррекции весовых коэффициентов adapt) на базе персептрона в среде моделирования Matlab Simulink (рисунок 2.14) [74-76].

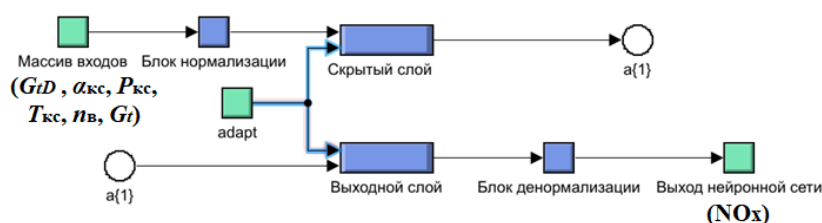


Рисунок 2.14 – Структурная схема адаптивного измерителя оксидов азота на базе персептрона, где n_b – частота вращения ротора свободной турбины (вентилятора)

ГТД; G_t – суммарный расход топлива; P_{kc} – давление за контуром высокого давления (КВД); G_{tD} – суммарный расход топлива через диффузионные коллекторы; T_{kc} – температура камеры сгорания;
 α_{kc} – коэффициент избытка воздуха камеры сгорания; NO_x – концентрация выбросов оксидов азота

Блок нормализации и блок денормализации осуществляют изменения диапазона значений входных (выходных) данных перед подачей их на вход (выход) нейронной сети (НС).

Структура на базе персептрона (рисунок 2.15) включает в себя два аналогично построенных слоя: «Скрытый слой» использует функцию активации Гаусса, «Выходной слой» работает с линейной функцией активации. Скрытый слой содержит весовые коэффициенты и коэффициенты смещения [77].

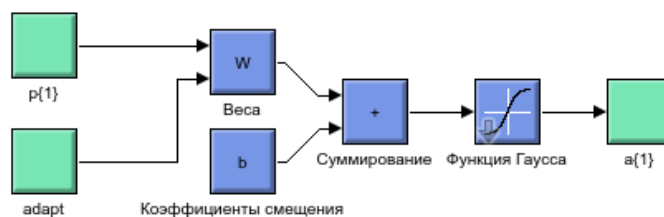


Рисунок 2.15 – Структурная схема «Скрытого слоя 1» нейронной сети на базе персептрона, где $p(1)$ – вектор входных значений после нормализации; Функция Гаусса – функция активации Гаусса; $a(1)$ – выходной вектор; adapt – коэффициенты адаптации

Данные для обучения виртуального адаптивного измерителя оксидов азота на базе персептрона содержали 15000 строк, учитывающие 5 режимов работы ГТД: «Взлет», «Набор», «Снижение», «Заход на посадку (ПМГ)» и «Руление (ЗМГ)» (по 3000 строк на каждый из режимов).

Адаптивность нейронной сети проявляется через подстройку блоком адаптации (adapt) весовых коэффициентов нейронов скрытого слоя, для примера (W_{11} , W_{12}), в соответствии с линейным законом (рисунок 2.16) на каждом из режимов работы камеры сгорания.

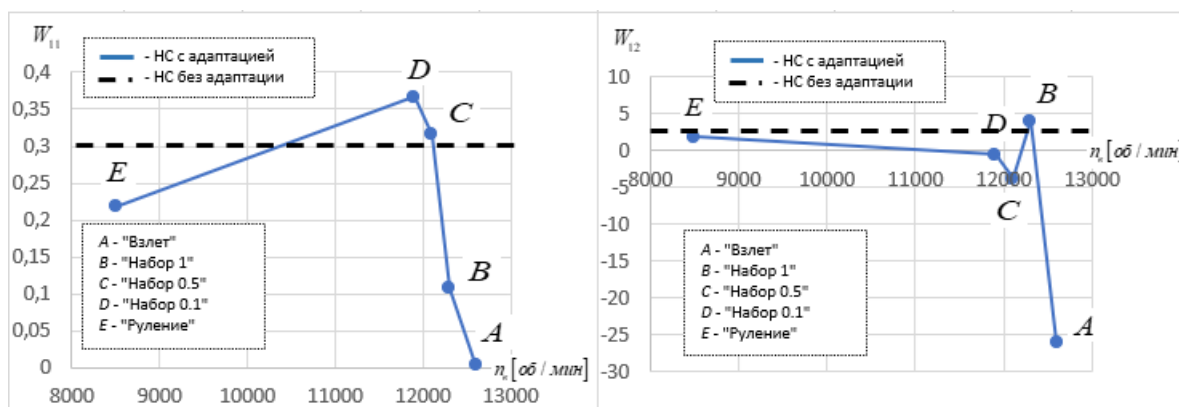


Рисунок 2.16 – Зависимости изменения весовых коэффициентов виртуального измерителя от оборотов ГТД скрытого слоя

Нейронную сеть определенной структуры обучали отдельно для каждого из этих режимов, что позволило адаптировать весовые коэффициенты под конкретные требования и особенности каждого режима и формировании «свёрточной» нейронной сети.

Проведенные исследования для разного количества нейронов в скрытом слое (от 3 до 10) показали, что НС содержащая 3 нейрона в скрытом слое имеет затраты по времени на измерение оксидов азота 3,27 мс (таблица 2.4). Увеличение нейронов (более 3-х) существенно увеличивает временные затраты.

Таблица 2.4 – Характеристики НС с блоком адаптации при различной структуре

Количество нейронов в скрытом слое НС	Среднее квадратическое отклонение (СКО)	Временные затраты РЭД, мс.
3	0,00960	3,27
5	0,00047	5,91
7	0,00022	11,82
10	0,00005	15,39

На рисунке 2.17 представлена осциллограмма работы адаптивного виртуального нейронного измерителя оксидов азота в сравнении с эксперт-моделью эмиссии на различных режимах работы ГТД [78-81]. Требованиями вычислительных ресурсов РЭД является интервал дискретизации (максимальный) при измерениях параметров двигателя $T=20$ мс, а на измерение выбросов оксидов азота выделяется 5 мс.

Увеличение количества нейронов в скрытом слое НС увеличивают затраты времени и не удовлетворяют поставленным требованиям при ограничении на точность измерения.

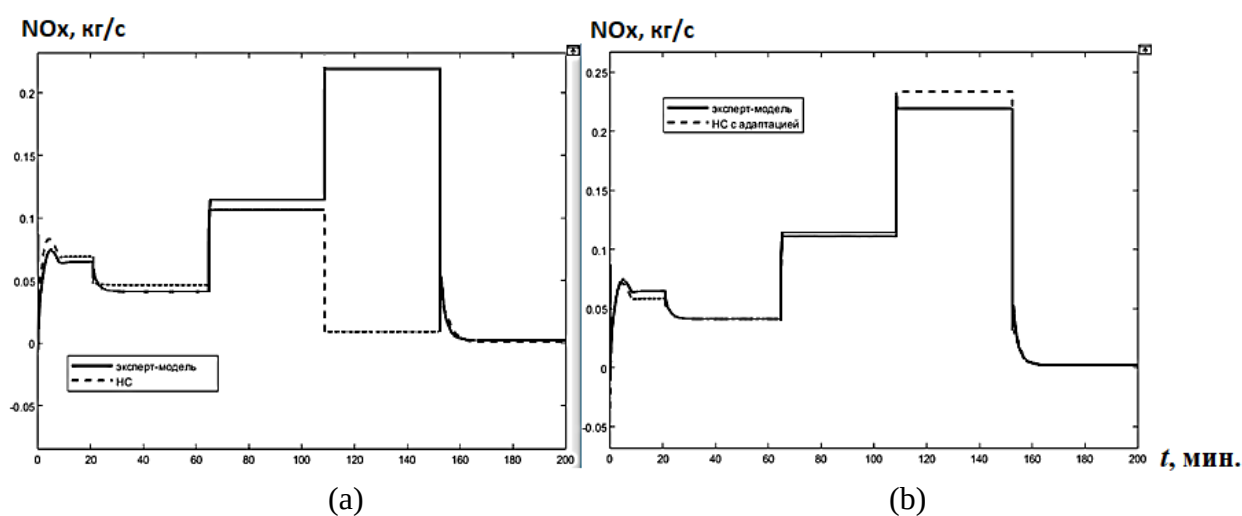


Рисунок 2.17 – Результаты моделирования фактических выбросов оксидов NO_x азота от времени, а – при обученной НС: 3 нейрона 1 скрытый слой на всех полетных режимах 1; б – при обученной

адаптивной НС: 3 нейрона 1 скрытый слой на каждом из полетных режимов с переменными весовыми коэффициентами, где горизонтальная ось время (мин.), вертикальная ось концентрация эмиссии оксидов азота (кг/м³).

Оценка результатов моделирования производилась через среднее квадратическое отклонение (СКО) (2.5) [79].

$$MSE = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (Y_{\text{жел.}} - Y_{\text{тек.}})^2, \quad (2.5)$$

Как видно из результатов моделирования (рисунок 2.17 (а)), данные концентрации оксидов азота не сильно разнятся с идентификационной эксперт-моделью при обученной НС для 3 нейронов в скрытом слое на всех полетных режимах. Среднеквадратическое отклонение нейронной сети от эксперт-модели составляет 0,0096. Время измерения выбросов оксидов азота, составляет 3,27 мс.

Результаты после разбиения данных на режимы и введения блока адаптации приведены (рисунок 2.17 (б)). значение СКО равняется 0,000056. Время измерения выбросов оксидов азота, составляет 3,63 мс.

Благодаря применению нового подхода к построению виртуального адаптивного измерителя оксидов азота на базе персептрона, описанного выше, удалось увеличить точность в 170 раз по отношению к неадаптивному виртуальному измерителю при незначительном увеличении времени измерения на 0.36 мс.

Далее решается проблема построения адаптивного виртуального измерителя температуры на выходе камеры сгорания.

2.1.5 Способ построения и структура виртуального измерителя температуры на базе нечеткой логики

В ряде определяющих факторов устойчивости горения и образования оксидов азота нужно выделять следующие компоненты [82-85]:

- локальные температуры газа в МЭКС;
- время пребывания газа в зоне высоких температур;

- уровни концентрации кислорода и азота в зоне горения;
- температура воздуха на входе в КС.

Проблема измерения и регулирования температуры на переходных режимах ГТД является одной из актуальных. Погрешность измерения и регулирования температуры газа в диапазоне 500...2700 К на установившихся режимах не должна превышать 5...10 К, а на переходных режимах 30...50 К на время не более 0,5...1 с. Показатель инерционности термопары не должен превышать значения 1...3 с. при нормальных условиях и соответствующему числу Маха $M = 0,5$.

Предлагается рассмотреть построение нечеткого виртуального измерителя температуры камеры сгорания с применением ANFIS-сети [86, 87].

Предлагаемый подход основан на применение виртуального нечеткого измерителя температуры камеры сгорания, на основе показаний которого, происходит регулирование расхода топлива в коллекторах. Особенностью разрабатываемого виртуального нечеткого измерителя температуры является то, что он непрерывно измеряет температуру в КС газотурбинного двигателя (ГТД) в «жестком реальном времени» и является альтернативой термопары.

Рассмотрим проектирование виртуального нечеткого измерителя температуры, когда база знаний отсутствует или связь между переменными входа не известна.

На рисунке 2.18 представлена структурная схема функционирования нечеткого измерителя температуры камеры сгорания на базе ANFIS-сети.

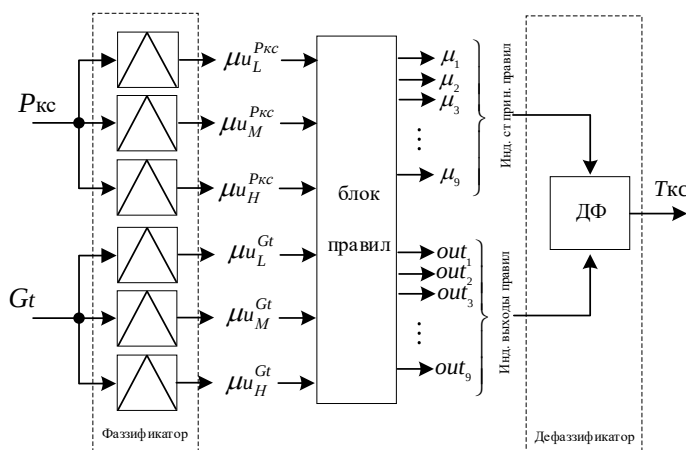


Рисунок 2.18 – Структурная схема функционирования нечеткого измерителя

температуры выхода камеры сгорания на базе ANFIS-сети, где G_t – суммарный расход топлива; $P_{\text{кв}}$ – давление за контуром высокого давления (КВД); $T_{\text{кв}}$ – температура камеры сгорания

На рисунке 2.19 показано расположение треугольных терм трех входов и синглтоны по всем входным переменным, с помощью которых вычисляются степени принадлежности (выход фаззификатора).

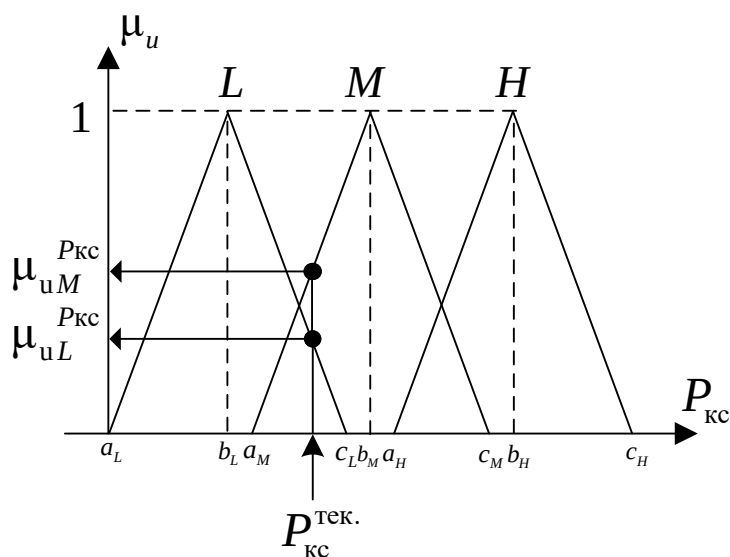


Рисунок 2.19 – Принцип построения степеней принадлежности фаззификатора нечеткой сети ANFIS, где $P_{\text{кв}}^{\text{тек.}}$ – текущие значения давления за контуром высокого давления; a_i, b_i, c_i – параметры треугольных функций принадлежности; μ_{u_i} – степени принадлежности терм-множества

Для описания фаззификации используются треугольные термы множества класса Т [88-90] (рисунок 2.20), поскольку просты в использовании и позволяют реализовать поставленные задачи.

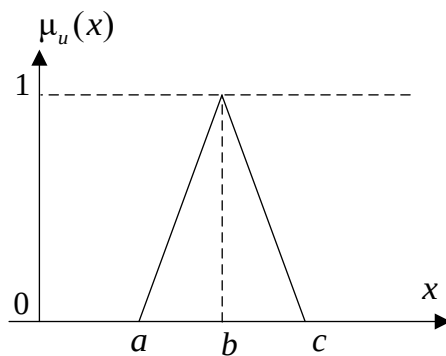


Рисунок 2.20 – Треугольный терм множества фаззификатора ANFIS-сети

Математическое описание треугольных терм основания которых равны интервалу 0-1, выполнено согласно выражениям (2.6).

$$trn(x, a, b, c) = \begin{cases} 0, & \text{if } (x \leq a) \\ \frac{x-a}{b-a}, & \text{if } (a < x \leq b) \\ \frac{c-x}{c-b}, & \text{if } (b \leq x < c) \\ 0, & \text{if } (x \geq c) \end{cases} \quad (2.6)$$

ANFIS-сеть содержит по 3 треугольных терм-множества на каждый вход («L», «M» и «H») и 9 правил (таблица 2.5).

Таблица 2.5 – Описание блока правил нечеткой ANFIS-сети

$\begin{matrix} P \\ G_t \end{matrix}$	L	M	H
L	out1	out2	out3
M	out4	out5	out6
H	out7	out8	out9

Дефазификация выполняется по методу среднего взвешенного значения (2.7) [91-93].

$$T_{\text{кс}} = \frac{\sum \mu_i \cdot \text{out}_i}{\sum \mu_i}, \text{ где} \quad (2.7)$$

$$\mu_1 = \min(\mu_L^{Gr}, \mu_L^P); \mu_2 = \min(\mu_L^{Gr}, \mu_M^P); \mu_3 = \min(\mu_L^{Gr}, \mu_H^P); \mu_4 = \min(\mu_M^{Gr}, \mu_L^P); \mu_5 = \min(\mu_M^{Gr}, \mu_M^P);$$

$$\mu_6 = \min(\mu_M^{Gr}, \mu_H^P); \mu_7 = \min(\mu_H^{Gr}, \mu_L^P); \mu_8 = \min(\mu_H^{Gr}, \mu_M^P); \mu_9 = \min(\mu_H^{Gr}, \mu_H^P).$$

На рисунке 2.21 представлена модель ANFIS-сети, реализованная в программной среде Matlab Simulink [94].

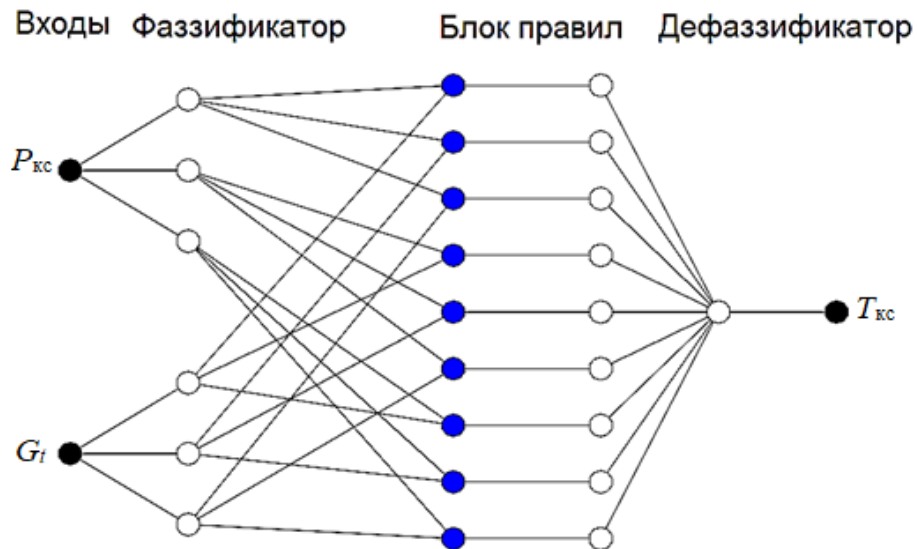


Рисунок 2.21 – Структура нейро-нечеткой системы вывода ANFIS, где G_t – суммарный расход топлива; P_{kc} – давление за контуром высокого давления (КВД); T_{kc} – температура камеры сгорания

На рисунке 2.22 представлена осциллограмма работы выхода адаптивного виртуального измерителя температуры КС в сравнении с открытой термопарой на примере трех полетных режимах «Взлет», «Набор», «Снижение» работы КС.

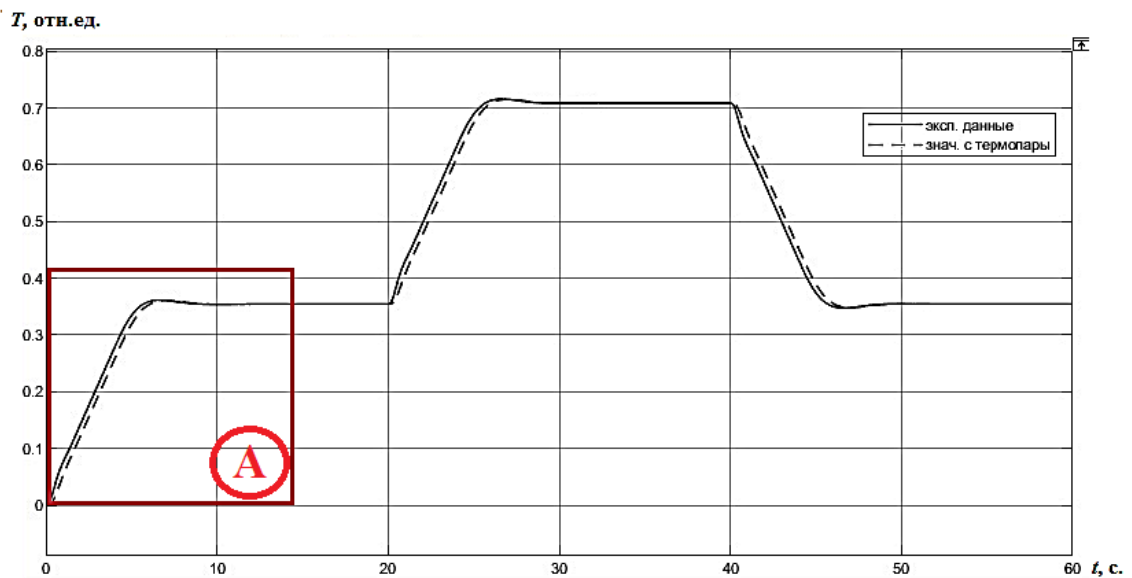


Рисунок 2.22 – Осциллограмма работы выхода адаптивного виртуального измерителя температуры КС на основных полетных режимах в сравнении термопарой открытого типа

Результаты работы измерителя температуры на режиме «Взлет» в увеличенном масштабе в сравнении с открытой термопарой (открытый спай) представлены на рисунке 2.23.

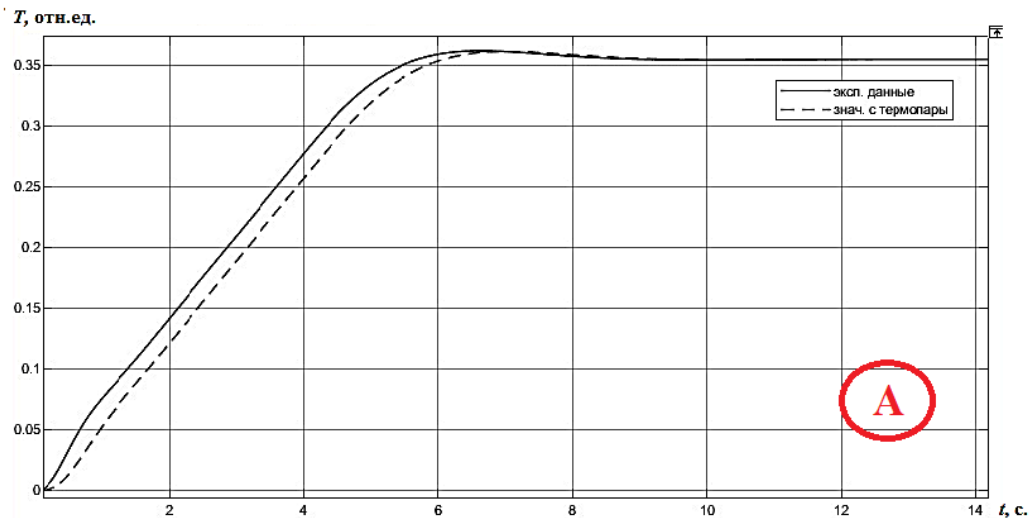


Рисунок 2.23 – Осциллограмма работы выхода адаптивного виртуального измерителя температуры КС на режиме «Взлет» в сравнении с термопарой открытого типа

Анализ результатов моделирования (рисунок 2.23) показал, что при использовании измерителя температуры на базе нечеткой логики, происходит уменьшение показателя инерционности на 5...7%.

Данные показатели свидетельствуют о том, что предлагаемый виртуальный измеритель температуры на базе нечеткой логики обеспечивает уменьшение показателя инерционности, и как следствие более высокое быстродействие относительно термопары.

Данный подход к построению измерителя температуры имеет свои недостатки:

1. Отсутствие адаптивности измерителя температуры к изменяющимся условиям эксплуатации (смена режима работы КС, изменения внешних климатических условий и т.д.).
2. Большие затраты вычислительных ресурсов РЭД для требуемой точности измерений.

3. Низкая точность измерений при ограниченной по количеству узлов выборке, что не соответствует требованиям РЭД.

Далее в разделе 2.1.6 предложен способ адаптации, реализованный в виде блока адаптации (БА). Этот блок корректирует параметры нечеткой логики в зависимости от текущего режима и позволяет устранить вышеописанные недостатки.

2.1.6 Способ построения и структура адаптивного виртуального измерителя температуры на базе нечеткой логики

Предлагается способ построения адаптивного виртуального измерителя на базе нечеткой логики, который основан на коррекции оснований терм-множеств фаззификатора при ограничении на затраты вычислительных ресурсов. Моделирование осуществляется с помощью пакета прикладных программ MATLAB в среде моделирования Simulink.

Разработанный адаптивный виртуальный измеритель температуры камеры сгорания на базе нечеткой логики обеспечивает сокращение времени измерения параметров ГТД, при соблюдении требований по затратам вычислительных ресурсов и точности.

На рисунке 2.24 приведена структурная схема САУ ГТД с адаптивным нечетким измерителем температуры КС. Программа поступает в электронный регулятор двигателя (РЭД), где формируются управляющие воздействия на ГТД с помощью сравнения программных и текущих значений параметров ГТД [95-98].

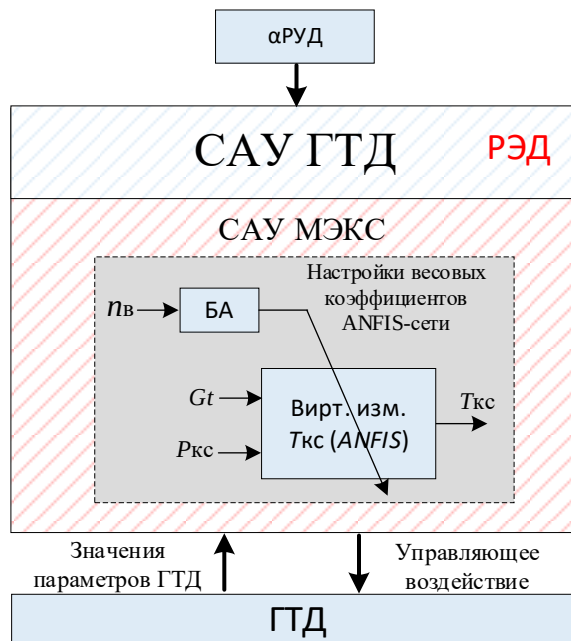


Рисунок 2.24 – Структурная схема САУ ГТД с адаптивным нечетким измерителем температуры КС

Разработанный адаптивный виртуальный измеритель температуры камеры сгорания $T_{\text{КС}}$ (см. верхнюю часть рисунка 2.24), основан на оценке параметров ГТД: $P_{\text{КС}}$ – давление за контуром высокого давления (КВД), G_t – суммарный расход топлива, n_v – частота вращения ротора свободной турбины (вентилятора) ГТД.

Структура нейро-нечеткой системы вывода ANFIS представлена в разделе 2.1.5 на рисунке 2.21 [99-104].

ANFIS-сеть содержит по 3 треугольных терм-множества на каждый вход («L», «M» и «H») и 9 правил (таблица 2.5).

Дефаззификация выполняется по методу среднего взвешенного значения (2.8) [105-111].

Данные для обучения нейро-нечеткой системы вывода ANFIS содержали 15000 строк, учитывающие 5 режимов работы ГТД: «Взлет», «Набор», «Снижение», «Заход на посадку (ПМГ)» и «Руление (ЗМГ)» (по 3000 строк на каждый из режимов). Обучение нейро-нечеткой системы вывода проводилось в пакете прикладных программ MATLAB [107-109].

Результат работы адаптивного виртуального измерителя, обученного на всем диапазоне данных, приведены на рисунке 2.25. Красными звездочками обозначены

выходы виртуального измерителя, а синими окружностями исходные данные. Как видно из рисунка, данные разнятся на большинстве режимов.

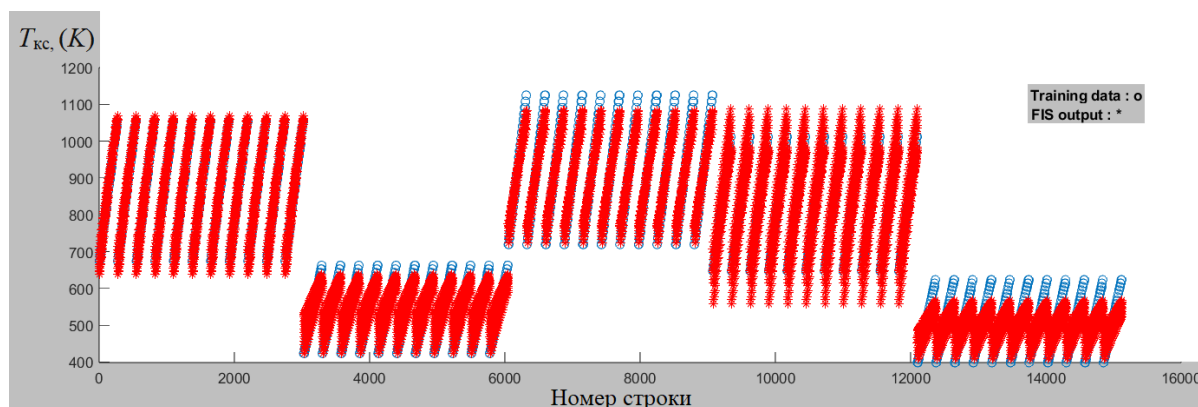


Рисунок 2.25 – Результаты работы виртуального измерителя без блока адаптации

Среднее квадратическое отклонение (СКО) при обучении нейро-нечеткой системы вывода ANFIS на всем диапазоне данных равняется 51.353. Полученное значение СКО обусловлено малой вычислительной мощностью, отведенной для адаптивного виртуального измерителя температуры камеры сгорания.

Для разработанного адаптивного измерителя температуры, предлагается уменьшение значения СКО за счет разбиения данных на режимы и получения индивидуальных настроек нейро-нечеткой системы вывода на каждом из режимов. Настройки расположения терм-множеств входа G_t на режимах «Набор» и «Набор 0.5» (50% от высоты режима «Набор») приведены на рисунке 2.26.

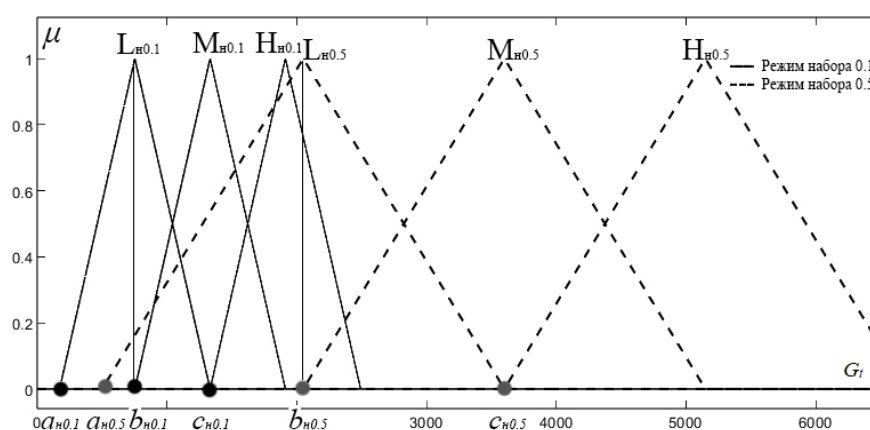


Рисунок 2.26 – Расположение терм-множеств входа G_t на режимах «Набор» и «Набора 0.5»

Настройки расположения терм-множеств входа $P_{кc}$ приведены на рисунке 2.27.

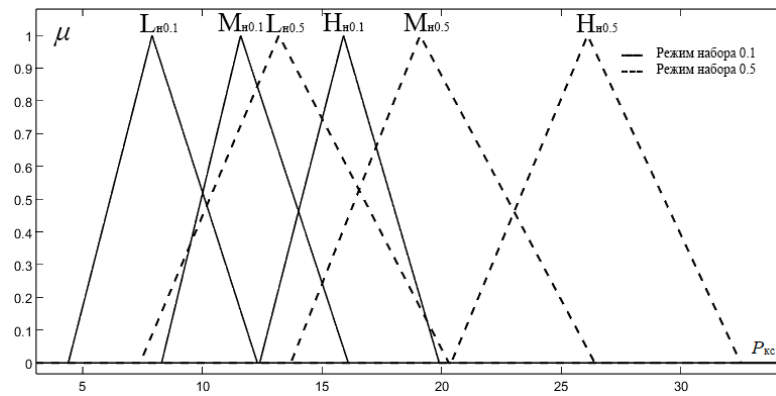
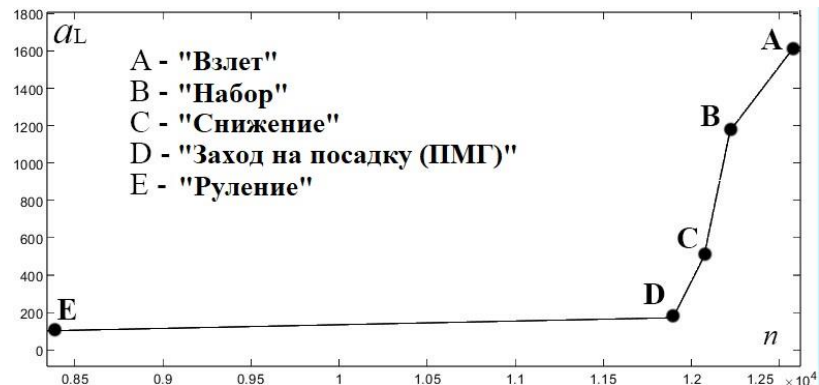
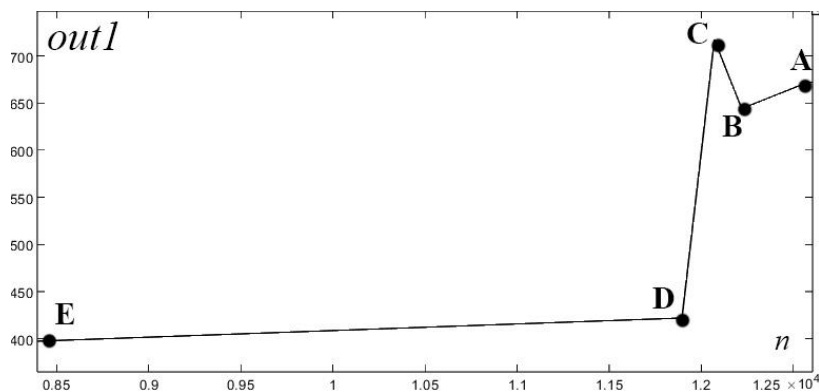


Рисунок 2.27 – Расположение терм-множеств входа $P_{кc}$ на режимах «Набор» и «Набор 0.5»

Для определения текущих настроек нейро-нечеткой системы вывода разработан блок адаптации (см. «БА» на рисунке 2.24). Каждому из режимов соответствует определенное значение оборотов ротора высокого давления n_v : «Взлет» – 1615; «Набор» – 1190; «Снижение» – 565; «Заход на посадку (ПМГ)» – 215; «Руление» – 160. Некоторые зависимости параметров виртуального измерителя от оборотов ГТД приведены на рисунке 2.28.



а



б

Рисунок 2.28 – Зависимости параметров виртуального измерителя

от оборотов ГТД, а – параметра «а» терм-множества «L» для входа G_i ; б – индивидуального выхода первого правила «out1»

Результаты работы адаптивного виртуального измерителя температуры КС после разбиения данных на режимы и введения блока адаптации приведены на рисунке 2.29. значение СКО равняется 5.136.

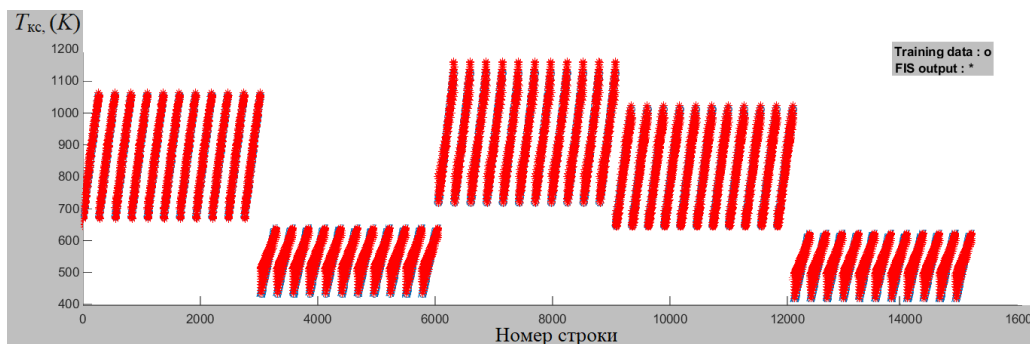


Рисунок 2.29 – Результаты работы виртуального измерителя с учетом блока адаптации

Благодаря применению предложенного способа построения адаптивного виртуального измерителя на базе нечеткой логики, описанного выше, удалось увеличить точность (СКО уменьшилось с 51.353 до 5.136 на 89%).

2.2 Выводы по второй главе

1. Осуществлено построение системы автоматического управления эмиссией оксидов азота, основанной на оценке состояний «виброгорения» и «бедного» срыва, отвечающей требованиям систем «жесткого реального времени».
2. Разработан способ построения и структуры виртуальных и виртуальных адаптивных измерителей температуры камеры сгорания на базе ANFIS-сети и эмиссии оксидов азота на базе перцептрона на основных режимах работы ГТД.
3. Анализ результатов моделирования разработанной в диссертации структуры САУ и метода управления концентрацией эмиссии оксидов азота подтвердил возможность эффективного управления выбросами оксидов азота.
4. Реализация адаптивного виртуального нечеткого измерителя температуры камеры сгорания позволила снизить инерционность измерений на 5-7%, а также повысить точность на 89%.

5. Применение нового способа построения виртуального адаптивного измерителя оксидов азота на базе персептрона позволило увеличить точность в 170 раз по отношению к неадаптивному при незначительном увеличении времени измерения на 0,36 мс, и одновременно уменьшить количество операций при построении нейронной сети на 89,8% (с 362 до 37 ед.), что соответствует требованиям «жесткого реального времени» для работы ГТД.

ГЛАВА 3. МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЭМИССИЕЙ ОКСИДОВ АЗОТА

На основании предложенного ранее метода выполнен синтез САУ выбросами оксидов азота, а также проведён анализ работы регуляторов расхода топлива. Вычислительный эксперимент в работе осуществлен на основании предложенной САУ оксидами азота, в состав которой входят регулятор расхода топлива и виртуальные адаптивные измерители концентрации эмиссии оксидов азота и температуры КС. Эксперимент проведен в различных условиях (включая нормальные климатические условия, воздействие помех, в том числе слабых флуктуационных, импульсных помех, деградации и отказов). Синтез способа управления концентрацией эмиссии оксидов азота реализован в программном пакете Matlab Simulink. Полученная оценка подчеркивает эффективность разработанного решения в различных условиях эксплуатации.

3.1 Синтез модели системы управления концентрацией эмиссии оксидов азота в программном пакете Matlab Simulink

Для моделирования выбросов оксидов азота достаточно использования упрощённой САУ [112] в среде Matlab Simulink (рисунок 3.1). Такая САУ позволяет смоделировать ключевые процессы образования оксидов азота, учитывая основные параметры работы двигателя (температуру, давление, состав выхлопных газов). Упрощение ускоряет вычисления и облегчает анализ, сохраняя при этом достаточную точность для исследования выбросов.

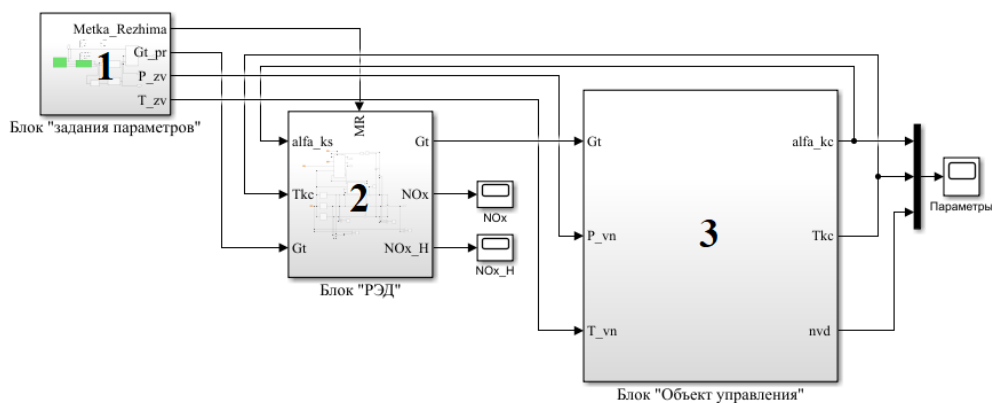


Рисунок 3.1 – Упрощенная САУ ГТД программном пакете Matlab Simulink

Упрощенная САУ ГТД представляет собой совокупность блоков (рисунок 3.1):

- Блок «Задание параметров» (обозначен цифрой 1): представляет собой часть структурной схемы САУ ГТД, в котором задаются исходные параметры системы.
- Блок «РЭД» (Регулятор электронный двигателя) (обозначен цифрой 2): является регулятором, который принимает на вход заданные параметры и данные с объекта управления (ГТД). Его основная функция – вычисление управляющего сигнала на основе разницы между заданными и фактическими значениями параметров.
- Блок «Объект управления» (обозначен цифрой 3): представляет собой математическую модель самого газотурбинного двигателя (ГТД). Он принимает на вход управляющие сигналы от блока РЭД и в ответ передает данные о текущем состоянии системы, такие как скорость вращения вала, давление, температура и т.д.

Для корректного функционирования системы управления концентрацией эмиссии оксидов азота, реализованной в Matlab Simulink, необходимо учитывать ряд ограничений, связанных с временными характеристиками:

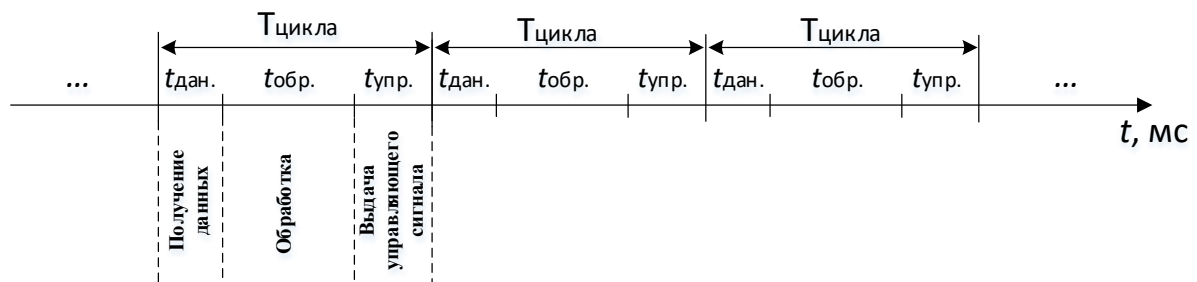


Рисунок 3.2 – Цикл управления КС

На рисунке 3.2 представлены ограничения на цикл управления КС.

Процесс включает в себя следующие этапы:

Получение данных ($t_{дан.}$) – время получения данных от сенсоров (температура, давление, концентрация NO_x и т. д.) (до 1 мс).

Обработку информации ($t_{обр.}$) – время на вычисление оптимального управляющего воздействия на основе текущих параметров (до 15 мс).

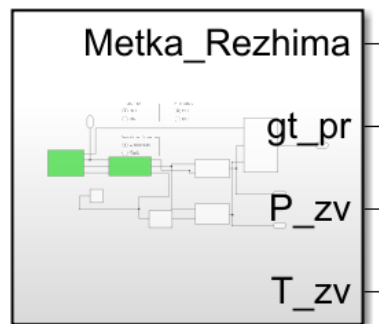
Выдачу управляющего воздействия ($t_{упр.}$) – время на перераспределение топлива в коллекторах и регулировка коэффициента избытка воздуха (до 4 мс).

Используемые алгоритмы управления эмиссией оксидов азота должны учитывать изменяющиеся внешние условия и параметры САУ и корректировать управление расходом топлива по коллекторам.

Далее рассмотрим описание работы блоков «Задание параметров», «Объект управления», «РЭД».

3.1.1 Блок «Задание параметров»

Блок «Задание параметров» (рисунок 3.3) служит для формирования приведенных задающих воздействий на модель, таких как Gt_{pr} – приведенное значение суммарного топлива, поступающее на вход КС, P_{zv} – полное давление на входе в двигатель ($P_{вх}^*$), T_{zv} – полная температура воздуха $T_{вх}^*$, $Metka_Rezhima$ (в дальнейшем MR) – отражает порядковый номер текущего режима полета («Взлет», «Набор высоты» и др.).



Блок «Задание параметров»

Рисунок 3.3 – Блок «Задание параметров» в программном пакете Matlab Simulink

Содержимое блока «Задание параметров» представлено на рисунке 3.4.

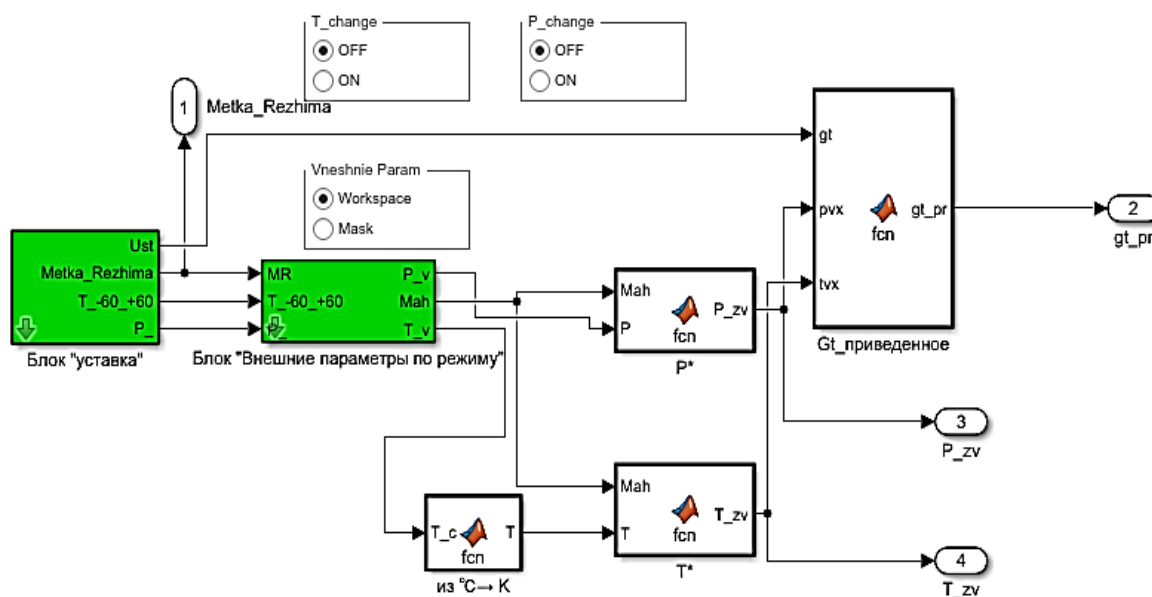


Рисунок 3.4 – Содержимое блока «Задание параметров» в программном пакете Matlab Simulink

Блок «Задания параметров» включает в себя блок «Уставка» (рисунок 3.4), который представляет собой блок параметров с определенными функциями:

- Установка метки режима полета.

Блок «установка» отвечает за определение и выдачу метки режима полета. Это может быть один из следующих режимов: «Взлет», «Набор», «Снижение», «Заход на посадку (ПМГ)», «Руление (ЗМГ)».

- Формирование времени пребывания в каждом режиме:

Блок формирует и задает время (в секундах) пребывания на каждом из режимов полета. Время может задаваться произвольно в зависимости от конкретных условий и требований полета.

- Разброс по температуре и давлению:

Задаётся вариация параметров по температуре и давлению. Разброс учитывается для моделирования реальных условий полета, где параметры окружающей среды могут изменяться (рисунок 3.5).

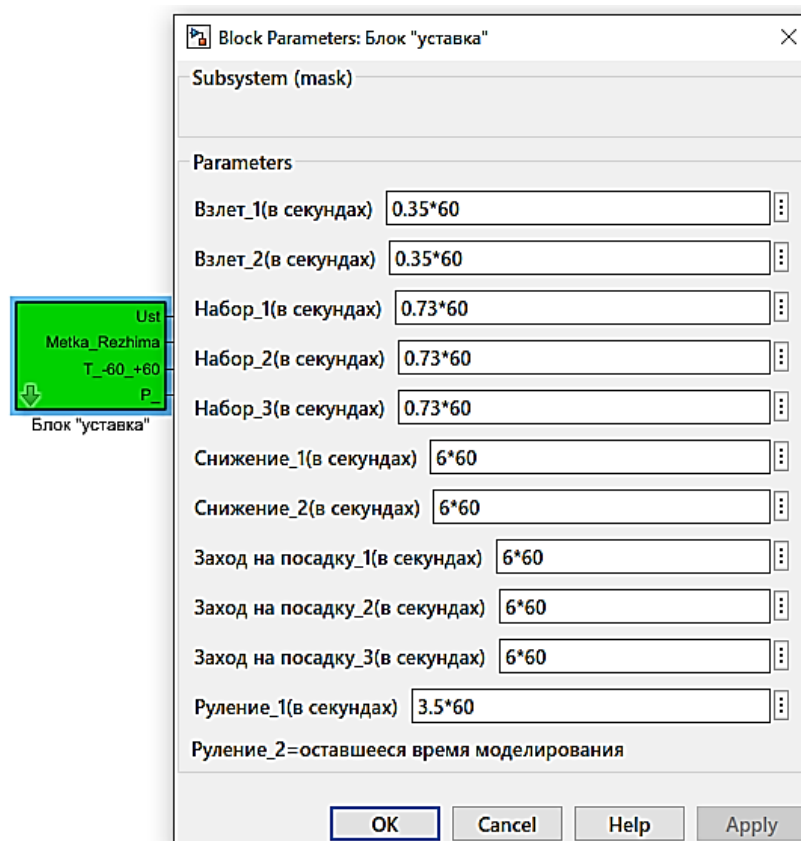


Рисунок 3.5 – Содержимое блока «Установка»

Блок «Внешние параметры по режиму» (рисунок 3.6) – имитирует измеренные параметры датчиками двигателя на основных полетных режимах.

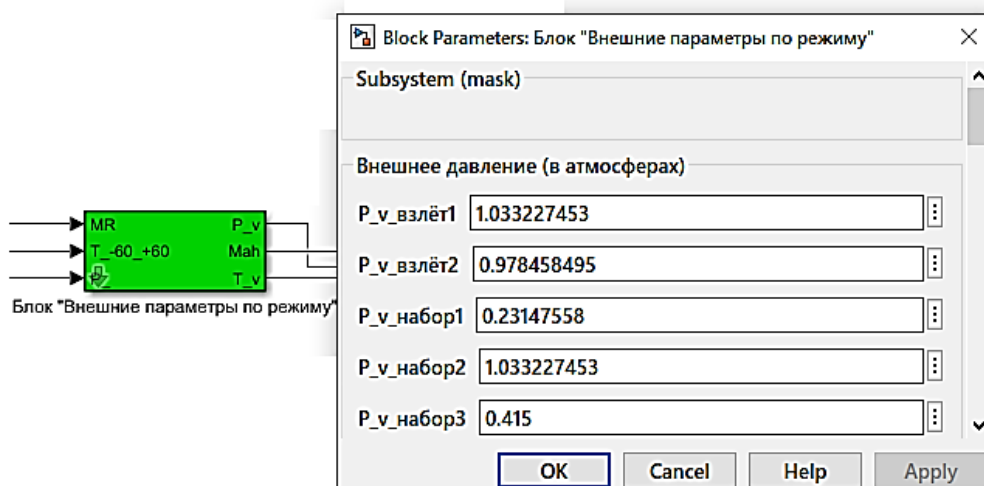


Рисунок 3.6 – Содержимое блока «Внешние параметры по режиму»

Блок « P^* » – вычисляет $P_{\text{вх}}^*$ полное атмосферное давление с учетом $M_{\text{п}}$ – числа Маха полета, значения могут меняться от 0 до 1.

Блок « T^* » – вычисляет $T_{\text{вх}}^*$ полную температуру на входе в двигатель с учетом $M_{\text{п}}$.

3.1.2 Блок «Объект управления»

Блок «Объект управления» (рисунок 3.7) служит для имитации параметров ГТД на основных полетных режимах.

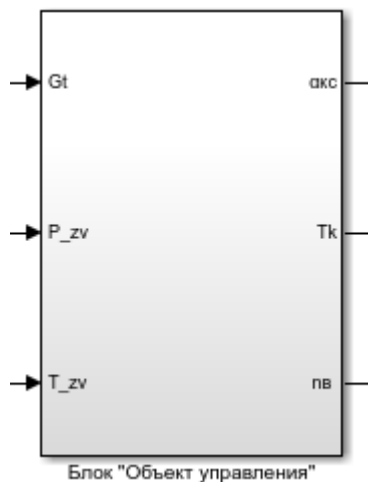


Рисунок 3.7 – Блок «Объект управления» в программном пакете Matlab Simulink

Входами являются параметры: G_t – суммарный расход топлива; P_{zv} – полное давление на входе в двигатель ($P_{вх}^*$); T_{zv} – полная температура воздуха ($T_{вх}^*$).

Выходные параметры: $\alpha_{кc}$ – коэффициент избытка воздуха; $T_{кc}$ – температура камеры сгорания; n_b – частота вращения ротора свободной турбины (вентилятора) ГТД.

Содержимое блока «Объект управления» представлено на рисунке 3.8.

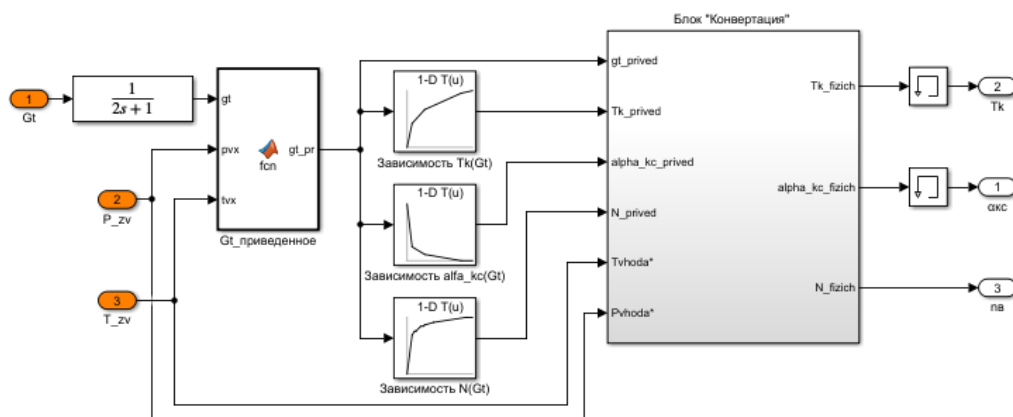


Рисунок 3.8 – Содержимое блока «Объект управления» в программном пакете Matlab Simulink

Блок «Объект управления» представляет собой табличные зависимости $\alpha_{\text{кс}}(Gt)$, $T_{\text{кс}}(Gt)$, $n_{\text{в}}(Gt)$.

Блок «Конвертация» осуществляет перевод из приведенных значений параметров в физические.

Ниже представлены формулы расчета приведенных значений параметров ГТД (3.1) [113]:

$$\begin{aligned} P_{\text{кс.привед.}} &= \frac{P_{\text{кс.изм.}} \cdot 1.033}{P_{\text{вх}}^*}; \\ T_{\text{кс.привед.}} &= \frac{T_{\text{кс.изм.}} \cdot 288}{T_{\text{вх}}^*}; \\ \alpha_{\text{кс.привед.}} &= \frac{\alpha_{\text{кс.изм.}} \cdot T_{\text{вх}}^*}{288}; \\ Gt_{\text{привед.}} &= Gt_{\text{изм.}} \cdot \frac{1.033}{P_{\text{вх}}^*} \cdot \left(\frac{288}{T_{\text{вх}}^*} \right)^{0.61}; \\ n_{\text{в.привед.}} &= n_{\text{изм.}} \cdot \left(\frac{288}{T_{\text{вх}}^*} \right)^{0.61}, \end{aligned} \quad (3.1)$$

где $P_{\text{вх}}^*$ и $T_{\text{вх}}^*$ – полное атмосферное давление и температура формируемые на входе в двигатель, и рассчитываемые по формулам (3.2):

$$\begin{aligned} P_{\text{вх}}^* &= P_{\text{н}} \cdot (1 + 0.2 M_{\text{п}}^2)^{3.5}; \\ T_{\text{вх}}^* &= T_{\text{нк}} \cdot (1 + 0.2 M_{\text{п}}^2); \end{aligned} \quad (3.2)$$

$M_{\text{п}}$ – число Маха полета, причем для параметров $P_{\text{вх}}^*$ и $T_{\text{вх}}^*$ значения могут меняться от 0 до 1; $P_{\text{н}}$ – атмосферное давление; $T_{\text{нк}}$ – температура атмосферного воздуха.

Пример расчета «Режим набора»:

$$\begin{aligned} P_{\text{кс.физ.}} &= \frac{P_{\text{кс.привед.}} \cdot P_{\text{вх}}^*}{1.033} = \frac{32.24 \cdot (0.97...1.84)}{1.033} = (30.27...57.42) \text{ кГ/см}^2 \\ T_{\text{кс.физ.}} &= \frac{T_{\text{кс.привед.}} \cdot T_{\text{вх}}^*}{288} = \frac{814.42 \cdot (228.8...357.7)}{288} = (647.2...1011.5) \text{ К} \end{aligned}$$

$$Gt_{\text{физ.}} = \frac{Gt_{\text{привед.}}}{\frac{1,033}{P_{\text{вх}}^*} \cdot \left(\frac{288}{T_{\text{вх}}^*}\right)^{0,61}} = \frac{5639,81}{\frac{1,033}{(0,97...1,84)} \cdot \left(\frac{288}{(228,8...357,7)}\right)^{0,61}} = (4603...11465) \text{ кг/ч}$$

Необходимость этого объясняется тем, что при $M_{\text{п}} = 1$ температура газа за турбиной ниже температуры газа при $M_{\text{п}} = 0$, а частота вращения ротора низкого давления при $M_{\text{п}} = 1$ выше частоты вращения $M_{\text{п}} = 0$ за счет увеличения перепада давления на турбине с увеличением скорости полета.

3.1.3 Блок «РЭД»

Регулятор электронный двигателя (РЭД) анализирует текущее состояние двигателя и корректирует его работу путем управления различными исполнительными механизмами, такими как топливные насосы и т.д. РЭД включает в себя алгоритмы управления, обеспечивающие точное соответствие работы двигателя заданным параметрам.

На рисунке 3.9 представлена структурная схема системы управления эмиссией оксидов азота с учетом перераспределения топлива по коллекторам (Блок «РЭД») реализованная в программном пакете Matlab Simulink.

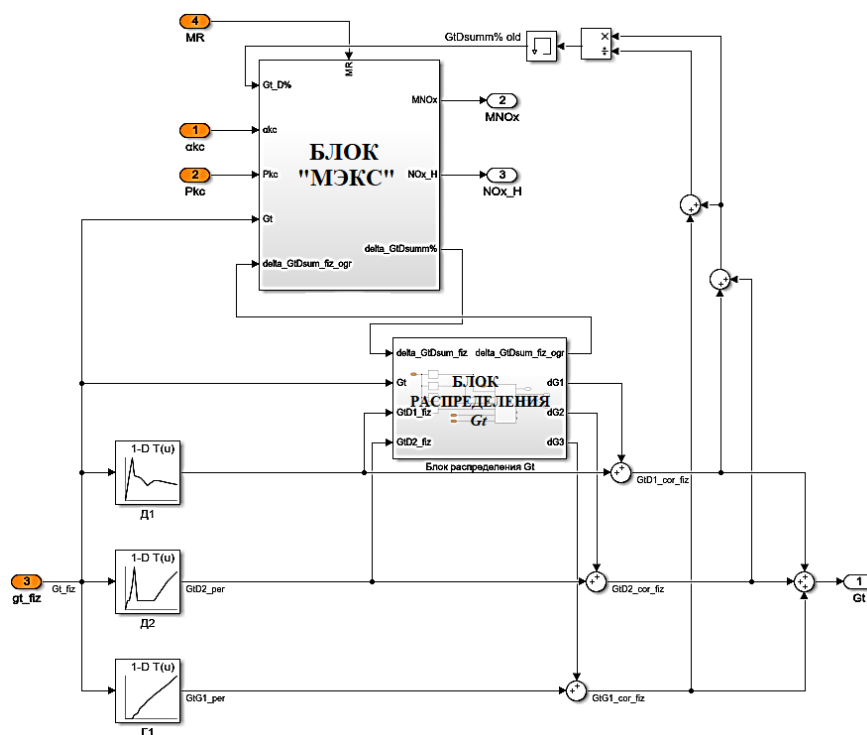


Рисунок 3.9 – Структурная схема системы управления эмиссией оксидов азота с учетом перераспределения топлива по коллекторам (Блок «РЭД») реализованная в программном пакете Matlab Simulink

На вход данной схемы поступают параметры: gt_fiz – суммарный физический расход топлива на режиме (кг/ч); MR – метка текущего режима полета; $\alpha_{кс}$ – коэффициент избытка воздуха (ед.); $P_{кс}$ – давление за контуром высокого давления (КВД) (кгс/см²).

Выходными параметрами модели являются: MNO_x – интеграл эмиссии выбросов оксидов азота с учетом ограничения высоты в 914 м. (кг); NO_x_H – текущее значение концентрации эмиссии оксидов азота с учетом ограничения высоты в 914 м. (кг); G_t – суммарный расход топлива (кг/ч);

Пакет Matlab Simulink предоставляет возможность осуществить аппроксимацию с помощью встроенного блока «1-D Lookup Table». С помощью данного блока была осуществлена интерполяция по линейному закону функциональных зависимостей среднего расхода топлива на каждом из коллекторов Д1, Д2, Г1, где Д – диффузионный, Г – гомогенный. Значения данных блоков формировались по формуле (3.3):

$$G_{t_{(D1,D2,G1)_{пер}}} = \frac{G_{t_max} - G_{t_min}}{2} \quad (3.3)$$

где, G_{t_max} и G_{t_min} – максимальный и минимальный расход топлива на коллекторе (кг/ч).

Далее поступающее количество топлива каждого из коллекторов подвергается коррекции на сумматорах $G_{tD1_cor_fiz}$, $G_{tD2_cor_fiz}$, $G_{tG1_cor_fiz}$.

«Блок распределения G_t » формирует диапазоны расхода топлива и поправку на каждый коллектор. Входными параметрами являются $delta_G_{tDsum_fiz}$ – содержание топлива в диффузионном коллекторе (кг/ч); G_t – суммарный расход топлива (кг/ч); G_{tD1_fiz} – выходное значение топлива в первом диффузионном коллекторе с блока Д1 (кг/ч); G_{tD2_fiz} – выходное значение топлива во втором диффузионном коллекторе с блока Д2 (кг/ч).

Выходные параметры: $\Delta G_{tDsum_fiz_ogr}$ – величина поправки суммарного расхода топлива в диффузионные коллекторы (кг/ч);

$dG1$ – величина поправки топлива в первом диффузионном коллекторе (кг/ч);

$dG1$ – величина поправки топлива во втором диффузионном коллекторе (кг/ч);

$dG3$ – величина поправки топлива в гомогенном коллекторе (кг/ч).

Содержимое «Блок распределения G_t » представлена на рисунке 3.10

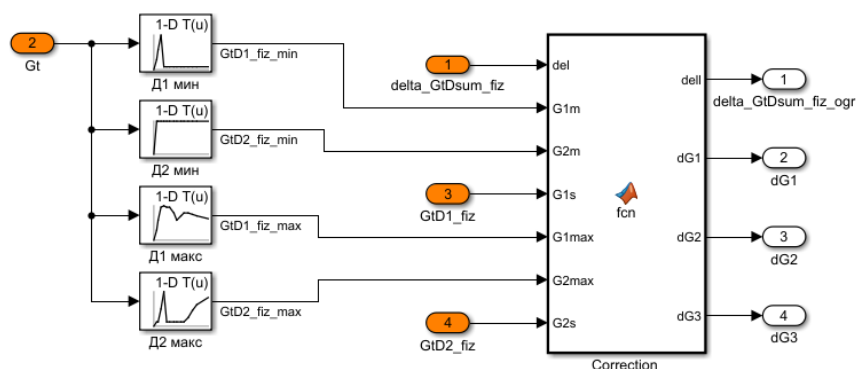


Рисунок 3.10 – Структурная схема «Блок распределения G_t »

С помощью встроенных средств Matlab Simulink сформированы блоки-ограничители, где $D1_мин.$ – граница минимального уровня топлива, проходящего через первый ($D2$ второй) диффузионный коллектор (кг/ч); $D1_макс.$ – граница максимального уровня топлива, проходящего через первый ($D2$ второй) диффузионный коллектор (кг/ч).

Организация процедуры работы поправок по распределению топлива выполнено в блоке «Correction» (рисунок 3.10). Листинг программной реализации с описанием работы представлен в приложении В.

Рассмотрим подробнее блок «МЭКС (регулятор NO_x)»

3.1.3.1 Блок «МЭКС»

Во второй главе разработаны и описаны принципы работы исходной и модифицированной системы управления NO_x . В этом разделе представлены модели регулятора выбросов оксидов азота (NO_x), реализованные в программном пакете Matlab Simulink.

Исходная структурная схема блока «МЭКС» представлена на рисунке 3.11.

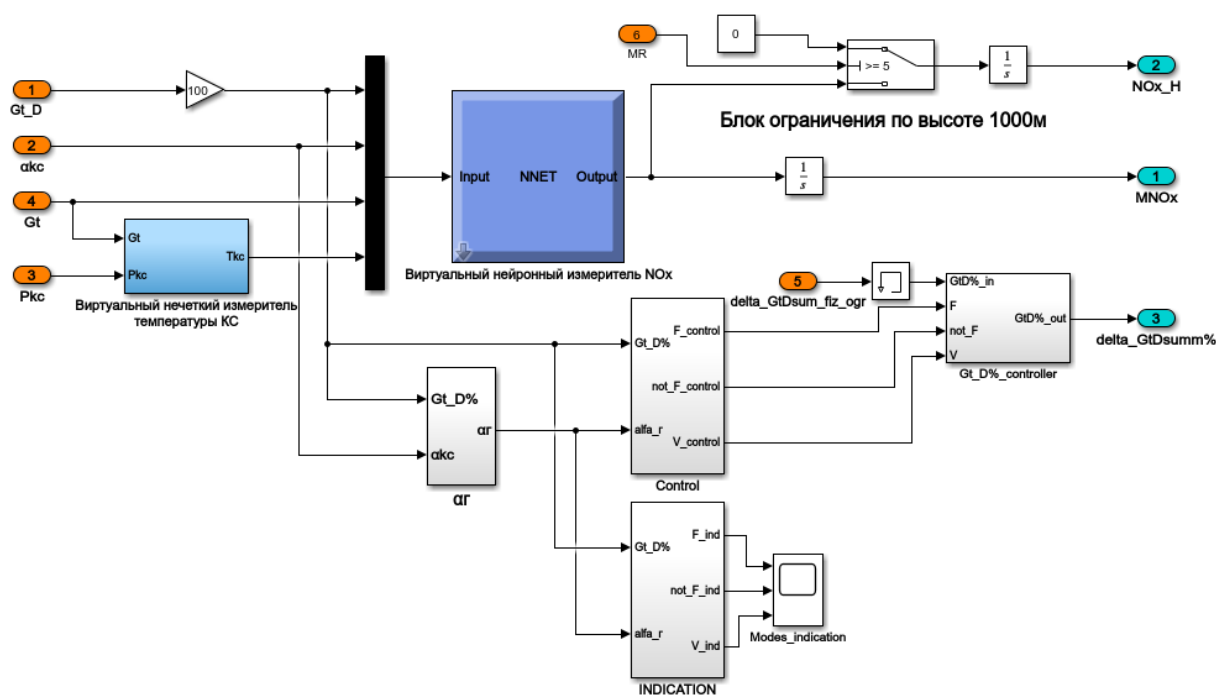


Рисунок 3.11 – Исходная структурная схема блока «МЭКС» в программном пакете Matlab Simulink

На вход данной схемы (рисунок 3.11) поступают параметры: G_{t_D} – суммарный расход топлива через диффузионный коллектор; G_t – суммарный расход топлива; MR – метка текущего режима полета; $delta_GtDsum_fiz_ogr$ – величина поправки суммарного расхода топлива в диффузионные коллекторы; α_{KC} – коэффициент избытка воздуха камеры сгорания; P_{KC} – давление за контуром высокого давления (КВД).

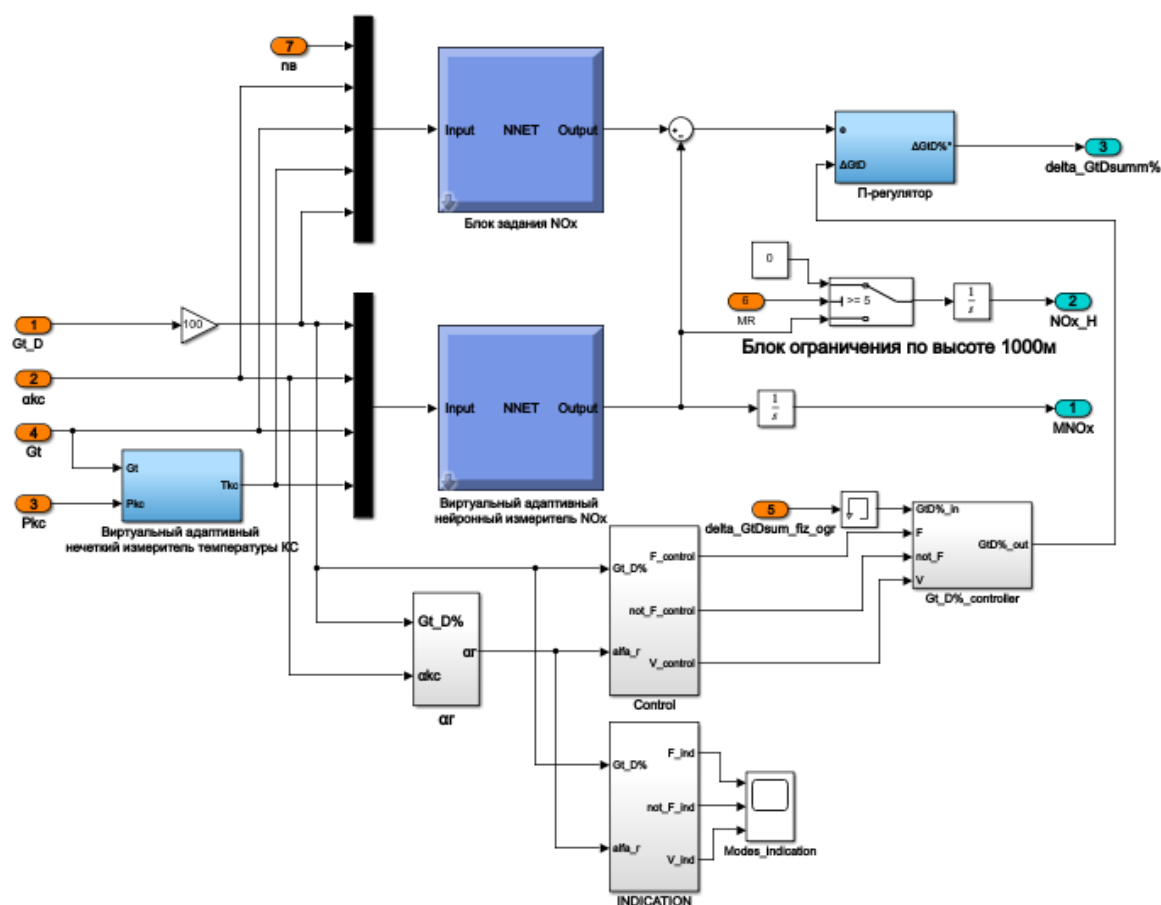
Выходными параметрами являются: MNO_x – интеграл эмиссии выбросов оксидов азота с учетом ограничения высоты в 914 м.; NO_x_H – текущее значение концентрации эмиссии оксидов азота; $delta_GtDsum$ – величина поправки суммарного расхода топлива в диффузионные коллекторы после регулятора;

Параметр G_{t_D} формируется формулой (3.4).

$$G_{t_D} = G_{t_{\text{сумм.}}} - G_{t_{\text{гом.}}} \quad (3.4)$$

Исходная модель САУ не учитывает влияние измерителя оксидов азота (NO_x) на расход топлива в коллекторах камеры сгорания, поскольку отсутствует обратная

Для устранения вышеописанных недостатков на рисунке 3.12 приведена модифицированная структурная схема блока «МЭКС» в программном пакете Matlab Simulink.



В модифицированную САУ добавлены следующие блоки:

- Обеспечивает адаптивную оценку температуры камеры сгорания (КС) без физического датчика (замена термопары).

Входами являются: G_t – суммарный расход топлива; $P_{\text{квд}}$ – давление за контуром высокого давления (КВД).

Выход: $T_{\text{квд}}$ – температура камеры сгорания.

- Виртуальный адаптивный нейронный измеритель NO_x : вычисляет концентрацию оксидов азота (NO_x) с использованием нейронной сети (NNET) на базе персептрона.

Входами являются: G_{tD} – суммарный расход топлива через диффузионный коллектор; G_t – суммарный расход топлива на режиме; $\alpha_{\text{квд}}$ – коэффициент избытка воздуха камеры сгорания; $T_{\text{квд}}$ – температура камеры сгорания.

Выход: NO_x – значение выбросов оксидов азота.

- Блок задания NO_x : устанавливает значения, желаемого NO_x (граница виброгорения).

Входами являются те же параметры, что и для нейронной сети, описанной выше.

Выход: $\text{NO}_x^{\text{жел.}}$ – желаемое значение выбросов оксидов азота.

- Дополнительный пропорциональный (П) регулятор (Блок «П-регулятор»): контролирует расход топлива в коллекторах с учетом значений с измерителя оксидов азота и устойчивой работы камеры сгорания.

Входами являются: e – разница между желаемым и текущим значением NO_x ; ΔG_{tD} – изменение суммарного расхода топлива.

Выход: ΔG_{tD}^* – корректирующее значение расхода топлива в диффузионном коллекторе с учетом концентрации оксидов азота.

Ниже приведен выбор целевой функции и постановка эксперимента с использованием исходной и модифицированной САУ концентрацией выбросов NO_x .

3.2 Выбор целевой функции, критерия и показателей качества САУ КС

Рассмотрим подход к построению функции комплексной оценки качества управления МЭКС САУ ГТД. Существует несколько известных вариантов

построения комплексной оценки [114, 115]. Из источников [114, 115] следует, что наиболее часто применяемой является линейная форма целевой функции.

Учитывая изложенное, линейная форма целевой функции выбрана по следующим причинам:

1. Простота вычислений и интерпретации результатов – легко анализировать влияние каждого параметра и изменять их веса без усложнения модели.

2. Практическое применение в управлении – в классических задачах оптимизации и управления линейные целевые функции более удобны для реализации в реальном времени [116].

Для оценки предлагаемого подхода к построению системы управления КС предлагается следующая целевая функция (ЦФ) (3.5):

$$F = A \cdot \left(\sum_{i=1}^k \text{MNO}_x^{\text{переход.режим}} \right) + B \cdot \left(\sum_{i=1}^k \text{MNO}_x^{\text{уст.режим}} \right) + C \cdot \left(\sum_{i=1}^k n_{\text{crisis}} \right) = \min \leq F_{\text{доп.}} \quad (3.5)$$

Параметры целевой функции:

- k – количество режимов за полный взлетно-посадочный цикл;
- $\text{MNO}_x^{\text{переход.режим}}$ – нормированные значения $\in [0; 1]$ интеграла выбросов оксидов азота на переходных режимах;
- $\text{MNO}_x^{\text{уст.режим}}$ – нормированные значения $\in [0; 1]$ интеграла выбросов оксидов азота на установившихся режимах;
- n_{crisis} – нормированное количество неустойчивых состояний работы КС $\in [0; 1]$, максимальное количество срывов не превышает количество режимов работы системы.
- где коэффициенты A, B, C подчиняются нормировочному условию:

$$A+B+C=1.$$

По умолчанию используются равные веса:

$$A=0.33, B=0.33, C=0.33.$$

Значения коэффициентов могут корректироваться на основе экспертных оценок с учетом специфики работы системы и приоритизации критериев управления.

Ограничения, накладываемые на целевую функцию:

1. Целевая функция должна обеспечивать соответствие международным стандартам ИКАО по интегральным значениям выбросов оксидов азота: $F_{\text{доп.}}=18$ кг за взлетно-посадочный цикл [116].

2. Физические характеристики камеры сгорания и устойчивость работы системы:

- Поддержание температурного режима в камере сгорания $T_{\text{КС}}$ в пределах технологически допустимого диапазона 1100-1700 К.
- Диапазон устойчивого горения по коэффициенту избытка воздуха $\alpha_{\text{КС}} \in [0.6; 1.8]$.
- Диапазон устойчивого горения зависит от стехиометрического коэффициента $\alpha_{\text{Г}}$ и расхода топлива $G_{\text{тД}}$ в диффузионном коллекторе.
- Вводятся ограничения с 10 % запасом по устойчивости принимают следующий вид:
 - если $\alpha_{\text{Г}} \geq 6,3$ и $G_{\text{тД}} \leq 50\%$ (от суммарного топлива), то процесс в КС находится на границе с полным «бедным» срывом пламени;
 - если $\alpha_{\text{Г}} \geq 4,5$ и $G_{\text{тД}} < 50\%$, то процесс в КС находится на границе с частичным «бедным» срывом пламени;
 - если $\alpha_{\text{Г}} \leq 2,7$ и $G_{\text{тД}} \leq 5\%$, то граничное состояние «вибrogорение», без критических нарушений устойчивости.

Оптимальное решение должно удовлетворять всем установленным ограничениям и обеспечивать:

- оптимум за счет перераспределения топлива между коллекторами (диффузионным и гомогенным) для эффективного сгорания.
- устойчивость горения в камере сгорания, предотвращая «бедный» срыв и «вибrogорение»,
- Поддержание заданной тяги двигателя $R_{\text{тяг}}$ на режимах взлетно-посадочного цикла (ВПЦ).

Такой подход позволяет снизить эмиссию вредных веществ, сохранив стабильность и эффективность работы ГТД.

3.3 Постановка эксперимента

При постановке эксперимента были учтены следующие параметры;

- исходные данные;
- задание требований к эксперименту и внешним условиям;
- условия проведения эксперимента.

1. Исходные данные для проведения эксперимента

Исследование заключается в сравнении результатов моделирования двух систем автоматического управления эмиссией оксидов азота исходной и модифицированной.

Входными данными являются:

$P_{\text{вх}}^*$, [атм] – полное давление на входе в двигатель;

$T_{\text{вх}}^*$, [°C] – полная температура воздуха;

Gt , [кг/ч] – значение суммарного расхода топлива;

$M_{\text{п}}$ [ед] – мах полета;

$H_{\text{п}}$, [м] – высота полета;

t , [мин] – время работы двигателя;

Исследуемые параметры блока «РЭД»:

MNO_x [кг] – значение интеграла выбросов оксидов азота;

NO_x [кг/с] – значение выбросов оксидов азота;

С целью определения и возможного отклонения температур по высоте на рисунке 3.13 представлена стратификация атмосферы по температуре, где зеленым обозначена нижняя граница температур, красным – верхняя граница.

Температура в тропосфере изменяется по линейному закону (3.6).

$$T(H) = T_0 - G \cdot H, \quad (3.6)$$

где $T(H)$ – температура на высоте H ; T_0 – температура на уровне моря; G – температурный градиент (равный 6,5°C/км); H – высота.

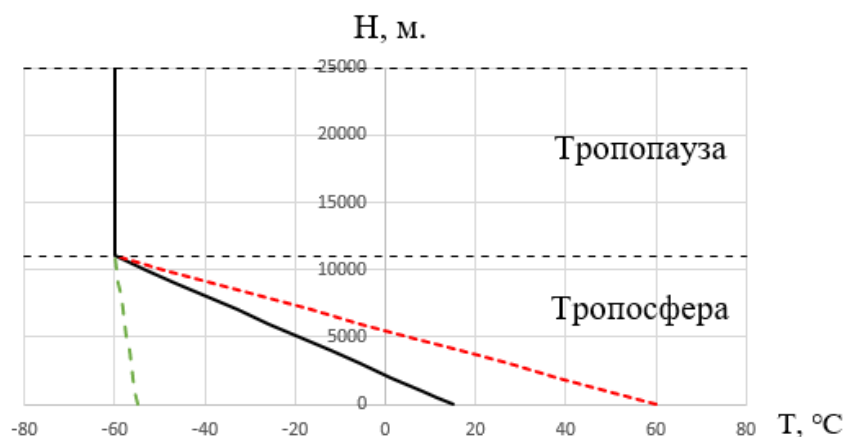


Рисунок 3.13 – Стратификация атмосферы по температуре

На высоте 11000 м температура достигает минимального значения равного -60°C .

Изменение атмосферного давления с высотой описывается экспоненциальным законом (рисунок 3.14), где зеленым обозначена нижняя граница изменения атмосферного давления, красным – верхняя граница. Это объясняется тем, что плотность воздуха уменьшается с высотой, а давление напрямую связано с плотностью воздуха. Экспоненциальный закон изменения давления в атмосфере можно выразить уравнением (3.7).

$$P(H) = P_0 \cdot e^{-\frac{H}{h_0}}, \quad (3.7)$$

где $P(H)$ – атмосферное давление на высоте H ; P_0 – атмосферное давление на уровне моря; h_0 – масштаб высоты, которая зависит от температуры и молекулярной массы воздуха (8-9 км для земной атмосферы при стандартных условиях); H – высота.

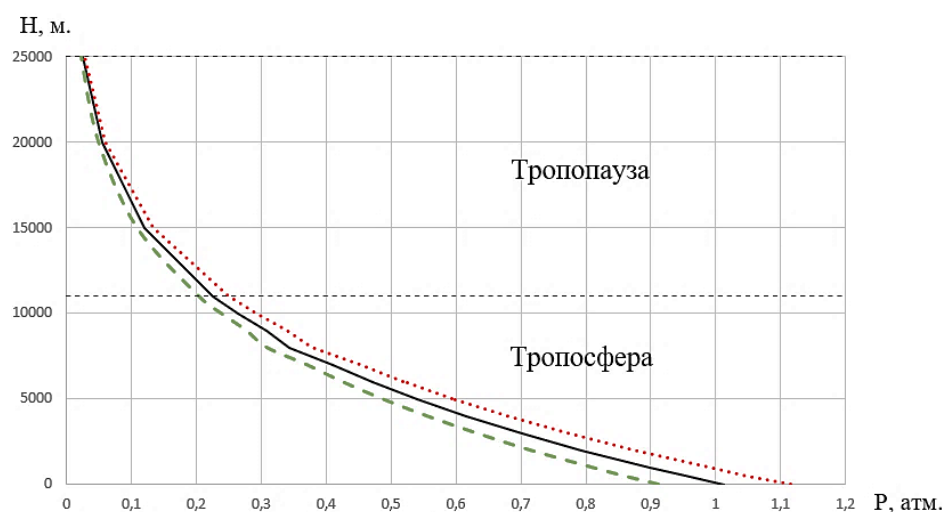


Рисунок 3.14 – Стратификация атмосферы по давлению

Ниже представлены исходные данные для эксперимента. Для этого из сертификационной таблицы международной стандартной атмосферы (МСА) (приложение В), воспользовавшись формулами приведения 3.1, получим таблицу 3.2.

Таблица 3.2 представляет собой перебор всех входных параметров на стандартных режимах работы авиационного ГТД: «Взлет», «Набор высоты», «Снижение», «Заход на посадку (ПМГ)», «Руление».

Нейронная сеть должна обеспечивать точность расчета (виртуальный измеряемый фактор-выход) NO_x не хуже 5%. Исходя из этих соображений сформирован диапазон и шаг варьируемых параметров (таблица 3.1).

Таблица 3.1 – Диапазон исследуемых факторов с учетом внешних климатических условий

Режим полета	Этапы режима	$P_{\text{ВХ}}^*$, атм.		$T_{\text{ВХ}}^*$, °C		$M_{\text{П}}$		$H_{\text{П}}$, м	
		Диапазон		Диапазон		Диапазон		Диапазон	
		Начало	Конец	Начало	Конец	Начало	Конец	Начало	Конец
Взлет	Взлет_1	1,027	1,944	-60	60	0	1	0	457
	Взлет_2	1,027	1,944	-60	60	0	1	457	457
Набор	Набор_1	1,027	1,944	-60	57	0,3	1	457	6000
	Набор_2	0,361	0,873	-60	-50	0,4	1	6000	11000
	Набор_3	0,361	0,683	-60	-20	0,6	1	11000	11000
Снижение	Снижение_1	0,361	0,683	-60	57	0,3	1	11000	457
	Снижение_2	1,027	1,944	-60	60	0,3	1	457	457
Заход на посадку (ПМГ)	ПМГ_1	1,027	1,944	-60	60	0,19	1	457	228
	ПМГ_2	1,033	1,944	-60	60	0,19	1	228	0
	ПМГ_3	1,033	1,944	-60	60	0,19	1	0	0
Руление (ЗМГ)	ЗМГ_1	1,033	1,955	-60	60	0	1	0	0

В соответствии с таблицей 3.1 экспериментальная выборка должна включать в себя все режимы, при этом для каждого режима изменение параметров осуществляются в расчетном диапазоне.

Таблица 3.2 – Набор экспериментальных данных при различных комбинациях входных параметров (с шагом 1°С по $T_{\text{вх}}^*$)

Режимы	Этапы режима	$P_{\text{вх}}^*$, атм.	$T_{\text{вх}}^*$, °С	Gt , кг/ч	$M_{\text{П}}$	$H_{\text{П}}$, м	Продолжительность работы на режиме, мин.	№ строки
Взлет	Взлет_1	1,027	-60	7073,13	0	0	0,35	1
		...	...	...	...	...	...	...
		1,079	18	8940,6	0,25	0	0,35	3174
		...	...	...	...	...	...	...
		1,944	60	17982,6	1	457	0,35	4882
	Взлет_2	1,027	-60	7450,95	0,3	457	0,35	4883
		...	...	...	...	...	...	...
		1,055	18	9219,7	0,33	457	0,35	8137
		...	...	...	...	...	...	...
		1,944	57	17350,6	1	457	0,35	9764
Набор	Набор_1	1,027	-60	5015,84	0,3	457	0,73	9765
		...	...	...	...	...	...	...
		1,055	18	7052,9	0,33	457	0,73	13019
		...	...	...	...	...	...	...
		1,944	57	11465,6	1	457	0,73	14646
	Набор_2	0,361	-60	5087,29	0,6	6000	0,73	14647
		...	...	...	...	...	...	...
		0,617	-55	8998,8	0,61	6000	0,73	14856
		...	...	...	...	...	...	...
		0,873	57	10923,5	1	6000	0,73	19528
	Набор_3	0,361	-60	9594,11	0,6	11000	0,73	19529
		...	...	...	...	...	...	...
		0,371	-25	10740,5	0,85	11000	0,73	23800
		...	...	...	...	...	...	...
		0,683	-20	12131,3	1	11000	0,73	24410
Снижение	Снижение_1	0,361	-60	7073,13	0,6	11000	6	24411
		...	...	...	...	...	...	...
		0,371	-25	1681,6	0,85	11000	6	25871
		...	...	...	...	...	...	...
		0,683	57	981,16	1	457	6	29292
	Снижение_2	1,027	-60	494,27	0,3	457	6	29293
		...	...	...	...	...	...	...
		1,064	19	539,5	0,35	457	6	32589
		...	...	...	...	...	...	...
		1,944	57	872,47	1	457	6	34174

Таблица 3.2 – Набор экспериментальных данных при различных комбинациях входных параметров (с шагом 1°С по $T_{вх}^*$) (продолжение)

Режимы	Этапы режима	$P_{вх}^*$, атм.	$T_{вх}^*$, °C	Gt , кг/ч	$M_{П}$	$H_{П}$, м	Продолжительность работы на режиме, мин.	№ строки
Заход на посадку (ПМГ)	ПМГ_1	1,027	-60	459,67	0,19	457	6	34175
		...	...	...	...	...	...	...
		1,059	17	544,1	0,19	457	6	37307
		...	...	...	...	...	...	...
		1,944	60	811,40	1	457	6	39056
	ПМГ_2	1,033	-60	3862,13	0,19	457	6	39057
		...	...	...	...	...	...	...
		1,059	17	544,1	0,19	0	6	42189
		...	...	...	...	...	...	...
		1,944	60	459,67	1	228		43938
	ПМГ_3	1,033	-60	2964,13	0,19	0	6	43939
		...	...	...	...	...	...	...
		1,059	17	3211,9	0,19	0	6	47071
		...	...	...	...	...	...	...
		1,955	60	6880,48	1	0	6	48820
Руление (ЗМГ)	ЗМГ_1	1,033	-60	446,10	0	0	7	48821
		...	...	...	...	...	...	...
		1,079	15	559,9	0	0	7	51874
		...	...	...	...	...	...	...
		1,955	60	1077,46	1	0	7	53706

Согласно таблице 3.2 и таблице 1.1 получим выборочные среднестатистические данные для проведения эксперимента (таблица 3.3).

Таблица 3.3 – Выборочные среднестатистические данные для проведения эксперимента

Режимы	Этапы режима	$P_{вх}^*$, атм.	$T_{вх}^*$, °C	Gt , кг/ч	$M_{П}$	$H_{П}$, м	Продолжительность работы на режиме, мин.	№ строки
Взлет	Взлет 1	1,079	18	8940,6	0,25	0	0,35	3174
	Взлет 2	1,055	18	9219,7	0,33	457	0,35	8137
Набор	Набор 1	1,055	18	7052,9	0,33	457	0,73	13019
	Набор 2	0,617	-55	8998,8	0,61	6000	0,73	14856
	Набор 3	0,371	-25	10740,5	0,85	11000	0,73	23800
Снижение	Снижение 1	0,371	-25	1681,6	0,85	11000	6	25871
	Снижение 2	1,064	19	539,5	0,35	457	6	32589

Таблица 3.3 – Выборочные среднестатистические данные для проведения эксперимента (продолжение)

Режимы	Этапы режима	$P_{вх}^*$, атм.	$T_{вх}^*$, °C	Gt , кг/ч	$M_{П}$	$H_{П}$, м	Продол- жительность работы на режиме, мин.	№ строки
Заход на посадку (ПМГ)	ПМГ_1	1,059	17	544,1	0,19	457	6	37307
	ПМГ_2	1,059	17	544,1	0,19	228	6	42189
	ПМГ_3	1,059	17	3211,9	0,19	0	6	47071
Руление (ЗМГ)	ЗМГ_1	1,033	15	559,9	0	0	7	51874

Ниже представлен эксперимент в различных условиях на выборочных данных (таблица 3.3), включая нормальные условия, воздействие помех, в том числе слабых флуктуационных, импульсных помех, деградации и отказов.

2. Задание требований к эксперименту и внешним условиям.

В соответствии с требованиями ICAO [117] регулятор САУ МЭКС должен обеспечить минимальный уровень эмиссии оксидов азота NO_x 18 кг. при среднестатистическом цикле «взлет-посадка» времени моделирования $t = 2400$ с., на высотах до 914 м.;

Устойчивый режим работы МЭКС в узком диапазоне между возможными режимами «виброгорение» и «бедный срыв».

Оптимальная по объему обучающая выборка должна обеспечивать точность, время обучения и обладать относительно небольшим объемом, для минимизации времени обучения в условиях реального функционирования системы управления МЭКС. (Обоснование объема выборки, максимального времени обучения, точностных характеристик нейронной сети представлен в главе 2 раздел 2.2.3).

Определение диапазона и шага изменения входных воздействий для каждого режима работы двигателя:

- полное давление воздуха на входе в двигатель изменяется в диапазоне от 0.2 (для высоты 12 км) до 1,2 (высота 0) в зависимости от режима полета;

- полная температура воздуха на входе в двигатель изменяется в диапазоне от -60 до $+60^{\circ}\text{C}$ в зависимости от режима полета.

3. Условия проведения эксперимента:

Эксперимент проводился на режимах («Взлет», «Набор», «Снижение», «Заход на посадку (ПМГ)», «Руление (ЗМГ)») в различных климатических условиях в том числе с учетом слабых флуктуационных, импульсных помех, деградации и отказов.

Далее рассмотрен эксперимент в различных климатических условиях.

3.3.1 Проведение эксперимента в нормальных условиях

Эксперимент в нормальных условиях проводится согласно таблице 3.3. На вход модели (исходной, модифицированной) подается программное значение $P_{\text{вх}}^*$, $T_{\text{вх}}^*$, G_t . Для режима «Взлет» при времени $t = 0 \dots 0,35$ мин. задаются входные параметры $P_{\text{вх}}^* = 1,079$ атм., $T_{\text{вх}}^* = 291,75$ К, $G_t = 8940,60$ кг/ч. Далее с ростом высоты до значения $H_{\text{п}} = 457$ м. для текущего режима меняются параметры ступенчато $P_{\text{вх}}^* = 1,055$ атм., $T_{\text{вх}}^* = 291,39$ К, $G_t = 9219,70$ кг/ч при продолжительности полета $t = 0,35 \dots 0,70$ мин.. Аналогичным образом проходит изменение параметров для режимов «Набор», «Снижение», «Заход на посадку (ПМГ)», «Руление (ЗМГ)».

Согласно таблице 3.3, программное значение полного атмосферного давления $P_{\text{вх}}^*$ на входе ГТД с учетом режимов полета представлено на рисунке 3.15.

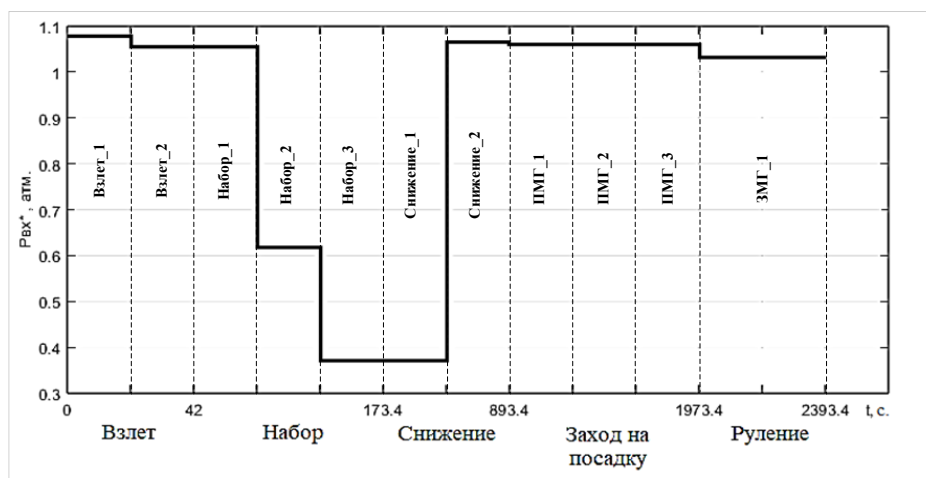


Рисунок 3.15 – Программное значение полного атмосферного давления $P_{\text{вх}}^*$

Программное значение полной температуры $T_{\text{ВХ}}^*$ на входе ГТД на выбранных режимах полета представлено на рисунке 3.16.

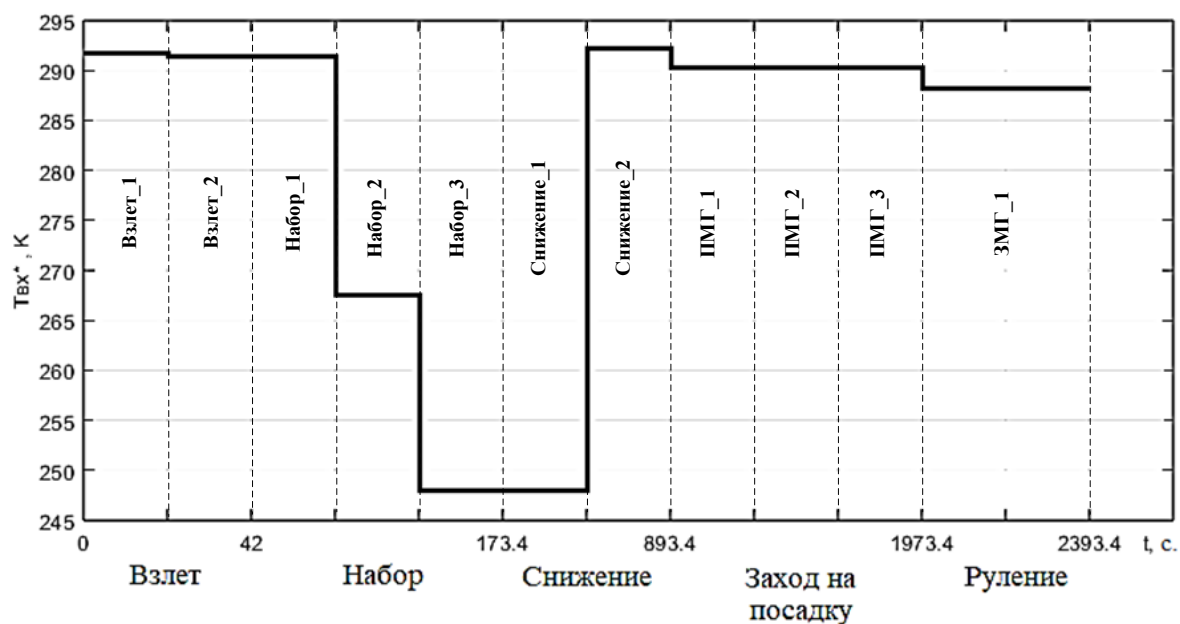


Рисунок 3.16 – Программное значение полной температуры $T_{\text{ВХ}}^*$

Программное значение суммарного расхода топлива G_t ГТД с учетом режимов полета представлено на рисунке 3.17.

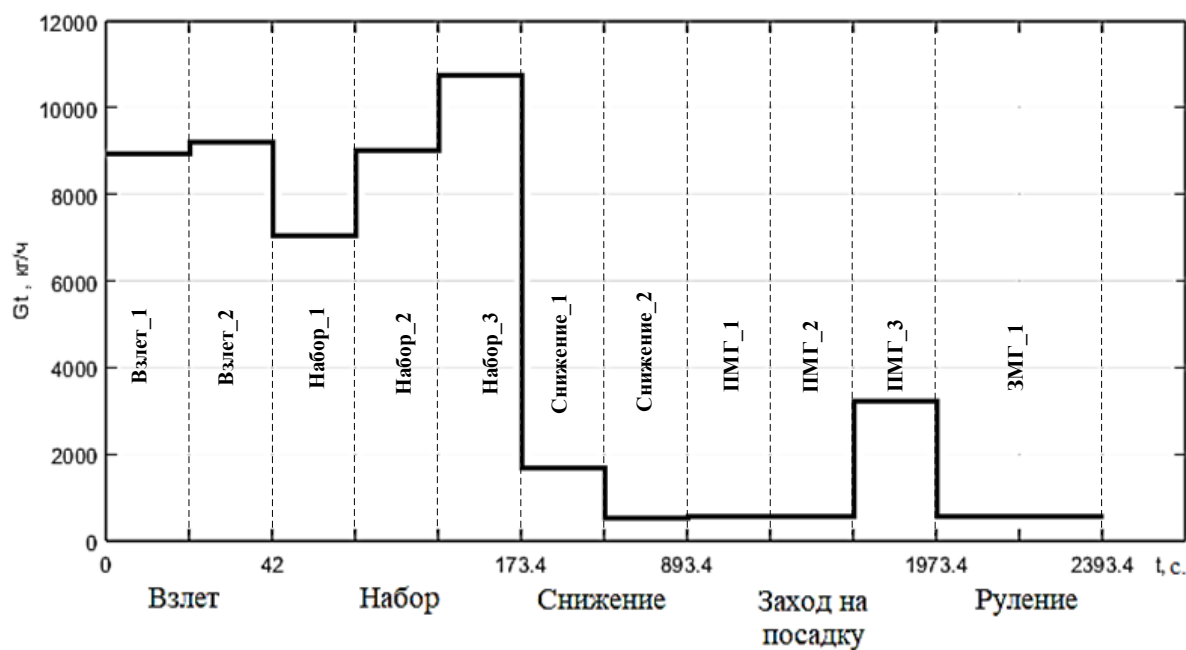


Рисунок 3.17 – Программное значение суммарного расхода топлива G_t ГТД

Результаты сравнения значения NO_x и интеграла MNO_x для исходной и модифицированной САУ выбросами оксидов азота в нормальных условиях представлены на рисунках 3.18-3.19.

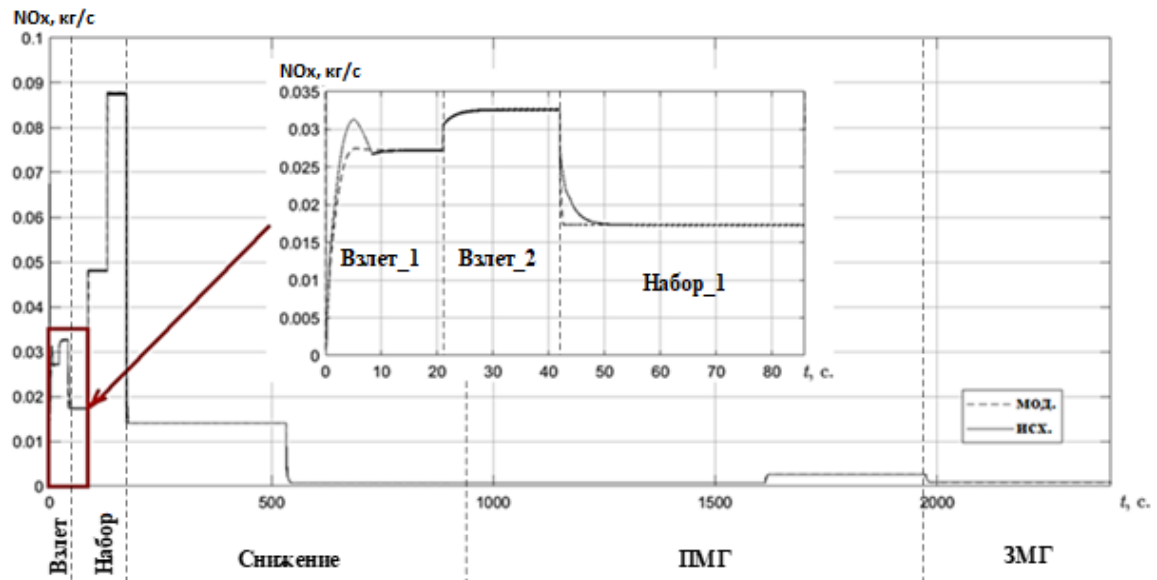


Рисунок 3.18 – Сравнение выбросов оксидов азота (NO_x) исходной (исх.) и модифицированной (мод.) САУ выбросами оксидов азота в нормальных условиях

Из рисунка 3.18 видно, что модифицированная САУ показывает лучшие результаты по сравнению с исходной. Наибольшее количество выбросов оксидов азота (NO_x) приходится на интервал времени от 0 до 174 секунд, соответствующий режимам «Взлет» и «Набор».

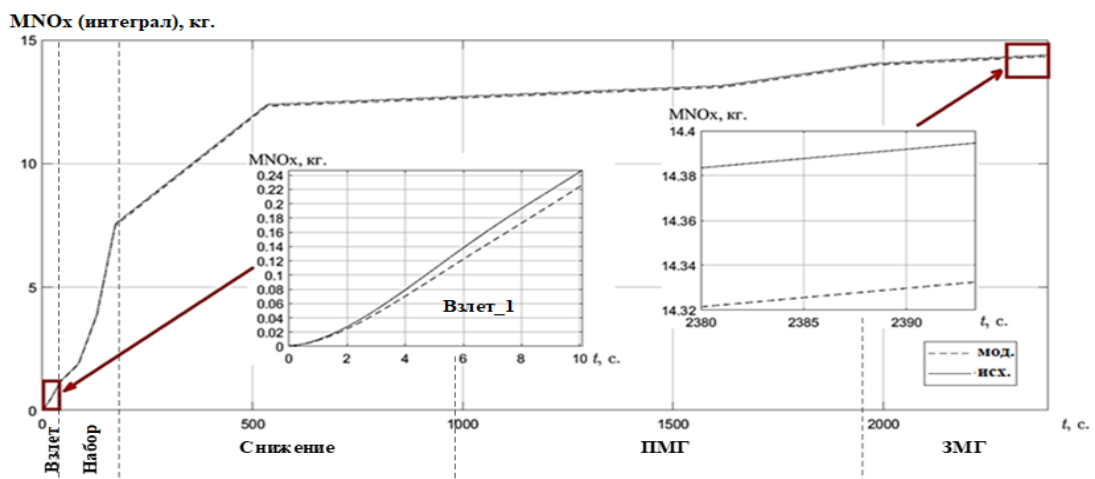


Рисунок 3.19 – Сравнение интегрального значения выбросов оксидов азота MNO_x исходной (исх.) и модифицированной (мод.) САУ выбросами оксидов азота в нормальных условиях

На интервале времени (рисунок 3.19) 0...2394 с. соответствующем среднестатистическому времени полета для исходной САУ выбросами оксидов азота интегральное значение MNO_x составляет 14,39 кг, модифицированной 14,33 кг, суммарное улучшение составляет 0,44%.

Результаты эксперимента для всех режимов взлетно-посадочного цикла в нормальных условиях сведены в таблицу 3.4.

Таблица 3.4 – Результаты эксперимента в нормальных условиях

Режим	Этапы режима	MNO_x переходный режим (исходная), кг.	MNO_x переходный режим (модифици- рованная), кг.	%	MNO_x установ. режим (исходная), кг.	MNO_x установ. режим (модифици- рованная), кг.	%
Взлет	Взлет_1	0,24696	0,22601	8,49	0,28140	0,28156	-0,06
	Взлет_2	0,27479	0,27470	0,03	0,37182	0,37149	0,09
Набор	Набор_1	0,00319	0,00311	2,49	0,73440	0,72125	1,82
	Набор_2	0,05866	0,05151	12,19	1,93863	1,93940	-0,04
	Набор_3	0,08789	0,07556	14,04	3,55066	3,55016	0,01
Снижение	Снижение_1	0,08541	0,07521	11,93	4,73877	4,74254	-0,08
	Снижение_2	0,02573	0,02299	10,66	0,24361	0,24361	0
Заход на посадку (ПМГ)	ПМГ_1	0	0	0	0,25420	0,25420	0
	ПМГ_2	0,00007	0,00007	0	0,25418	0,25418	0
	ПМГ_3	0,01864	0,01861	0,20	0,86939	0,86939	0
Руление (ЗМГ)	ЗМГ_1	0,02070	0,02070	0	0,16133	0,16133	0
Среднее значение		-	-	5,00	-	-	0,15
Сумма по режимам		0,82197	0,76858	-	13,57265	13,56338	-

Рассмотрим поведение выбросов на различных режимах работы взлетно-посадочного цикла. Для этого выделим переходные и установившиеся режимы.

Переходные режимы (таблица 3.4):

Результаты моделирования показали, что в режиме «Взлет» значение интеграла выбросов MNO_x в переходном режиме исходной САУ составило 0,24696, в то время как в переходном режиме модифицированной САУ этот показатель снизился до 0,22601. Это представляет собой улучшение на 8,49%.

В режиме «Набор» улучшение на переходных режимах составило 14,04%.

Установившиеся режимы:

В установившемся режиме «Взлет» в исходной САУ интеграл выбросов MNO_x составил 0,28140, в то время как для модифицированной САУ этот показатель составил 0,28156. Наблюдается незначительное ухудшение на 0,06%.

В режиме «Набор» на установившемся режиме улучшение составило 1,82%.

Результирующий интеграл эмиссии оксидов азота (таблица 3.5) за весь взлетно-посадочный цикл для исходной САУ $0,82197 + 13,57265 \approx 14,39$ кг, модифицированной $0,76858 + 13,56338 \approx 14,33$ кг улучшение составило 0,44%.

Таблица 3.5 – Ненормированные результаты эксперимента

Условия	Вид модели	MNO_x (переход. режим), кг	MNO_x (уст. режим), кг	Число неустойчивых состояний горения КС, шт.
Нормальные условия	Исх.	0,82197	13,57265	0
	Мод.	0,76858	13,56338	0

В качестве неустойчивых состояний горения КС подразумевается наличие хотя бы в одном из режимов взлетно-посадочного цикла «виброгорения», «частичного бедного срыва» или «полного бедного срыва».

Далее, выполняется нормализация показателей качества путем деления значений на максимальное значение в столбце в каждом режиме и типе эксперимента. Результаты сведены в таблицу 3.6.

Таблица 3.6 – Нормированные результаты эксперимента

Условия	Вид модели	MNO_x (переход. режим), усл. ед.	MNO_x (уст. режим), усл. ед.	Число неустойчивых состояний горения КС, усл. ед.
Нормальные условия	Исх.	1	1	0
	Мод.	0.93504	0,99931	0

По нормированным результатам экспериментов проведем оценку согласно целевой функции (3.5):

Исходная САУ эмиссией оксидов азота в нормальных условиях эксплуатации ГТД.

$$F=0.33 \cdot 1 + 0.33 \cdot 1 + 0.33 \cdot 0 = 0.66;$$

Модифицированная САУ в нормальных условиях эксплуатации ГТД.

$$F=0.33 \cdot 0.93504 + 0.33 \cdot 0.99932 + 0.33 \cdot 0 = 0.63833;$$

Модифицированная САУ, согласно оценке, в нормальных условиях дает преимущество на 3.29%.

3.3.2 Проведение эксперимента в нормальных условиях при воздействии флуктуационных помех

В данном разделе представлено исследование в нормальных условиях влияния флуктуационных помех на работу исходной и модифицированной САУ эмиссией оксидов азота ГТД.

Случайный сигнал для флуктуационных помех генерируется с нормальным распределением (3.8) [118].

$$f(x) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{x-\mu}{\sigma}\right)^2}, \quad (3.8)$$

где μ – математическое ожидание; σ – среднеквадратическое отклонение.

Математическое ожидание равняется единице, а среднеквадратическое отклонение изменяется в зависимости от режима работы ГТД. Форма случайного сигнала представлена на рисунке 3.20.

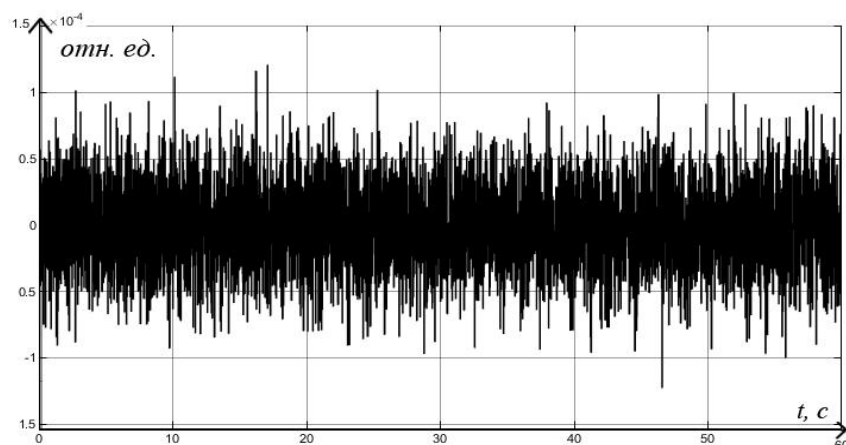


Рисунок 3.20 – Вид слабой флуктуационной помехи

Флуктуационные помехи подразумевают погрешность измерения датчика, нестабильность источника питания, воздействие внешних условий и т.п. В качестве

примера блоки «Фл. помехи» добавляются аддитивно к параметрам $P_{кс}, \alpha_{кс}, G_t$, согласно рисунка 3.21. Аналогично вводятся изменения для исходной САУ эмиссией оксидов азота.

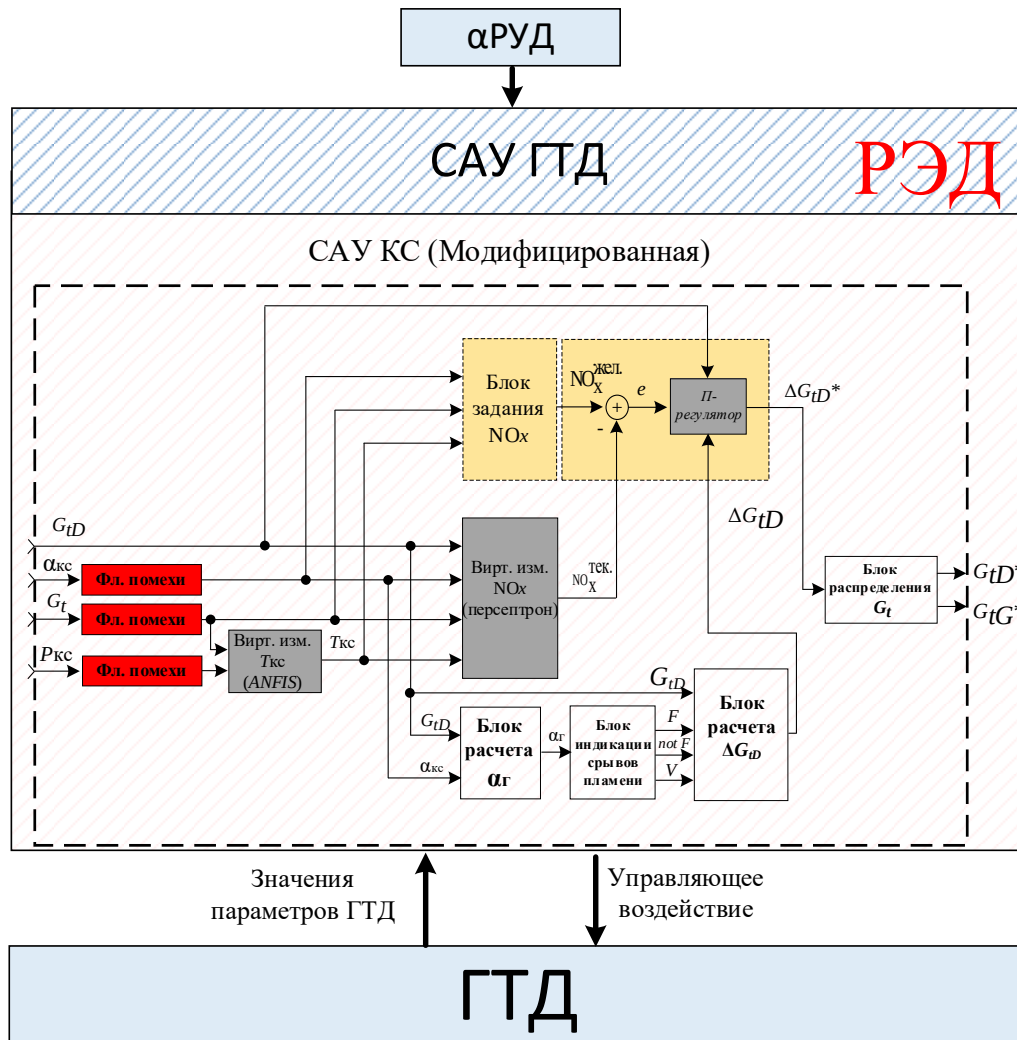


Рисунок 3.21 – Модифицированная функциональная схема управления топливом КС ГТД с учетом флуктуационных помех

Блок «Фл. помехи», представленный на рисунке 3.21, состоит из перемножения случайного сигнала и выбранного параметра (в качестве выбранного параметра выступают $P_{кс}, \alpha_{кс}, G_t$).

Амплитуда случайного сигнала составляет $\pm 2\%$ от входного сигнала [119] (рисунок 3.22).

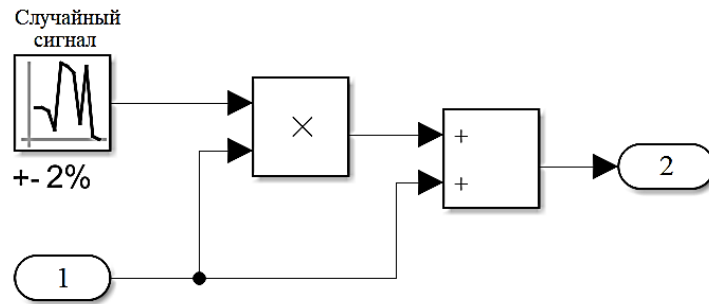


Рисунок 3.22 – Формирование флуктуационных помех

Результаты эксперимента на исходной и модифицированной САУ в нормальных условиях с учетом флуктуационных помех представлены на рисунках 3.23-3.24.

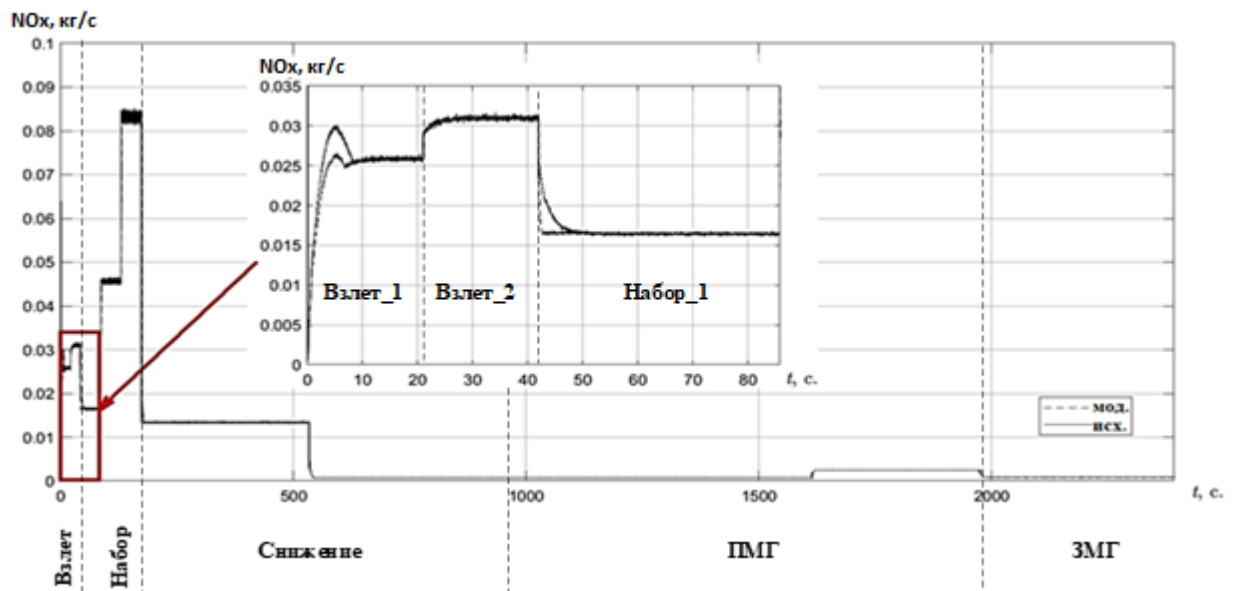


Рисунок 3.23 – Сравнение значения выбросов оксидов азота NO_x исходной (исх.) и модифицированной (мод.) САУ в нормальных условиях с учетом флуктуационных помех

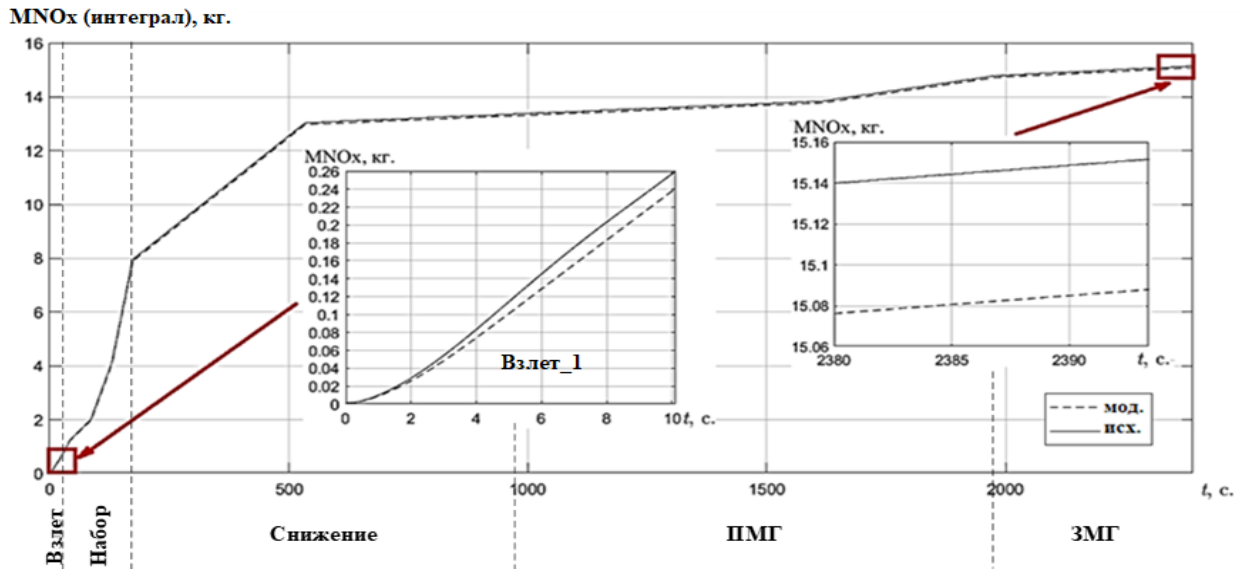


Рисунок 3.24 – Сравнение значения интеграла оксидов азота MNO_x исходной (исх.) и модифицированной (мод.) САУ в нормальных условиях с учетом флуктуационных помех

На интервале времени (рисунок 3.24) 0...2394 в соответствии со среднестатистическим временем полета для исходной САУ выбросов оксидов азота интегральное значение MNO_x составляет 15,15 кг., модифицированной 15,09 кг., суммарное улучшение составляет 0,39%

Результаты эксперимента для всех режимов взлетно-посадочного цикла в нормальных условиях при наличии флуктуационных помех сведены в таблицу 3.7.

Таблица 3.7 – Результаты эксперимента в нормальных условиях при наличии флуктуационных помех

Режим	Этапы режимов	MNO_x переходный режим (исходная), кг.	MNO_x переходный режим (модифицированная), кг.	%	MNO_x установ. режим (исходная), кг.	MNO_x установ. режим (модифицированная), кг.	%
Взлет	Взлет_1	0,25988	0,24029	8,29	0,29633	0,29712	-0,27
	Взлет_2	0,28927	0,28915	0,04	0,39138	0,39105	0,08
Набор	Набор_1	0,00334	0,00328	2,47	0,77310	0,75857	1,88
	Набор_2	0,06182	0,05419	13,57	2,04106	2,04222	-0,06
	Набор_3	0,09263	0,07980	15,23	3,73638	3,73801	-0,04
Снижение	Снижение_1	0,08993	0,07918	13,14	4,98806	4,98879	-0,01
	Снижение_2	0,02708	0,02419	11,74	0,25642	0,25642	0

Таблица 3.7 – Результаты эксперимента в нормальных условиях при наличии флуктуационных помех (продолжение)

Режим	Этапы режимов	MNO _x переходный режим (исходная), кг.	MNO _x переходный режим (модифицированная), кг.	%	MNO _x установ. режим (исходная), кг.	MNO _x установ. режим (модифицированная), кг.	%
Заход на посадку (ПМГ)	ПМГ_1	0	0	0	0,26758	0,26758	0
	ПМГ_2	0,00008	0,00011	0	0,26757	0,26757	0
	ПМГ_3	0,01963	0,01958	0,22	0,91519	0,91519	0
Руление (ЗМГ)	ЗМГ_1	0,02178	0,02178	0	0,16983	0,16983	0
Среднее значение		-	-	5,39	-	-	0,13
Сумма		0,86544	0,81155	-	14,28634	14,27580	-

Анализ режимов функционирования показал следующее.

Переходные режимы (таблица 3.7):

Результаты моделирования показали, что в режиме «Взлет» значение интеграла выбросов MNO_x в переходном режиме исходной САУ составило 0,25988, в то время как в переходном режиме модифицированной САУ этот показатель снизился до 0,24029. Это представляет собой улучшение на 8,29%.

В режиме «Набор» улучшение на переходных режимах составило 15,23%.

Установившиеся режимы:

В установившемся режиме «Взлет» в исходной САУ интеграл выбросов MNO_x составил 0,29633, в то время как для модифицированной этот показатель составил 0,29712. Наблюдается незначительное ухудшение на 0,27%.

В режиме «Набор» на установившемся режиме улучшение составило 1,88%.

Ниже (таблица 3.8) приведены ненормированные результаты эксперимента в нормальных условиях при наличии флуктуационных помех.

Таблица 3.8 – Ненормированные результаты эксперимента

Условия	Вид модели	MNO _x (переход. режим), кг.	MNO _x (уст. режим), кг.	Число неустойчивых состояний горения КС, шт.
Флуктуационные помехи в нормальных условиях	Исх.	0,86544	14,28634	0
	Мод.	0,81155	14,27580	0

Далее, выполняется нормализация показателей качества путем деления значений на максимальное значение в столбце в каждом режиме и типе эксперимента. Результаты сведены в таблицу 3.9.

Таблица 3.9 – Нормированные результаты эксперимента

Условия	Вид модели	MNO _x (переход. режим), усл. ед.	MNO _x (уст. режим), усл. ед.	Число неустойчивых состояний горения КС, усл. ед.
Флуктуационные помехи в нормальных условиях	Исх.	1	1	0
	Мод.	0,93770	0,99926	0

По нормированным результатам экспериментов проведем оценку согласно целевой функции (3.5) в нормальных условиях с учетом флуктуационных помех:

Исходная САУ выбросами оксидов азота:

$$F=0.33 \cdot 1 + 0.33 \cdot 1 + 0.33 \cdot 0 = 0.66;$$

Модифицированная САУ:

$$F=0.33 \cdot 0.93770 + 0.33 \cdot 0.99926 + 0.33 \cdot 0 = 0.63920;$$

Модифицированная САУ, согласно оценке, в нормальных условиях с учетом флуктуационных помех дает преимущество на 3.15 %.

Далее представлен ход эксперимента в нормальных условиях при воздействии импульсных помех.

3.3.3 Проведение эксперимента в нормальных условиях при воздействии импульсных помех

В данном подразделе представлено исследование влияния импульсных помех в нормальных условиях на работу исходной и модифицированной САУ эмиссии оксидов азота.

Импульсные помехи можно описать как аддитивные скачкообразные возмущения, возникающие в различные моменты времени в сигналах управления и измерениях. Их модель можно представить через совокупность ступенчатых функций (функций Хэвисайда) (3.9) [120].

$$I(t) = \sum_{i=1}^N A_i \cdot [u(t - t_i) - u(t - t_i - \Delta t)], \quad (3.9)$$

где:

A_i – амплитуда i -го импульса (обычно в процентах от текущего значения параметра),

$u(t - t_i)$ – функция Хэвисайда, определяющая момент скачка,

Δt — длительность импульса

t_i – момент времени появления i -го импульса.

Импульсные помехи подразумевают попадание постороннего предмета в турбину, скачки напряжения источника питания, резкое изменение внешних условий и т.п. Они добавляются аддитивно P_{kc}, α_{kc}, G_t согласно рисунка 3.25. Аналогично вводятся изменения для исходной САУ.

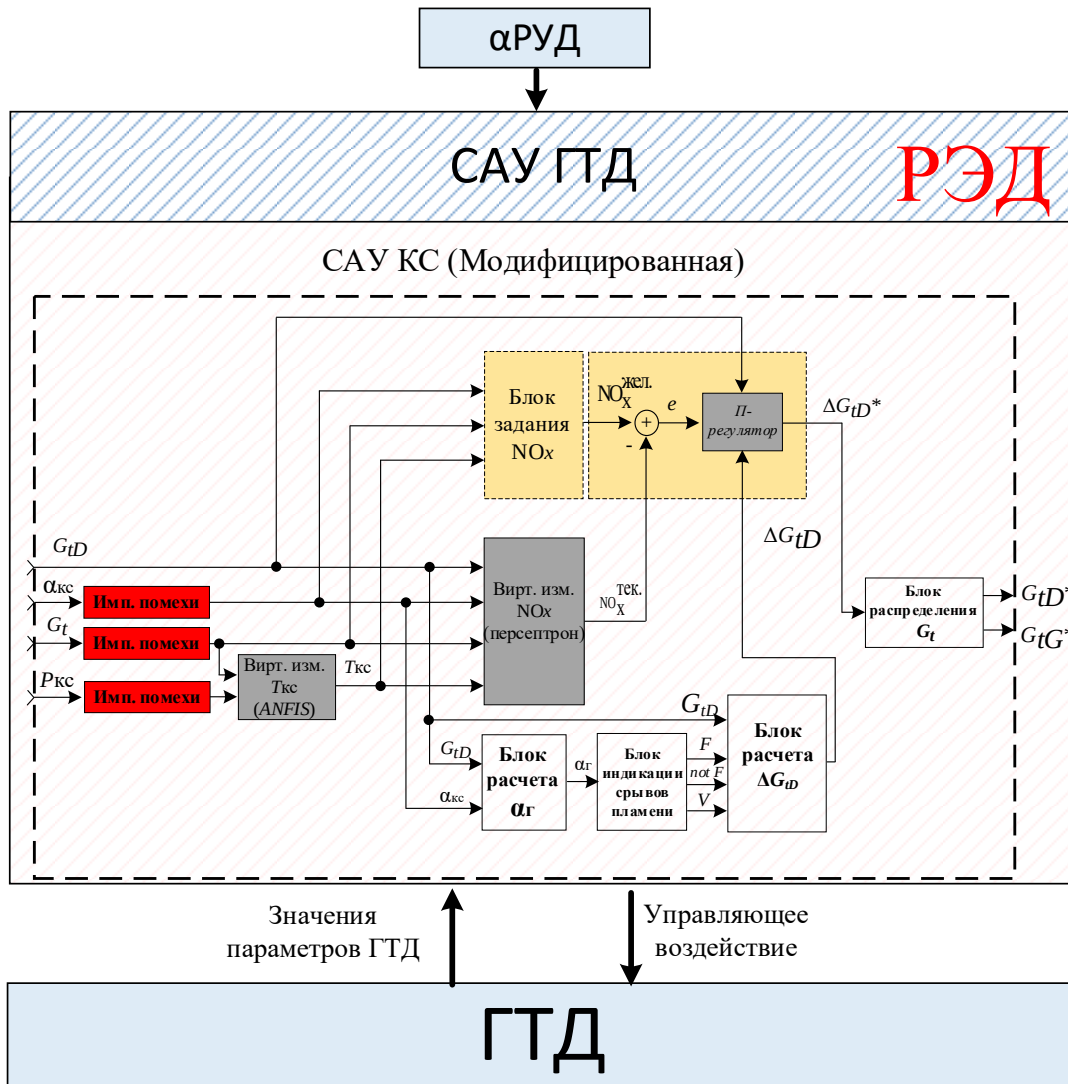


Рисунок 3.25 – Модифицированная функциональная схема управления топливом КС ГТД с учетом импульсных помех

Блок «Импульсные помехи», представленный на рисунке 3.25, состоит из суммы ступенчатых сигналов (рисунок 3.26).

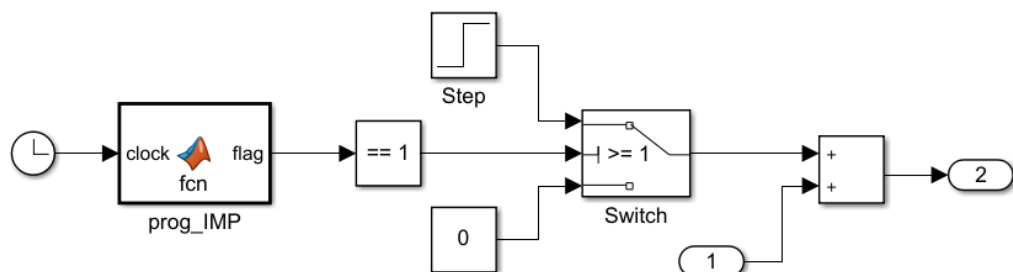


Рисунок 3.26 – Формирование импульсных помех, где «step» – ступенчатый сигнал

Блок «prog_IMP» представляет собой функцию на языке MATLAB, которая принимает в качестве входного аргумента переменную clock, представляющую собой текущее время полета.

Clock инициализирует флаг flag значением 0, затем проверяется, попадает ли переданное время clock в один из заданных диапазонов времени согласно таблице 3.1. Если время попадает в один из этих диапазонов, флаг flag устанавливается в 1. Программа заканчивает свою работу, возвращая значение флага. Листинг представлен в приложении Г.

Если флаг flag устанавливается в 1 за счет включения блока «Switch» аддитивно к входам P_{kc} , α_{kc} , G_t добавляется импульсная помеха.

Форма сигнала импульсных помех представлена на рисунке 3.27 [120].

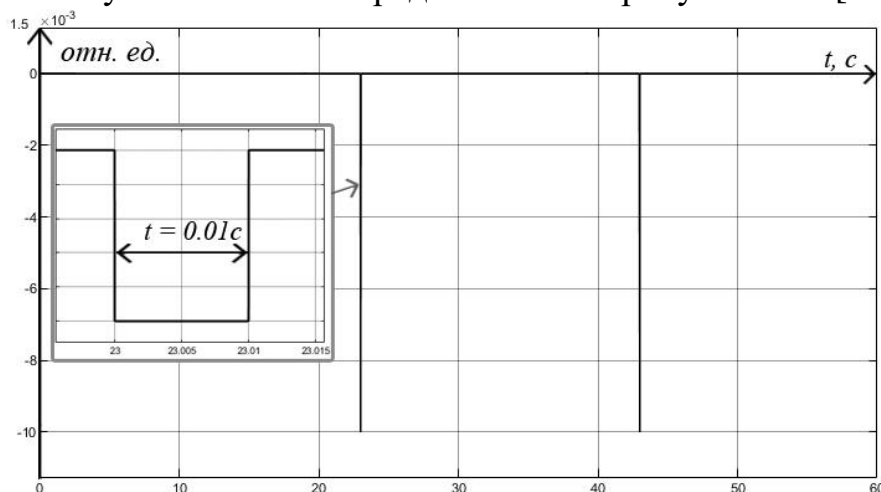


Рисунок 3.27 – Импульсные помехи

Величина импульсной помехи составляют 20% [120] от текущего значения входного параметра P_{kc} , α_{kc} , G_t .

Результаты эксперимента на исходной и модифицированной САУ эмиссией оксидов азота в нормальных условиях при наличии импульсных помех представлены на рисунках 3.28-3.29.

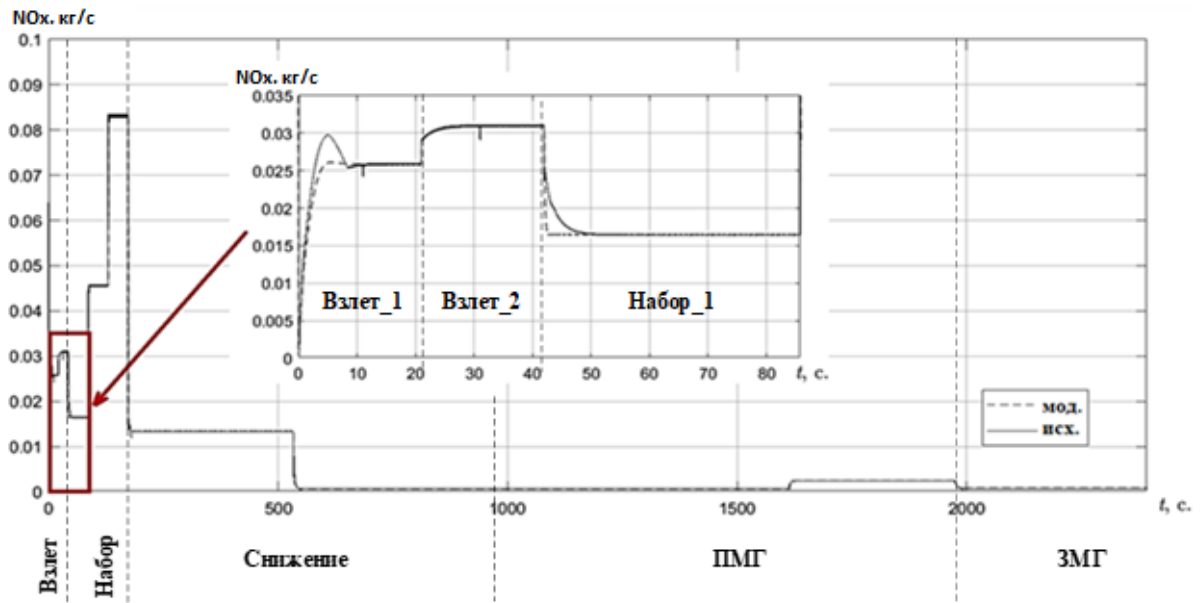


Рисунок 3.28 – Сравнение значения выбросов оксидов азота NO_x исходной (исх.) и модифицированной (мод.) САУ в нормальных условиях с учетом импульсных помех

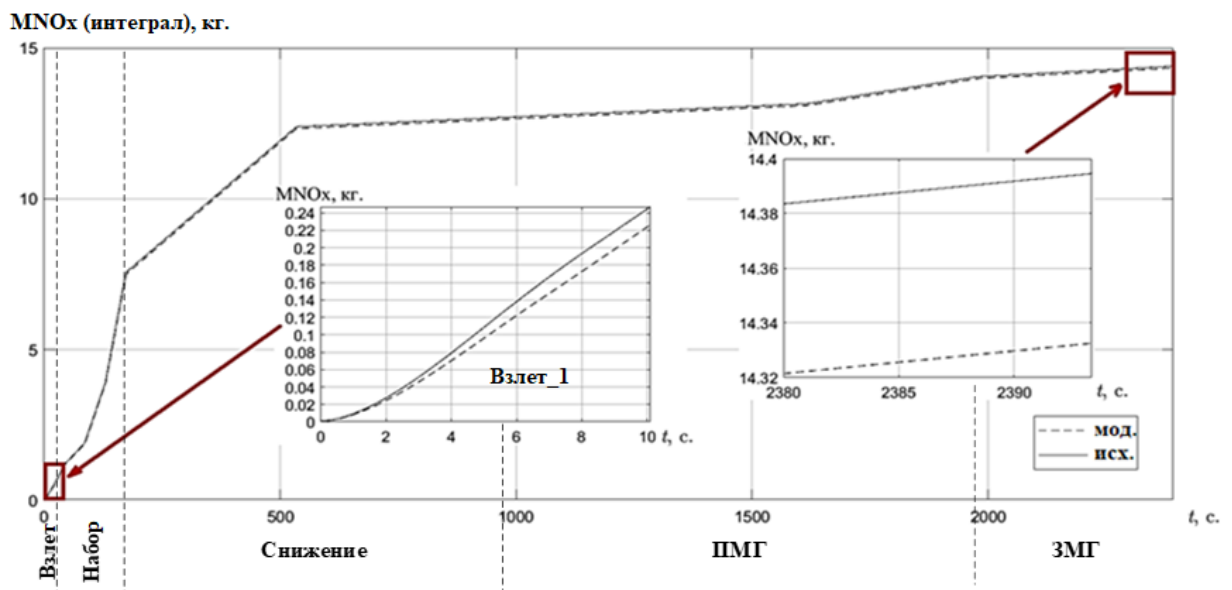


Рисунок 3.29 – Сравнение значения интеграла оксидов азота MNO_x исходной (исх.) и модифицированной (мод.) САУ в нормальных условиях с учетом импульсных помех

На интервале времени (рисунок 3.29) 0...2394 с в соответствии со среднестатистическим временем полета для исходной САУ интегральное значение MNO_x составляет 14,39 кг, модифицированной 14,33 кг, суммарное улучшение составляет 0,44%.

Результаты эксперимента для всех режимов взлетно-посадочного цикла в нормальных условиях с учетом импульсных помех сведены в таблицу 3.10.

Таблица 3.10 – Результаты эксперимента в нормальных условиях с учетом импульсных помех

Режим	Этапы режимов	MNO_x переходный режим (исходная), кг.	MNO_x переходный режим (модифици- рованная), кг.	%	MNO_x установ. режим (исходная), кг.	MNO_x установ. режим (модифици- рованная), кг.	%
Взлет	Взлет_1	0,24696	0,22601	8,49	0,28140	0,28156	-0,06
	Взлет_2	0,27479	0,27470	0,03	0,37182	0,37149	0,09
Набор	Набор_1	0,00319	0,00311	2,49	0,73440	0,72125	1,82
	Набор_2	0,05866	0,05151	12,19	1,93863	1,93940	-0,04
	Набор_3	0,08789	0,07556	14,04	3,55066	3,55016	0,01
Снижение	Снижение_1	0,08541	0,07521	11,93	4,73877	4,74254	-0,08
	Снижение_2	0,02573	0,02299	10,66	0,24361	0,24361	0
Заход на посадку (ПМГ)	ПМГ_1	0	0	0	0,25420	0,25420	0
	ПМГ_2	0,00007	0,00010	0	0,25418	0,25418	0
	ПМГ_3	0,01864	0,01861	0,20	0,86939	0,86939	0
Руление (ЗМГ)	ЗМГ_1	0,02070	0,02070	0	0,16133	0,16133	0
Среднее значение		-	-	5,00	-	-	0,15
Сумма		0,82197	0,76858	-	13,57265	13,56338	-

Анализ режимов функционирования показал следующее.

Переходные режимы (см. таблицу 3.10):

Результаты моделирования показали, что в режиме «Взлет» значение интеграла выбросов MNO_x в переходном режиме исходной САУ составило 0,24696, в то время как в переходном режиме модифицированной САУ этот показатель снизился до 0,22601. Это представляет собой улучшение на 8,49%.

В режиме «Набор» улучшение на переходных режимах составило 14,04%.

Установившиеся режимы:

В установившемся режиме «Взлет» в исходной САУ интеграл выбросов MNO_x составил 0,28140, в то время как для модифицированной модели этот показатель составил 0,28156. Наблюдается незначительное ухудшение на 0,06%.

В режиме «Набор» на установившемся режиме улучшение составило 1,82%.

Результирующий интеграл (таблица 3.10) за весь взлетно-посадочный цикл для САУ эмиссией оксидов азота: исходной $0,82197 + 13,57265 \approx 14,39$ кг, модифицированной $0,76858 + 13,56338 \approx 14,33$ кг улучшение составило 0,44%.

Ниже (таблица 3.11) представлены ненормированные результаты эксперимента в нормальных условиях при наличии импульсных помех.

Таблица 3.11 – Ненормированные результаты эксперимента

Условия	Вид модели	MNO_x (переход. режим), кг.	MNO_x (уст. режим), кг.	Число неустойчивых состояний горения КС, шт.
Нормальные условия при наличии импульсных помех	Исх.	0,82197	13,57265	0
	Мод.	0,76858	13,56338	0

Далее, выполняется нормализация показателей качества путем деления значений на максимальное значение в столбце в каждом режиме и типе эксперимента. Результаты сведены в таблицу 3.12.

Таблица 3.12 – Нормированные результаты экспериментов

Условия	Вид модели	MNO_x (переход. режим), усл. ед.	MNO_x (уст. режим), усл. ед.	Число неустойчивых состояний горения КС, усл. ед.
Нормальные условия при наличии импульсных помех	Исх.	1	1	0
	Мод.	0,93500	0,99930	0

По нормированным результатам экспериментов проведем оценку согласно целевой функции (3.5) в нормальных условиях при наличии импульсных помех:

Исходная САУ:

$$F = 0.33 \cdot 1 + 0.33 \cdot 1 + 0.33 \cdot 0 = 0.66;$$

Модифицированная САУ:

$$F = 0.33 \cdot 0.93500 + 0.33 \cdot 0.99930 + 0.33 \cdot 0 = 0.64.$$

Модифицированная САУ, согласно оценке, в условиях импульсных помех дает преимущество на 3.3 %.

Далее представлен ход эксперимента в нормальных условиях при деградации элементов.

3.3.4 Проведение эксперимента в нормальных условиях при деградации элементов

Деградация представляет собой процесс ухудшения характеристик или свойств какого-либо материала, компонента или системы с течением времени. В контексте авиационной техники деградация измерителей может означать ухудшение их точности, чувствительности, скорости реакции или надежности.

Измерители, используемые в авиационной технике, подвергаются воздействию различных факторов, таких как:

- физический износ: возникает из-за механического трения, вибраций и ударов;
- температурные колебания: постоянные изменения температуры могут привести к тепловым стрессам;
- влажность и коррозия: высокая влажность и воздействие коррозионных агентов могут повлиять на электрические соединения и материалы измерителя;
- электромагнитные помехи: электромагнитные поля могут влиять на работу электронных компонентов;
- пыль и загрязнения: могут накапливаться на поверхности датчика, что ухудшает их функциональность.

Степень деградации измерителя в авиационной технике может варьироваться в зависимости от типа датчика [121-126].

- механические датчики: могут терять до 5-10% своей точности в течение 5-10 лет [121-123];
- электронные датчики: потеря точности может составлять около 1-3% в год [124-125];

– оптические датчики: могут деградировать на 2-5% в год в зависимости от условий эксплуатации [126].

В данном подразделе представлено исследование влияния деградации электронных измерителей $P_{кс}, \alpha_{кс}, G_t$ на работу исходной и модифицированной модели САУ ГТД.

Деградация электронных измерителей может выражаться в разных формах:

– увеличение показаний на 1-3 %. Это может происходить из-за накопления загрязнений или изменения чувствительности датчика к измеряемой величине. Например, датчик температуры может начать показывать более высокие значения, чем реальные;

– уменьшение показаний на 1-3 %. Это может быть связано с износом или повреждением элементов датчика, что приводит к уменьшению его отклика на измеряемую величину. Например, датчик давления может начать показывать более низкие значения из-за утечки или повреждения мембраны;

Деградация САУ ГТД реализована в виде изменения показаний измерителей $P_{кс}, \alpha_{кс}, G_t$. В качестве примера показания вышеперечисленных измерителей уменьшаются на максимальное значение 3% блоком «Деградация» (рисунок 3.30).

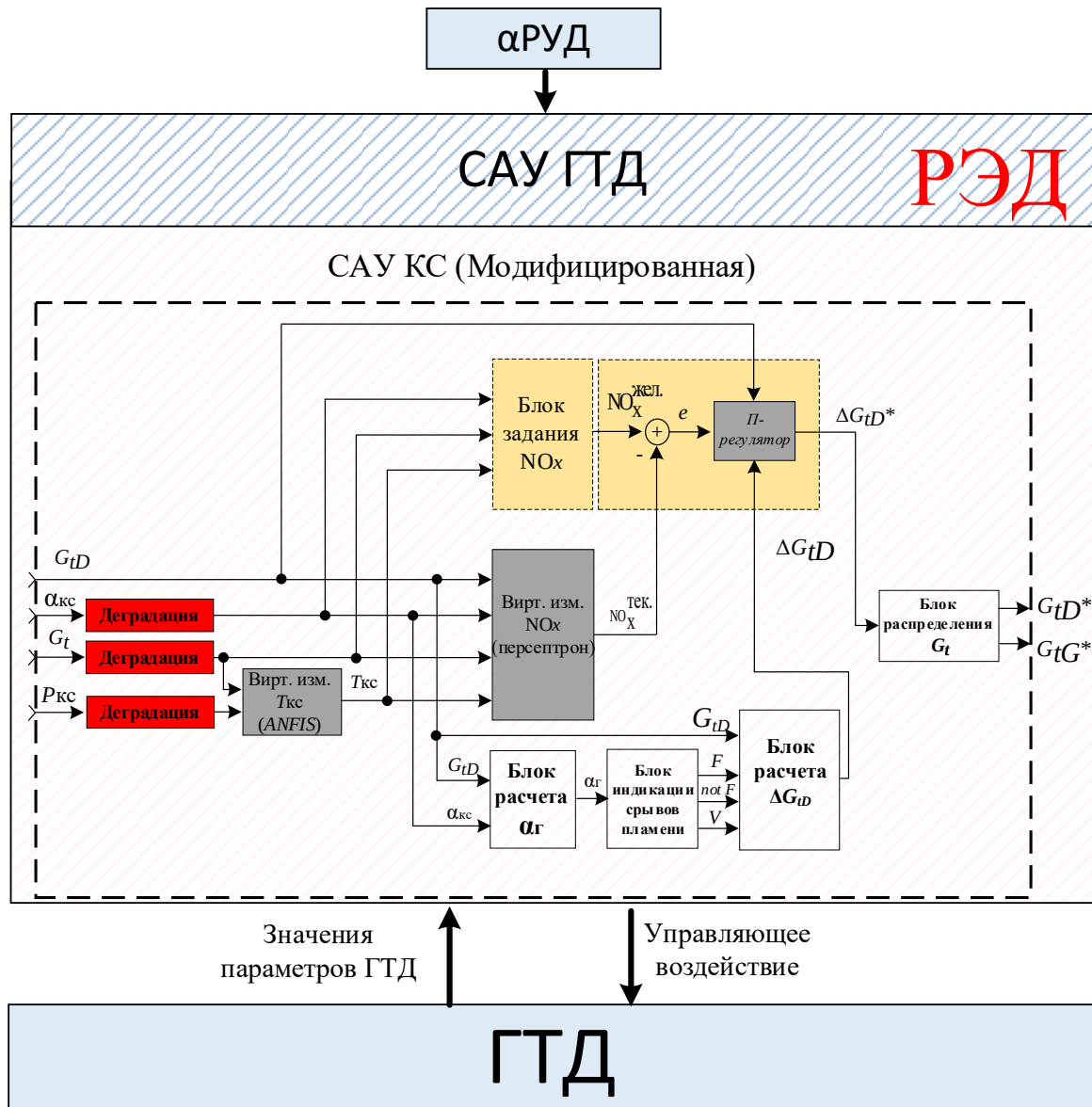


Рисунок 3.30 – Модифицированная функциональная схема управления топливом КС ГТД с учетом деградации элементов

Аналогично вводятся изменения для исходной функциональной схемы.

Блок «Дегградация» (рисунок 3.30) представляет собой произведение показаний измерителей $P_{кс}$, $\alpha_{кс}$, G_t и коэффициента $k = 0.97$ с момента времени $t = 0$ с. Это соответствует максимальному изменению сигнала на 3% (рисунок 3.31).

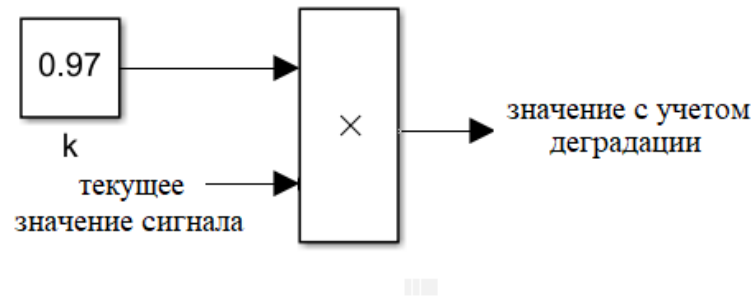


Рисунок 3.31 – Структурная схема блока «Деградация»

Результаты эксперимента исходной и модифицированной САУ эмиссией оксидов азота в нормальных условиях с учетом деградации представлены на рисунках 3.32-3.33.

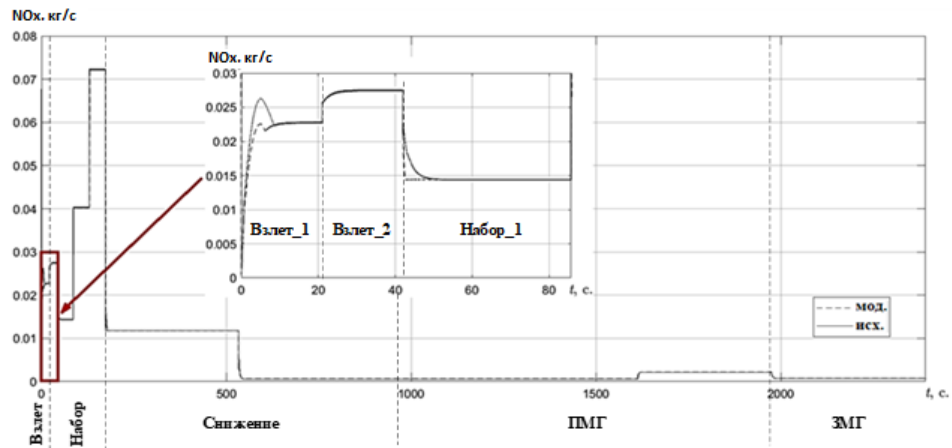


Рисунок 3.32 – Сравнение значения выбросов оксидов азота NO_x исходной (исх.) и модифицированной (мод.) САУ в нормальных условиях с учетом деградации измерителей

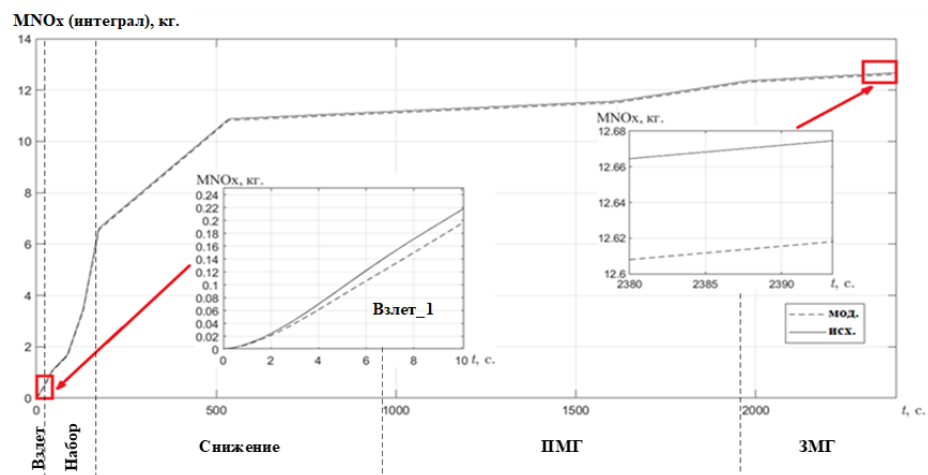


Рисунок 3.33 – Сравнение значения интеграла оксидов азота MNO_x исходной

(исх.) и модифицированной (мод.) САУ в нормальных условиях с учетом деградации измерителей

На интервале времени (рисунок 3.33) 0...2394 с в соответствии со среднестатистическим временем полета для исходной САУ эмиссией оксидов азота интегральное значение MNO_x составляет 12,67 кг, модифицированной 12,62 кг, суммарное улучшение составляет 0,46%.

Результаты эксперимента для всех режимов взлетно-посадочного цикла с учетом деградации сведены в таблицу 3.13.

Таблица 3.13 – Результаты эксперимента в нормальных условиях с учетом деградации измерителей

Режим	Этапы режимов	MNO_x переходный режим (исходная), кг.	MNO_x переходный режим (модифици- рованная), кг.	%	MNO_x установ. режим (исходная), кг.	MNO_x установ. режим (модифици- рованная), кг.	%
Взлет	Взлет_1	0,21851	0,19685	9,91	0,24758	0,24782	-0,10
	Взлет_2	0,24331	0,24329	0,01	0,32962	0,32956	0,02
Набор	Набор_1	0,00281	0,00271	3,55	0,64224	0,63007	1,93
	Набор_2	0,05196	0,04666	10,19	1,71368	1,71390	-0,01
	Набор_3	0,07633	0,06829	10,53	3,07848	3,07796	0,02
Снижение	Снижение_1	0,07486	0,06673	10,86	4,18407	4,18462	-0,01
	Снижение_2	0,02291	0,02051	10,50	0,22085	0,22085	0
Заход на посадку (ПМГ)	ПМГ_1	0	0	0	0,23054	0,23054	0
	ПМГ_2	0,00006	0,00006	0	0,23053	0,23053	0
	ПМГ_3	0,01649	0,01646	0,20	0,76745	0,76745	0
Руление (ЗМГ)	ЗМГ_1	0,01856	0,01856	0	0,14607	0,14607	0
Среднее значение		-	-	4,65			0,15
Сумма		0,72581	0,68015	-	11,94889	11,93716	-

Анализ режимов функционирования показал следующее.

Переходные режимы (таблица 3.13):

Результаты моделирования показали, что в режиме «Взлет» значение интеграла выбросов MNO_x в переходном режиме исходной САУ составило 0,21851, в то время как в переходном режиме модифицированной САУ этот показатель снизился до 0,19685. Это представляет собой улучшение на 9,91%.

В режиме «Набор» улучшение на переходных режимах составило 10,53%.

Установившийся режим:

В установившемся режиме «Взлет» в исходной САУ интеграл выбросов MNO_x составил 0,24758, в то время как для модифицированной САУ этот показатель составил 0,24782. Наблюдается незначительное ухудшение на 0,1%.

В режиме «Набор» на установившемся режиме улучшение составило 1,93%.

Результирующий интеграл (таблица 3.13) за весь взлетно-посадочный цикл для исходной САУ $0,72581 + 11,94889 \approx 12,67$ кг, модифицированной $0,68015 + 11,93716 \approx 12,62$ кг улучшение составило 0,46%.

Ниже (таблица 3.14) приведены ненормированные результаты эксперимента в нормальных условиях при наличии деградации измерителей.

Таблица 3.14 – Ненормированные результаты эксперимента

Условия	Вид модели	MNO_x (переход. режим), кг.	MNO_x (уст. режим), кг.	Число неустойчивых состояний горения КС, шт.
Нормальные условия при наличии деградации измерителей	Исх.	0,72581	11,94889	0
	Мод.	0,68015	11,93716	0

Далее, выполняется нормализация показателей качества путем деления значений на максимальное значение в столбце в каждом режиме и типе эксперимента. Результаты сведены в таблицу 3.15.

Таблица 3.15 – Нормированные результаты экспериментов

Условия	Вид модели	MNO_x (переход. режим), усл. ед.	MNO_x (уст. режим), усл. ед.	Число неустойчивых состояний горения КС, усл. ед.
Нормальные условия при наличии деградации измерителей	Исх.	1	1	0
	Мод.	0,93711	0,99903	0

По нормированным результатам экспериментов проведем оценку согласно целевой функции (3.5) в нормальных условиях при наличии деградации измерителей:

Исходная САУ эмиссией оксидов азота:

$$F = 0.33 \cdot 1 + 0.33 \cdot 1 + 0.33 \cdot 0 = 0.66;$$

Модифицированная САУ:

$$F = 0.33 \cdot 0.93711 + 0.33 \cdot 0.99903 + 0.33 \cdot 0 = 0.63893.$$

Модифицированная САУ, согласно оценке, в условиях деградации дает преимущество на 3.19%.

Далее представлен ход эксперимента в нормальных условиях при влиянии отказов измерителей.

3.3.5 Проведение эксперимента в нормальных условиях при влиянии отказов измерителей

В данном подразделе представлено исследование влияния отказов элементов в нормальных условиях на работу исходной и модифицированной САУ эмиссией оксидов азота.

Отказы обусловлены сбоями в работе измерительных приборов, входящих в состав системы управления газотурбинного двигателя (ГТД). Они могут быть связаны с выходом из строя датчиков, некорректной работой контуров измерения или полным отсутствием данных от определенного измерителя.

В работе рассматриваются отказы ключевых измерительных элементов:

$P_{кс}$ – датчик полного давления в камере сгорания;

$\alpha_{кс}$ – коэффициент избытка воздуха;

G_t – датчик суммарного расхода топлива;

В модифицированной САУ выбросами оксидов азота (рисунок 3.34) добавлен комплекс нейронных сетей, представленный двумя основными блоками: «Блок задания NO_x » и «Виртуальный измеритель NO_x (персептрон)», а также входом индикатора отказов (ИО) [127].

В работе функционируют три независимые нейросети, каждая из которых адаптирована к отказу соответствующего датчика. При штатной работе используется основная нейронная сеть, работающая на полном наборе данных. Однако при срабатывании индикатора отказов (ИО) автоматически выбирается соответствующая резервная сеть, которая была предварительно обучена компенсировать влияние отсутствующего параметра:

Отказ датчика полного давления в камере сгорания ($P_{\text{КС}}$) – приводит к необходимости компенсации параметра давления через аппроксимацию его значений на основе остальных доступных данных от измерителей $\alpha_{\text{КС}}$ и G_t .

Отказ расчетного коэффициента избытка воздуха ($\alpha_{\text{КС}}$) – требует пересчета коэффициента избытка воздуха на основе других переменных, таких как расход топлива и температура в камере сгорания.

Отказ датчика суммарного расхода топлива (G_t) – означает, что система должна оценивать расход топлива с использованием других параметров работы двигателя таких как $P_{\text{КС}}$ и $\alpha_{\text{КС}}$.

Такой подход обеспечивает:

- Сохранение точности прогнозирования эмиссии оксидов азота, даже если один из датчиков выходит из строя.
- Избежание неустойчивости и скачков в управлении САУ, поскольку каждая сеть заранее адаптирована к условиям сбоя конкретного контура.
- Избежание неустойчивости и скачков в управлении САУ, поскольку каждая сеть заранее адаптирована к условиям сбоя конкретного контура.

Аналогично вводятся изменения для исходной САУ.

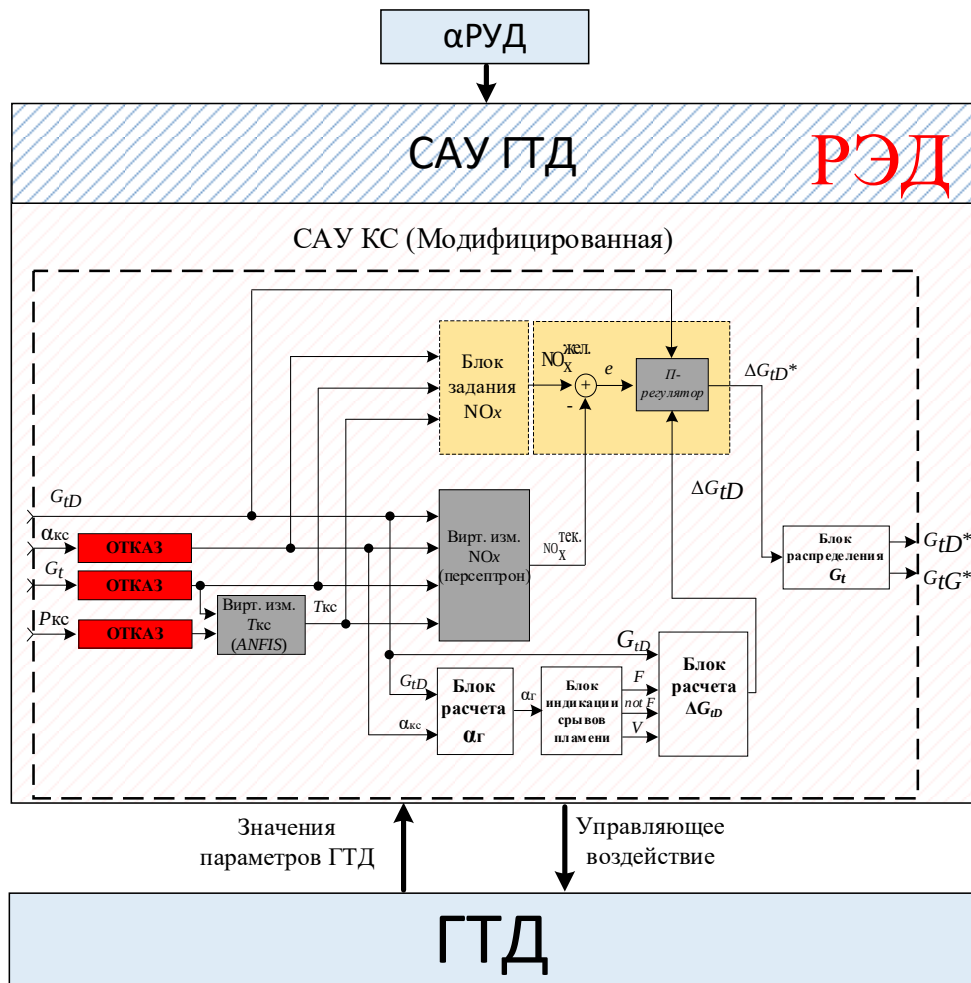


Рисунок 3.34 – Модифицированная функциональная схема управления топливом КС ГТД с учетом отказов элементов

В качестве примера в работе рассмотрен отказ датчика суммарного расхода топлива (G_t).

Отказ датчика G_t означает появления любого сигнала а выходе в диапазоне от 0 до максимального значения (18 000 кг/ч (таблица 3.2)). Примем в качестве модели равновероятностное распределение показаний выхода датчика при его отказе [128]. Для эксперимента было выбрано усреднённое значение 9000 кг/ч. В исходной и модифицированной САУ предусмотрен блок «Отказ», который при отказе датчика, для примера, с 30-й секунды моделирования подаёт на вход нейронной сети константу 9000 кг/ч.

На рисунках 3.35-3.36 показаны результаты эксперимента для исходной и модифицированной САУ в нормальных условиях с учетом отказа контура G_t .

Результаты экспериментов с отказами контуров $P_{\text{КС}}$ и $\alpha_{\text{КС}}$ при $k=0$ представлены в приложении Д.

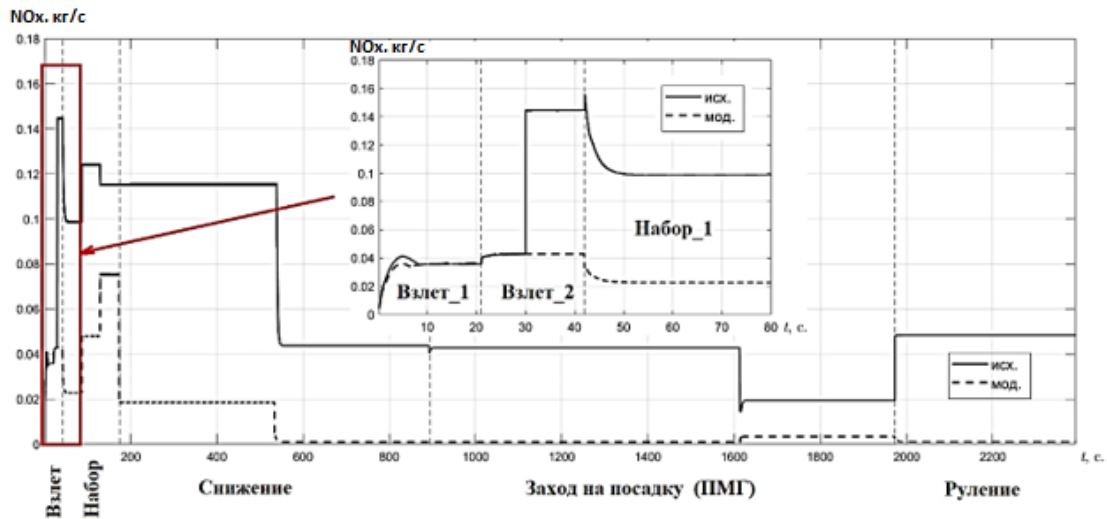


Рисунок 3.35 – Сравнение значения выбросов оксидов азота NO_x исходной (исх.) и модифицированной (мод.) САУ с учетом отказа контура G_t

Как видно из рисунка 3.35, начиная с 30-й секунды в исходной САУ наблюдается неустойчивое поведение как на переходном, так и на установившемся режиме из-за отказа контура суммарного расхода топлива по коллекторам G_t .

Ниже представлено сравнение значений интеграла оксидов азота (MNO_x) для исходной и модифицированной САУ в нормальных условиях при наличии отказа контура G_t (рисунок 3.36).

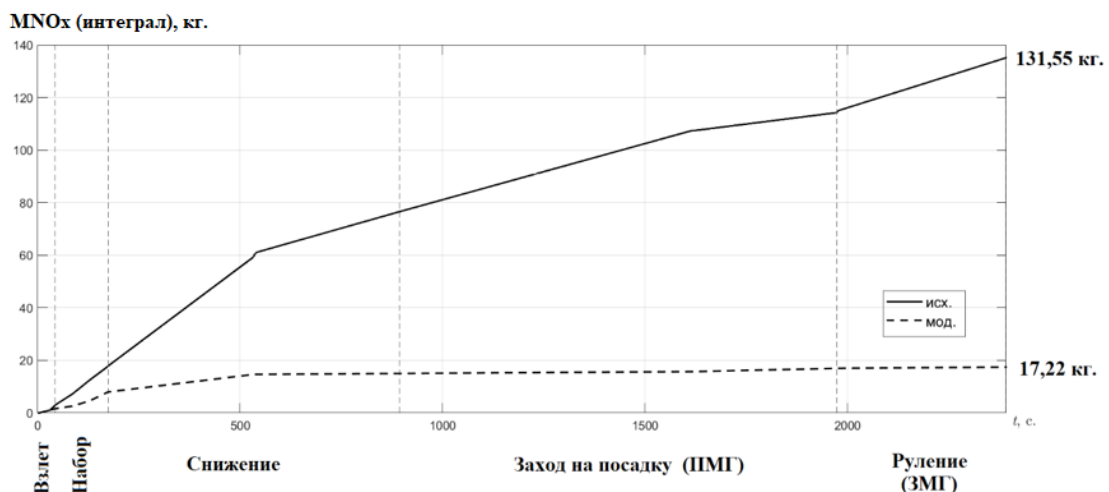


Рисунок 3.36 – Сравнение значения интеграла оксидов азота MNO_x исходной (исх.) и модифицированной (мод.) САУ с отказа контура G_t

Результаты эксперимента для всех режимов взлетно-посадочного цикла в нормальных условиях при наличии отказа контура G_t сведены в таблицу 3.16.

Таблица 3.16 – Результаты эксперимента в нормальных условиях при наличии отказа контура G_t

Режим	Этапы режимов	MNO_x переходный режим (исходная), кг.	MNO_x переходный режим (модифици- рованная), кг.	%	MNO_x установ. режим (исходная), кг.	MNO_x установ. режим (модифици- рованная), кг.	%
Взлет	Взлет_1	0,33296	0,31291	6,02	0,39051	0,38022	2,64
	Взлет_2	0,38088	0,37218	2,28	1,69049	0,51497	69,54
Набор	Набор_1	0,01342	0,00426	68,25	4,30197	1,01853	76,32
	Набор_2	0,15101	0,06320	58,15	5,13553	2,03338	60,41
	Набор_3	0,11903	0,07610	36,06	4,79998	3,20098	33,31
Снижение	Снижение_1	0,72248	0,10182	85,91	39,87038	6,57200	83,52
	Снижение_2	0,72248	0,03186	95,59	14,83419	0,33762	97,72
Заход на посадку (ПМГ)	ПМГ_1	1,89648	0,03186	98,32	14,98122	0,35231	97,65
	ПМГ_2	0,00413	0,00010	97,62	14,98157	0,35230	97,65
	ПМГ_3	0,11226	0,02584	76,98	6,62704	1,20500	81,82
Руление (ЗМГ)	ЗМГ_1	1,30381	0,02868	97,80	18,92000	0,22360	98,82
Среднее значение		-	-	65,72	-	-	72,67
Сумма		5,75893	1,04881	-	126,53290	16,19090	-

Анализ проводится отдельно для переходных и установившихся режимов:

Переходные режимы:

В режиме «Взлет_1» интегральное значение выбросов снизилось на 6,02%, а в режиме «Взлет_2» на 2,28%, что подтверждает эффективность модифицированной модели при высоких нагрузках.

Отказ контура суммарного расхода топлива (G_t) критически влияет на работу регулятора выбросов NO_x , что особенно проявилось в результатах работы исходной модели с 30 секунды.

В режимах «Набор_1», «Набор_2» и «Набор_3» исходная САУ в переходных режимах показала завышенные выбросы NO_x (0,01342 кг, 0,15101 кг, 0,11903 кг соответственно). В то же время модифицированная САУ демонстрирует значительно сниженные и более реалистичные значения выбросов (0,00426 кг, 0,06320 кг, 0,07610 кг соответственно), что соответствует снижению на 68,25%,

58,15% и 36,06%. Это свидетельствует о её лучшей адаптации к сложным условиям и более точном воспроизведении процессов образования NO_x в двигателе.

Аналогичная ситуация наблюдается в режимах «Снижение_1», «Снижение_2», «Заход на посадку (ПМГ)» и «Руление (ЗМГ)», где исходная САУ показала более высокие выбросы NO_x , в то время как модифицированная демонстрирует более низкие. Это говорит о том, что исходная САУ переоценивает выбросы в данных режимах, тогда как модифицированная даёт более точные прогнозы.

Установившиеся режимы:

В установившихся режимах «Взлет», «Набор», «Снижение», «Заход на посадку (ПМГ)» и «Руление (ЗМГ)» интегральное значение выбросов NO_x для модифицированной САУ уменьшилось в среднем на 72,67% по сравнению с исходной моделью. Это связано с тем, что модифицированная САУ лучше адаптируется к условиям отказа контура G_t и обеспечивает более точное регулирование.

Таким образом, модифицированная САУ эмиссией оксидов азота демонстрирует более достоверные результаты в условиях отказа G_t , что подтверждает её надёжность при эксплуатации в сложных условиях.

Суммарное влияние:

Интегральное значение MNO_x за весь цикл работы двигателя уменьшилось с 131,55 кг (5,75893+126,53290) в исходной САУ до 17,22 кг (1,04881+16,19090) в модифицированной улучшение составило 86,9%.

Это подтверждает эффективность предложенного подхода к управлению концентрацией оксидов азота.

При отказе контура G_t в исходной САУ работа камеры сгорания становится неустойчивой, что приводит к возникновению таких явлений, как «виброгорение» (обозначено цифрой 3), а также «полный бедный срыв» и «частичный бедный срыв», которые рассматриваются совместно и обозначены на рисунке цифрами 1 и 2 (рисунок 3.37).

При работе модифицированной САУ неустойчивые состояния отсутствуют.

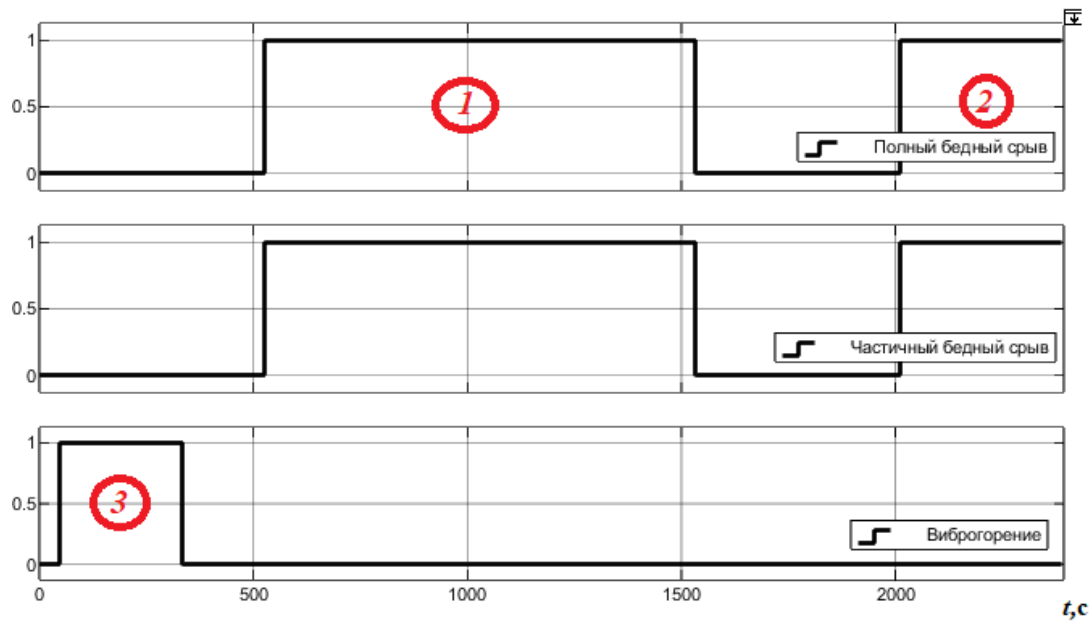


Рисунок 3.37 – Неустойчивые состояния работы камеры сгорания исходной САУ выбросами оксидов азота в нормальных условиях с учетом отказа контура G_t

Ниже в таблицу 3.17 сведены ненормированные результаты эксперимента в нормальных условиях с учетом отказа контура G_t .

Таблица 3.17 – Ненормированные результаты эксперимента

Условия	Вид модели	MNO_x (переход. режим), кг.	MNO_x (уст. режим), кг.	Число неустойчивых состояний горения КС, шт.
Нормальные условия при отказе контура G_t	Исх.	5,75893	126,53290	3
	Мод.	1,04881	16,19090	0

Далее, выполняется нормализация показателей качества путем деления значений на максимальное значение в столбце в каждом режиме и типе эксперимента. Результаты сведены в таблицу 3.18.

Таблица 3.18 – Нормированные результаты экспериментов

Условия	Вид модели	MNO_x (переход. режим), усл. ед.	MNO_x (уст. режим), усл. ед.	Число неустойчивых состояний горения КС, усл. ед.
Нормальные условия при отказе контура G_t	Исх.	1	1	1
	Мод.	0,18211	0,12795	0

По нормированным результатам экспериментов проведем оценку согласно целевой функции (3.5) в нормальных условиях при наличии отказа контура G_t .

Исходная САУ:

$$F=0.33 \cdot 1 + 0.33 \cdot 1 + 0.33 \cdot 1 = 1;$$

Модифицированная САУ:

$$F=0.33 \cdot 0.18211 + 0.33 \cdot 0.12795 + 0.33 \cdot 0 = 0.1;$$

Модифицированная САУ демонстрирует более корректное отображение процессов при отказе контура G_t , улучшение составило 90%. Это связано с тем, что исходная САУ искажает результаты и неадекватно оценивает выбросы MNO_x в сложных условиях.

3.3.6 Проведение комплексного эксперимента в изменяющихся внешних условиях при помехах, деградации и отказах

В реальных условиях эксплуатации газотурбинного двигателя (ГТД) невозможно достичь идеальных условий работы. Фактические параметры эксплуатации подвержены различным внешним воздействиям, которые могут значительно влиять на его характеристики и надежность.

В данном разделе представлено проведение комплексного эксперимента в условиях изменяющихся внешних факторов. В ходе испытаний моделируются: повышенная температура, пониженное давление, импульсные и флуктуационные помехи, а также процессы деградации и отказа контура G_t . Эти факторы позволяют оценить устойчивость и работоспособность ГТД в условиях, приближенных к реальной эксплуатации.

При этом каждая САУ (исходная и модифицированная) подвергалась одинаковым условиям внешних воздействий, чтобы обеспечить сравнимость результатов. Величины флуктуационных помех и импульсных помех, деградации отказов измерителей приведены 3.2.2 и 3.2.3, 3.2.4, 3.2.5 соответственно. Начиная с 30-й секунды в исходной САУ наблюдается неустойчивое поведение эмиссии оксидов как на переходном, так и на установившемся режимах из-за отказа контура суммарного расхода топлива по коллекторам G_t (рисунок 3.38).

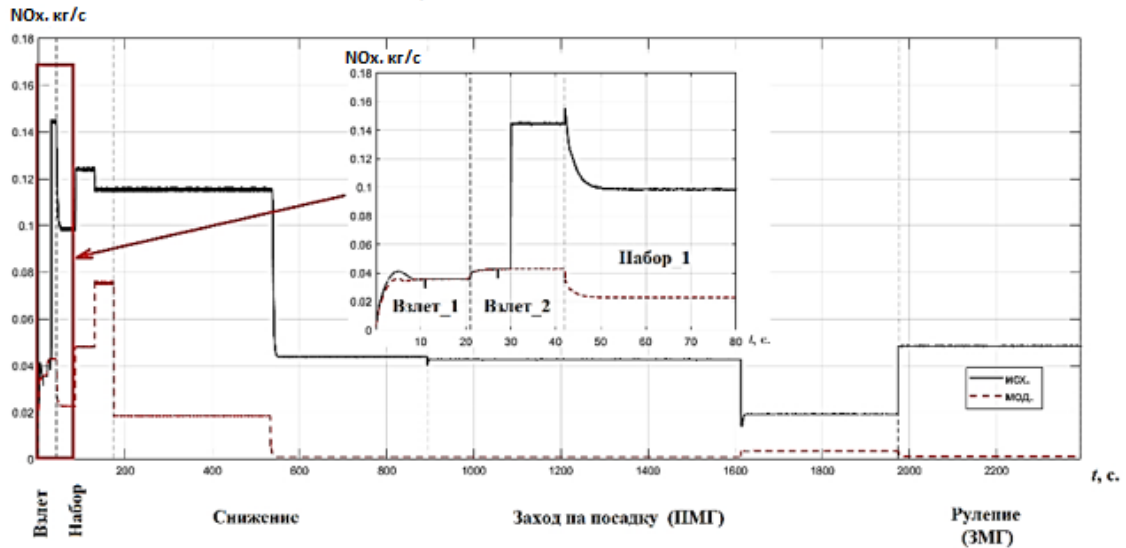


Рисунок 3.38 – Сравнение значения выбросов оксидов азота NO_x исходной (исх.) и модифицированной САУ (мод.) с учетом повышенной температуры, пониженного давления при помехах, деградации и отказе контура G_t

Ниже приведено сравнение значений интеграла оксидов азота (MNO_x) для исходной и модифицированной САУ комплексного эксперимента с учетом повышенной температуры, пониженного давления, а также влияния помех, деградации и отказа контура G_t (рисунок 3.39).

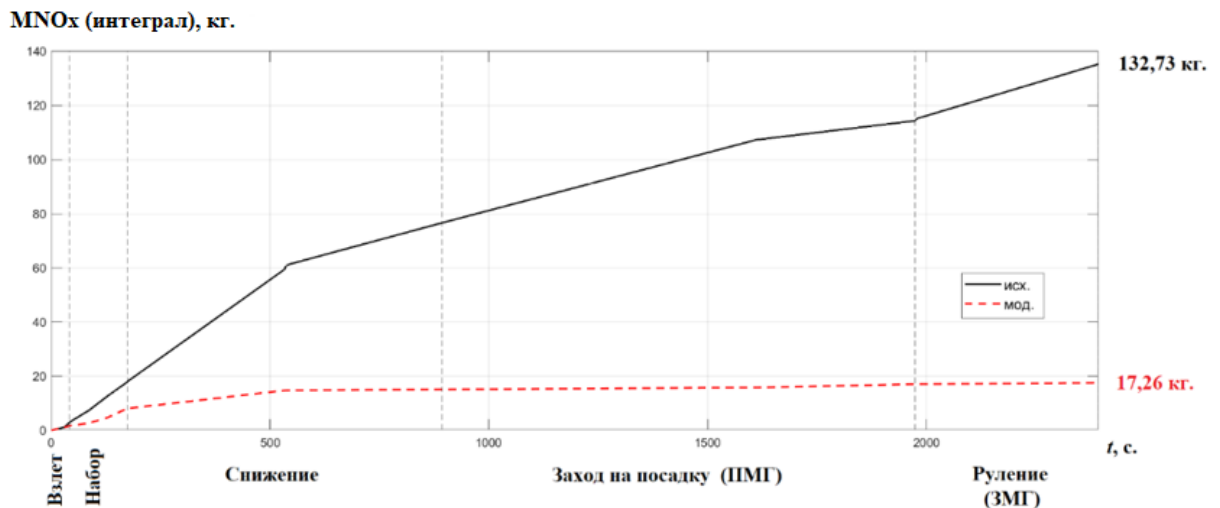


Рисунок 3.39 – Сравнение значения интеграла выбросов оксидов азота MNO_x исходной (исх.) и модифицированной (мод.) САУ с учетом повышенной температуры, пониженного давления при помехах, деградации и отказе контура G_t

Результаты комплексного эксперимента для всех режимов взлетно-посадочного цикла с учетом повышенной температуры, пониженного давления при помехах, деградации и отказе контура G_t сведены в таблицу 3.19.

Таблица 3.19 – Результаты комплексного эксперимента в изменяющихся внешних условиях при помехах, деградации и отказе контура G_t

Режим	Этапы режимов	MNO_x переходный режим (исходная), кг.	MNO_x переходный режим (модифици- рованная), кг.	%	MNO_x установ. режим (исходная), кг.	MNO_x установ. режим (модифици- рованная), кг.	%
Взлет	Взлет_1	0,33299	0,31294	6,02	0,39046	0,37984	2,72
	Взлет_2	0,38070	0,37143	2,43	1,69049	0,51547	69,51
Набор	Набор_1	0,01343	0,00425	68,35	4,30189	1,01754	76,35
	Набор_2	0,15095	0,06338	58,01	5,13517	2,04199	60,24
	Набор_3	0,11898	0,07637	35,81	4,80042	3,21484	33,03
Снижение	Снижение_1	0,72241	0,10181	85,91	39,87055	6,57134	83,52
	Снижение_2	1,89659	0,03186	98,32	14,83426	0,33762	97,72
Заход на посадку (ПМГ)	ПМГ_1	1,89659	0,03186	98,32	14,98124	0,35231	97,65
	ПМГ_2	0,00413	0,00010	97,62	14,98134	0,35229	97,65
	ПМГ_3	0,11226	0,02584	76,98	6,62691	1,20498	81,82
Руление (ЗМГ)	ЗМГ_1	1,30391	0,02868	97,80	18,18783	0,22359	98,77
Среднее значение		-	-	65,96	-	-	72,63
Сумма		6,93292	1,04852	-	125,80056	16,21181	-

Анализ режимов функционирования показал следующее.

Переходные режимы:

Результаты моделирования показали, что в режиме «Взлет_1» значение интеграла выбросов MNO_x в переходном режиме исходной САУ составило 0,33299 кг, тогда как в переходном режиме модифицированной САУ этот показатель снизился до 0,31294 кг. Это соответствует улучшению на 6,02%.

В режиме «Взлет_2» также наблюдается уменьшение выбросов: исходная САУ дала значение 0,38070 кг, тогда как модифицированная показала 0,37143 кг, что соответствует снижению на 2,43%.

В режиме «Набор» наблюдаются значительные расхождения. В переходном режиме исходной САУ выбросы составили 0,01343 кг для «Набор_1», 0,15095 кг для «Набор_2» и 0,11898 кг для «Набор_3». В то же время в модифицированной эти

значения значительно ниже: 0,00425 кг, 0,06338 кг и 0,07637 кг соответственно. Это соответствует снижению на 68,35%, 58,01% и 35,81%, что говорит о более стабильной работе модифицированной САУ эмиссией оксидов азота при отказе контура G_t .

Аналогичное нестабильное поведение исходной модели прослеживается и на режимах «Снижение» (ухудшение показателей в среднем на 92 %), «Заход на посадку (ПМГ)» (ухудшение в среднем на 91 %) и «Руление (ЗМГ)» (ухудшение до 98 %).

Установившиеся режимы:

Нестабильное поведение исходной САУ прослеживается с 30 с. и среднее улучшение для модифицированной составило 72,63%

Суммарное влияние:

Результирующий интеграл выбросов MNO_x за весь взлетно-посадочный цикл составил 132,73 кг для исходной и 17,26 кг для модифицированной САУ (рисунок 3.39).

Модифицированная САУ показывает улучшение на 86,9%, поскольку корректно учитывает отказ контура G_t и более точно воспроизводит реальный уровень эмиссии NO_x , тогда как исходная демонстрирует завышенные значения из-за потери функциональности.

Ниже в таблицу 3.20 сведены ненормированные результаты комплексного эксперимента с учетом повышенной температуры, пониженного давления при помехах, деградации и отказе контура G_t .

Таблица 3.20 – Ненормированные результаты эксперимента

Условия	Вид модели	MNO_x (переход. режим), кг.	MNO_x (уст. режим), кг.	Число неустойчивых состояний горения КС, шт.
Комплексный эксперимент в изменяющихся внешних условиях при помехах, деградации и отказе контура G_t	Исх.	6,93292	125,80056	4
	Мод.	1,04852	16,21181	0

Далее, выполняется нормализация показателей качества путем деления значений на максимальное значение в столбце в каждом режиме и типе эксперимента. Результаты сведены в таблицу 3.21.

Таблица 3.21 – Нормированные результаты экспериментов

Условия	Вид модели	MNO _x (переход. режим), усл. ед.	MNO _x (уст. режим), усл. ед.	Число неустойчивых состояний горения КС, усл. ед.
Комплексный эксперимент в изменяющихся внешних условиях при помехах, деградации и отказе контура G_t	Исх.	1	1	1
	Мод.	0,15123	0,12886	0

По нормированным результатам экспериментов проведем оценку согласно целевой функции (3.5) с учетом повышенной температуры, пониженного давления при помехах, деградации и отказе контура G_t.

Исходная САУ:

$$F=0.33 \cdot 1 + 0.33 \cdot 1 + 0.33 \cdot 1 = 1;$$

Модифицированная САУ:

$$F=0.33 \cdot 0,15123 + 0.33 \cdot 0,12886 + 0.33 \cdot 0 = 0.09.$$

Модифицированная САУ если ориентироваться на показатели целевой функции, полученные значения оказываются ниже на 91%. Это свидетельствует о том, что модифицированная САУ точнее учитывает реальные условия, в отличие от исходной, которая, работая в аварийном режиме, искажала результаты и некорректно оценивала выбросы MNO_x.

3.4 Анализ результатов экспериментов

Для количественной оценки эффективности модифицированной системы автоматического управления выбросами проведён анализ на основе целевых функций, включая расчёт интегрального показателя эмиссии MNO_x. В таблице ниже представлены сравнительные результаты экспериментов по целевой функции

F для исходной и модифицированной САУ в различных эксплуатационных условиях: нормальные условия, слабые флуктуационные помехи, импульсные помехи, деградация и отказ контура. Также проведена оценка преимуществ модифицированной САУ по сравнению с исходной.

Таблица 3.22 – Сравнительная таблица результатов экспериментов по целевой функции в различных условиях

Условия		F исходной САУ	F модифицированной САУ	Преимущество модифицированной САУ
Нормальные условия	Нормальные	0.66	0.63833	3.29%
	Фл. помехи	0.66	0.63920	3.15%
	Имп. помехи	0.66	0.63831	3.31%
	Деградация	0.66	0.63893	3.19%
	Отказ контура измерения	1	0.1	90%
Комплексный эксперимент в изменяющихся внешних условиях при помехах, деградации и отказе		1	0.09	91%

По приведённым в таблице 3.22 данным видно, что в нормальных условиях при наличии слабых флуктуационных и импульсных помех отличие целевой функции (F) у исходной и модифицированной САУ невелико (около 3–3,3 %). При деградации системы выигрыш модифицированной САУ составляет около 3,19%.

В случае отказа контура разница оказывается существенной:

В этих экстремальных условиях значения целевой функции модифицированной САУ получаются ниже (на 91 %), чем у исходной. Стоит отметить, что модифицированная САУ учитывает дополнительные факторы и отражает реальное поведение системы при тяжёлых отказах.

Фактические значения целевой функции отражают более точное воспроизведение процессов при серьёзных нарушениях (например, «отказ контура»), где исходная САУ в ряде случаев давала завышенные значения за счёт упрощённых допущений.

Ниже представлена сравнительная таблица 3.23, в которой приведены значения результирующего интеграла эмиссии MNO_x (в кг) для исходной и

модифицированной САУ в различных эксплуатационных условиях. Кроме того, в таблице представлено процентное сравнение для модифицированной САУ по сравнению с исходной.

Таблица 3.23 – Сравнительная таблица результатов экспериментов интеграла эмиссии MNO_x в различных условиях

Условия		MNO_x исходной САУ (кг)	MNO_x модифицированной САУ (кг)	Преимущество модифицированной САУ
Нормальные условия	Нормальные	14.39	14.33	0.44%
	Фл. помехи	15.15	15.09	0.39%
	Им. помехи	14.39	14.33	0.44%
	Деградация	12.67	12.62	0.46%
	Отказ контура измерения	131,55	17,22	86,9%
Комплексный эксперимент в изменяющихся внешних условиях при помехах, деградации и отказе		132,73	17,26	86,9%

В последнем случае (таблица 3.23) результирующий интеграл эмиссии MNO_x у модифицированной САУ ниже, что связано с повышенной аварийной устойчивостью системы в условиях отказа контура. Это свидетельствует о том, что модифицированная САУ продолжает функционировать и поддерживать работоспособность системы даже в условиях отказа, в то время как исходная демонстрирует завышенный уровень выбросов оксидов азота 132,73 кг за цикл взлет-посадка, что является некорректным значением, обусловленным потерей функциональности системы.

Ниже представлена сравнительная таблица 3.24, в которой приведены значения интеграла эмиссии MNO_x (в кг) для исходной и модифицированной САУ на переходных режимах для примера «Взлет» и «Набор» в различных эксплуатационных условиях.

Таблица 3.24 – Сравнительная таблица результатов экспериментов интеграла эмиссии MNO_x на переходных режимах в различных условиях

Условия		Режим	MNO _x исходной САУ	MNO _x модифицированной САУ	Преимущество модифицированной САУ
Нормальные условия	Нормальные	Взлет	0.24696	0.22601	8.49%
		Набор	0.08789	0.07556	14.04%
	Фл. Помехи	Взлет	0.25988	0.24029	8.29%
		Набор	0.09263	0.07980	15.23%
	Имп. Помехи	Взлет	0.24696	0.22601	8.49%
		Набор	0.08789	0.07556	14.04%
	Деградация	Взлет	0.21851	0.19685	9.91%
		Набор	0.07633	0.06829	10.53%
	Отказ	Взлет	0.33296	0.31291	6,02%
		Набор	0.38088	0.37218	2,28%
Комплексный эксперимент в изменяющихся внешних условиях при помехах, деградации и отказе		Взлет	0.33299	0.31294	6.02%
		Набор	0.38070	0.37143	2.43%

Анализ данных, представленных в таблицах 3.22-3.24, показывает, что, несмотря на относительно невысокий процент улучшения по результирующему интегралу выбросов оксидов азота (в пределах 0,3-0,5% за весь цикл взлет-посадка), модифицированная САУ демонстрирует значительное преимущество в переходных режимах. В частности, снижение интеграла выбросов MNO_x в режимах взлета и набора высоты достигает 8-15% (таблица 3.24), что свидетельствует о более точном учете динамических процессов в системе управления.

Такой результат обусловлен внедрением адаптивных измерителей и обратной связи по концентрации оксидов азота, что позволяет более эффективно регулировать процесс горения в камере сгорания. Важно отметить, что улучшение характеристик именно в переходных режимах критически важно с точки зрения выполнения экологических нормативов, так как на этих этапах происходит наибольшая эмиссия загрязняющих веществ.

Кроме того, модифицированная САУ обеспечивает устойчивость работы камеры сгорания, предотвращая риск возникновения «вибродгорания» и «бедного срыва». Это делает её более надежной и эффективной в реальных условиях эксплуатации.

Таким образом, даже при незначительном улучшении интегрального показателя выбросов NO_x за полный цикл, модифицированная САУ значительно повышает экологическую эффективность двигателя за счет существенного сокращения выбросов в критически важных переходных режимах.

3.5 Выводы по третьей главе

1. Разработаны две системы автоматического управления (САУ) оксидами азота (NO_x) в среде *MATLAB Simulink*: исходная и модифицированная. Исходная САУ ориентирована на управление топливopодачей и контроль параметров работы камеры сгорания (КС), но не содержит контура адаптивной обратной связи и не учитывает данные измерителя NO_x в процессе регулирования. Модифицированная САУ, в отличие от исходной, включает контур адаптивной обратной связи по оксидам азота, виртуальные адаптивные измерители температуры и концентрации оксидов азота, а также дополнительный П-регулятор для перераспределения расхода топлива между диффузионными и гомогенными коллекторами, что позволяет более точно контролировать эмиссию NO_x и предотвращать «вибродгорение», частичный «бедный» срыв и полный «бедный» срыв в различных условиях на статических и переходных режимах.

2. Сформирована целевая функция, включающая в себя комплекс параметров, направленных на сокращение экологического воздействия в авиации.

3. Результаты эксперимента показали, что модифицированная САУ управления эмиссией оксидов азота демонстрирует более стабильные характеристики по сравнению с исходной САУ. Улучшения зафиксированы как на переходных режимах, так и по результирующему интегралу выбросов:

- В переходных режимах снижение выбросов MNO_x составило 8,49-15,23% в зависимости от условий эксперимента.

- В установившихся режимах улучшения составили до 1,93%, за исключением незначительного ухудшения в отдельных случаях.
- Результирующий интеграл эмиссии оксидов азота MNO_x за весь взлетно-посадочный цикл уменьшился в среднем на 0,39-0,46% в зависимости от условий (нормальные условия, флуктуационные и импульсные помехи, деградация).
- По оценке целевой функции, модифицированная САУ продемонстрировала преимущество до 3,3% по сравнению с исходной в нормальных условиях и до 91% при комплексном эксперименте в изменяющихся внешних условиях при помехах, деградации и отказе измерителя G_t .

ГЛАВА 4. АПРОБАЦИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЭМИССИЕЙ ОКСИДОВ АЗОТА НА СЕРТИФИКАЦИОННОЙ МОДЕЛИ ГТД ПОВЫШЕННОЙ ТЯГИ

В данной главе представлена апробация разработанных систем автоматического управления выбросами оксидов азота – исходной и модифицированной – на сертификационном стенде газотурбинного двигателя повышенной тяги с использованием программной среды Matlab Simulink. Представлены результаты внедрения предложенного в диссертации подхода и проведена оценка эффективности предложенных решений в условиях, максимально приближенных к требованиям сертификационных испытаний двигателя повышенной тяги предприятия АО «ОДК-СТАР» в г. Пермь. Акты внедрения, приведенные в приложении Е, подтверждают успешное интегрирование систем автоматического управления на практике, специализирующейся в области разработки систем для воздушно-реактивных двигателей.

Результаты диссертационной работы используются в учебном процессе кафедры «Автоматика и телемеханика» Пермского национального исследовательского политехнического университета (приложение Ж).

Результаты внедрения позволили обоснованно оценить эффективность предложенных решений и подтвердили целесообразность их внедрения в САУ авиационного двигателя с повышенной тягой.

4.1 Описание стенда для моделирования выбросов оксидов азота в САУ ГТД повышенной тяги с системой FADEC

В настоящее время САУ для российского перспективного газотурбинного двигателя (ГТД) повышенной тяги типа FADEC (Full Authority Digital Engine Control) разрабатывается в России для отечественных силовых установок, включая ПД-14, ПД-35 и другие перспективные ГТД. Разработку FADEC осуществляют предприятия АО «ОДК-СТАР» и «ОДК-Авиадвигатель».

FADEC – цифровая система автоматизированного управления авиационным двигателем, обеспечивающая оптимальные характеристики при минимальном расходе топлива. Она в реальном времени регулирует подачу топлива, параметры воздушного потока и зажигание, повышая эффективность и исключая необходимость ручного управления. В состав FADEC входит электронный регулятор двигателя (РЭД), обеспечивающий всережимное управление, защиту, диагностику и обмен данными с бортовыми системами. Внедрение в РЭД современных технологий позволяет снижать выбросы оксидов азота, обеспечивая экологическую безопасность.

На рисунке 4.1 представлен стенд для проведения эксперимента, содержащий регулятор электронный двигателя (РЭД) на базе NI CompactRIO («10»). Часть его алгоритмов регулирует суммарный расход топлива в камере сгорания (G_t), что напрямую влияет на уровень выбросов оксидов азота. Управление стендом осуществляется полностью в автоматическом режиме, включая запуск двигателя, регулирование частоты вращения, подачу топлива и его отключение.

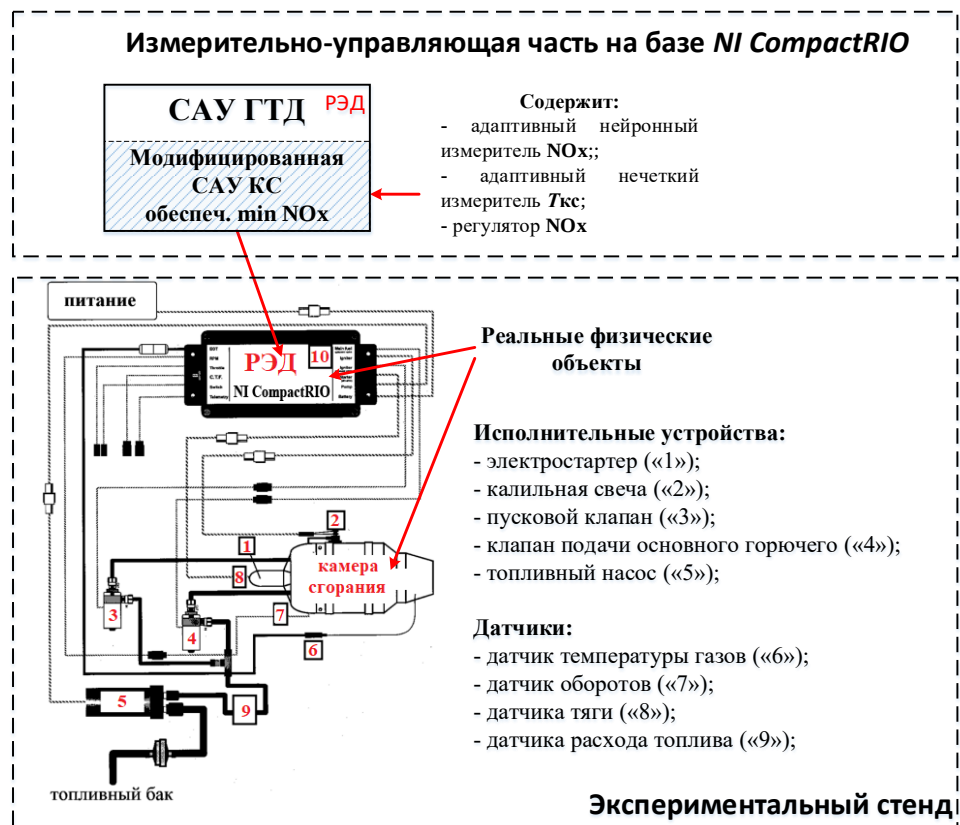


Рисунок 4.1 – Схема экспериментального полунатурного стенда перспективного

ГТД повышенной тяги

На экспериментальном стенде для исследования работы регулятора оксидов азота была интегрирована модифицированная САУ эмиссией оксидов азота, разработанная в программном пакете Matlab Simulink. Данная САУ была встроена в электронную часть регулятора электронного двигателя (РЭД) программным кодом на языке C. Это позволило обеспечить взаимодействие программного алгоритма с реальной аппаратной частью системы управления.

В ходе экспериментов модифицированная САУ использовалась для анализа эффективности регулирования уровня оксидов азота (NO_x) в различных режимах работы двигателя: «Руление», «Максимальный взлетный», «Максимальный режим набора высоты», «Максимальный продолжительный режим», «Малый газ». Аналогичным образом в систему была включена и исходная САУ, что позволило провести сравнительный анализ их характеристик и определить степень улучшения управления выбросами оксидов азота.

При проведении экспериментальных исследований на сертификационном стенде газотурбинного двигателя (ГТД) учитывается ряд ограничений, связанных с реальными временными характеристиками аппаратуры и вычислительными ресурсами используемой системы автоматического управления (САУ).

Электронный регулятор двигателя осуществляет управления исполнительными механизмами циклично, с заданной периодичностью $T_{\text{цикла}} = 20$ мс. В каждом цикле сначала производится опрос датчиков, затем анализируются данные и рассчитываются управляющие воздействия, после чего передаются сигналы на исполнительные механизмы. Этот процесс повторяется непрерывно, обеспечивая стабильную и точную работу двигателя в «жестком реальном времени».

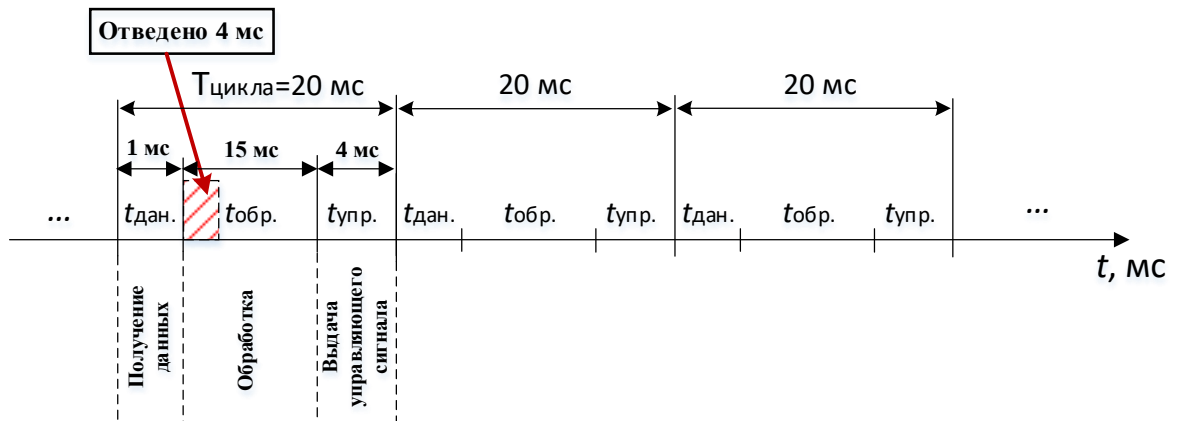


Рисунок 4.3 – Цикл управления КС с временными ограничениями аппаратуры

На рисунке 4.3 представлена временная диаграмма цикла управления, включающего три основные стадии:

- Получение данных – 1 мс.
- Обработка информации – 15 мс.
 - На вычисления, связанные с расчетом параметров эмиссии оксидов азота (обусловленные работой нейросетевых алгоритмов), выделено 4 мс (рисунок 4.3).
- Выдача управляющего воздействия – 4 мс.

Алгоритмы управления эмиссией оксидов азота должны адаптироваться к изменяющимся внешним условиям и корректировать управление в пределах времени, отведенного на обработку информации.

Далее представлена постановка эксперимента с использованием исходной и модифицированной САУ на сертификационном стенде газотурбинного двигателя повышенной тяги для контроля выбросов NO_x .

4.2 Постановка эксперимента

Исследование заключается в сравнении результатов моделирования двух систем автоматического управления эмиссией оксидов азота исходной и модифицированной на стенде перспективного ГТД повышенной тяги.

Входными данными стенда являются:

$P_{\text{вх}}^*$, [атм] – полное давление на входе в двигатель;

$T_{\text{вх}}^*$, [°C] – полная температура воздуха;

Gt , [кг/ч] – значение суммарного расхода топлива;

$M_{\text{П}}$ [ед] – мах полета;

$H_{\text{П}}$, [м] – высота полета;

t , [мин] – время работы двигателя;

Исследуемые параметры блока «РЭД»:

MNO_x [кг] – значение интеграла выбросов оксидов азота;

NO_x [кг/с] – значение выбросов оксидов азота;

Эксперимент проводился на режимах «Руление», «Максимальный взлетный», «Максимальный режим набора высоты», «Максимальный крейсерский режим» и «Малый газ» в нормальных условиях, а также проведен комплексный эксперимент в различных климатических условиях, включая слабые флуктуационные и импульсные помехи, а также условия деградации и отказов.

Для обеспечения объективности результатов испытаний используются сертификационные режимы работы двигателя, которые соответствуют международным стандартам ИКАО. Эти режимы позволяют оценить влияние различных параметров работы двигателя на уровень выбросов оксидов азота.

Перечень используемых в эксперименте сертификационных режимов работы двигателя приведен в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Сертификационные режимы работы газотурбинного двигателя повышенной тяги в нормальных условиях (условия: МСА – международная стандартная атмосфера)

п/п	Режимы	Номинальное угловое положение РУД, αРУД, градус	Программное значение «n _в », об/мин	$P_{\text{вх}}^*$, атм.	$T_{\text{вх}}^*$, °C	Gt , кг/ч	$M_{\text{П}}$	$H_{\text{П}}$, м	Продолжительность работы на режиме, с.
1	Руление	0	808	1.033	15	711	0.25	0	0-80
2	Максимальный взлетный	52,5	3788	1.055	18	8879	0.33	914	80-160.5

Таблица 4.1 – Сертификационные режимы работы газотурбинного двигателя повышенной тяги в нормальных условиях (условия: МСА – международная стандартная атмосфера) (продолжение)

п/п	Режимы	Номинальное угловое положение РУД, $\alpha_{\text{РУД}}$, градус	Программное значение « n_v », об/мин	$P_{\text{вх}}^*$, атм.	$T_{\text{вх}}^*$, °C	G_t , кг/ч	$M_{\text{П}}$	$H_{\text{П}}$, м	Продолжительность работы на режиме, с.
3	Максимальный режим набора высоты	30,5	2917	0.371	-25	7315	0.85	11000	160.5-250
4	Максимальный продолжительный режим	40	3420	0.371	-25	2373	0.85	11000	250-300
5	Малый газ	0	808	1.059	17	711	0.19	0	300-350

Программа номинального углового положения рычага управления двигателем (РУД), выраженное в градусах, представлено на рисунке 4.4.

$\alpha_{\text{РУД}}$, градус

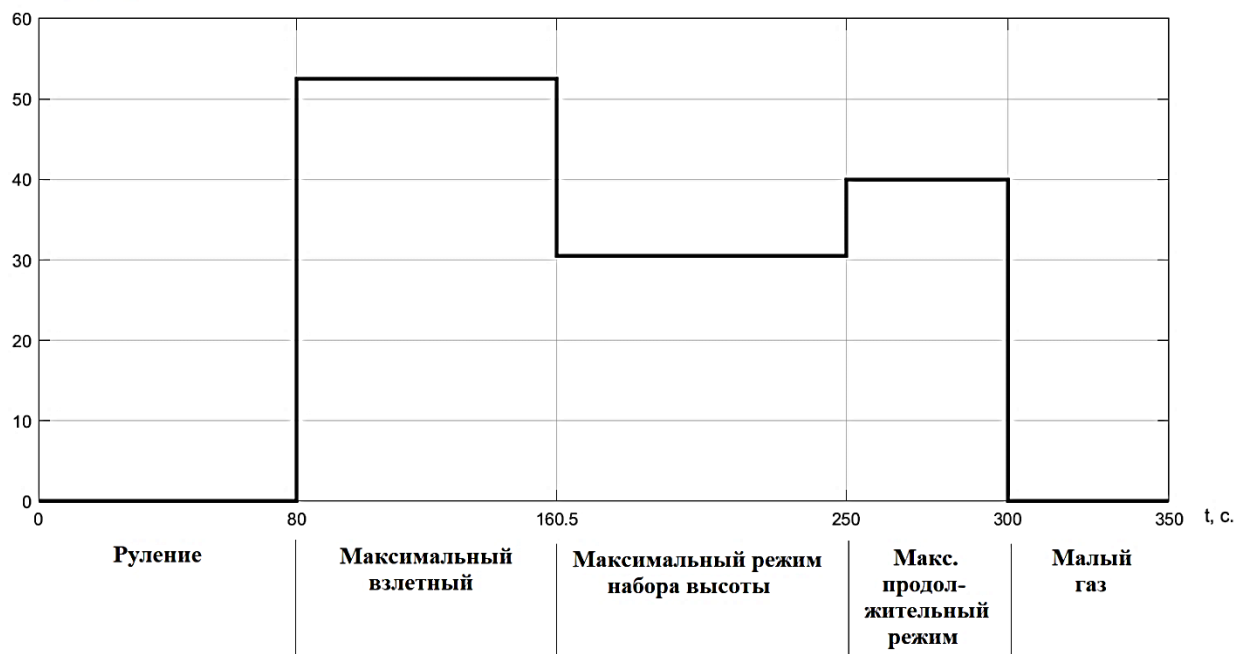


Рисунок 4.4 – Программное рычага управления РУД

Эксперимент состоит в том, что во время запуска ГТД программное значение равняется 808 об/мин, далее, в момент времени 80 с. программное значение изменяется с 808 до 3788 об/мин (1 приемистость), далее, в момент времени 160 с.

программное значение изменяется с 3788 до 2917 об/мин (1 сброс), далее, в момент времени 240 с. программное значение изменяется с 2917 до 3420 об/мин (2 приемистость), после этого, в момент времени 300 с. программное значение изменяется с 3420 до 808 об/мин (2 сброс).

4.2.1 Проведение эксперимента в нормальных условиях

Эксперимент в нормальных условиях проводился в соответствии с таблицей 4.1. На вход испытательного стенда и интегрированными САУ выбросов оксидов азота исходной и модифицированной подавались программные значения параметров $P_{\text{вх}}^*$, $T_{\text{вх}}^*$, G_t .

Для режима «Руление» в интервале времени $t = 0...80$ с. задавались входные параметры:

- Полное давление на входе в двигатель $P_{\text{вх}}^* = 1,033$ атм.,
- Полная температура воздуха на входе в двигатель $T_{\text{вх}}^* = 288,15$ К,
- Суммарный расход топлива $G_t = 711$ кг/ч.

Затем при переходе в режим «Максимальный взлетный» в момент времени $t = 80$ с. параметры изменялись: $P_{\text{вх}}^* = 1,055$ атм., $T_{\text{вх}}^* = 291,75$ К, $G_t = 8879$ кг/ч.

Далее, при переходе в режим «Максимальный режим набора высоты» в момент $t = 160$ с. высота полета достигала $H = 11000$ м., и параметры изменялись на: $P_{\text{вх}}^* = 0,371$ атм., $T_{\text{вх}}^* = 248,15$ К, $G_t = 7315$ кг/ч.

Аналогичным образом выполнялись изменения параметров в других сертификационных режимах: «Максимальный крейсерский», «Малый газ», с последующей регистрацией выбросов NO_x .

На рисунке 4.5 представлено сравнение выбросов оксидов азота (NO_x) для исходной и модифицированной САУ в нормальных условиях эксплуатации на стенде перспективного ГТД повышенной тяги с интегрированным регулятором выбросов оксидов азота.

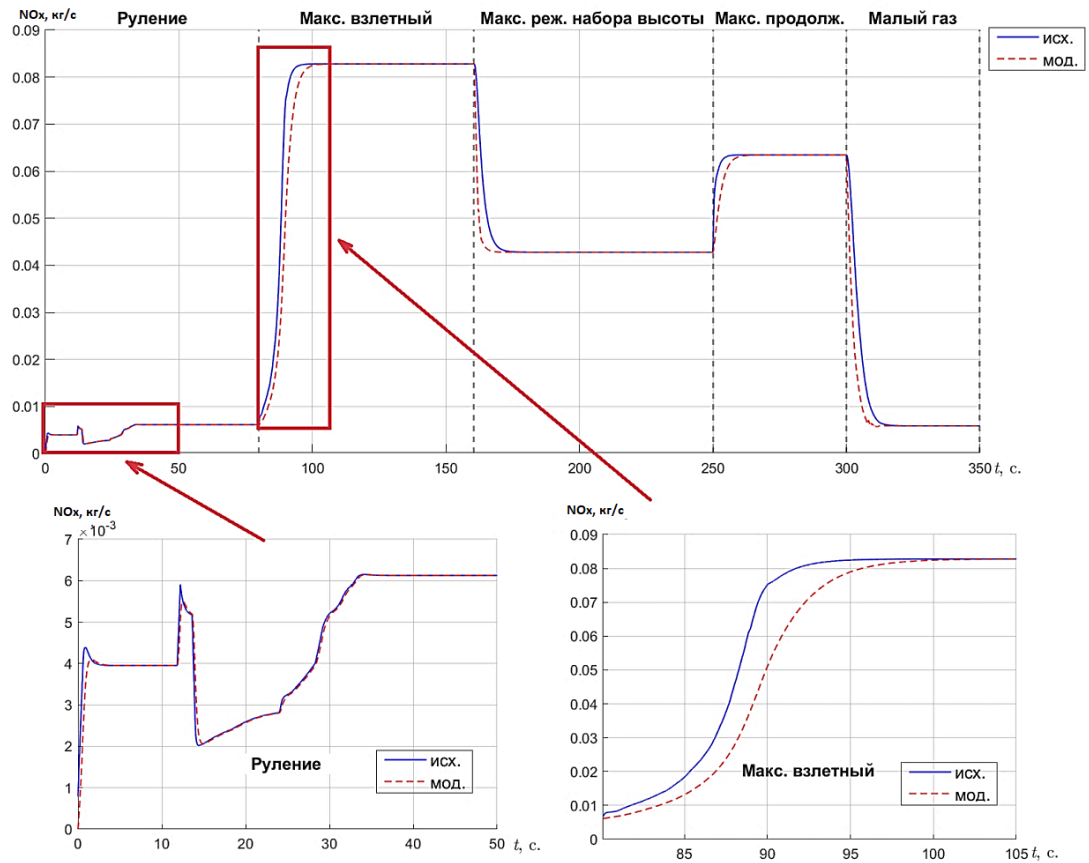


Рисунок 4.5 – Сравнение выбросов оксидов азота (NO_x) исходной (исх.) и модифицированной (мод.) САУ в нормальных условиях

На рисунке 4.6 приведено интегральное значение выбросов MNO_x для тех же условий.

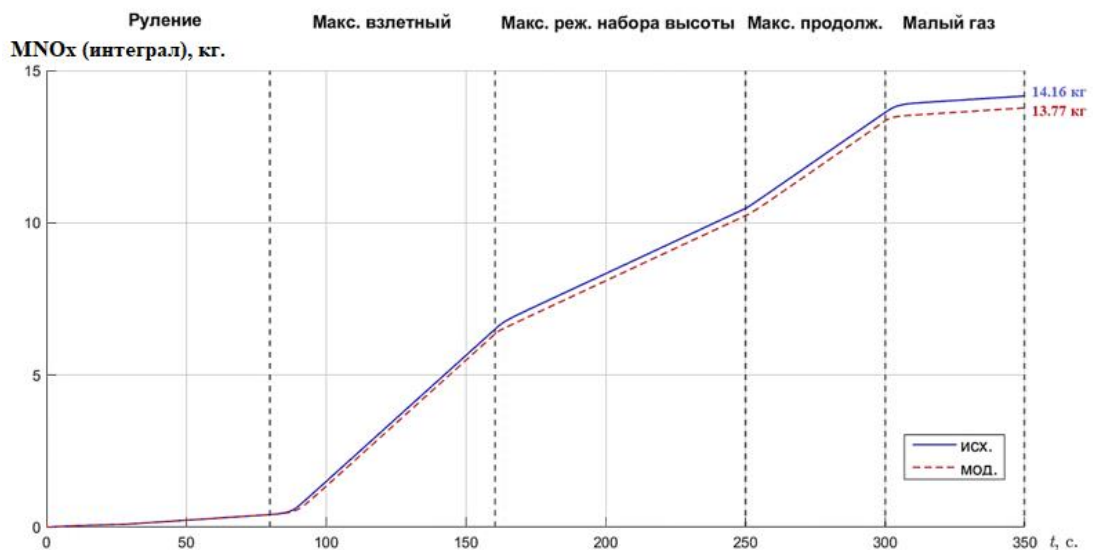


Рисунок 4.6 – Сравнение интегрального значения выбросов оксидов азота MNO_x исходной (исх.) и модифицированной (мод.) САУ в нормальных условиях

В таблице 4.2 представлены результаты эксперимента в нормальных условиях, отражающие сравнительные показатели интеграла выбросов MNO_x для исходной и модифицированной САУ на стенде перспективного ГТД повышенной тяги.

Таблица 4.2 – Результаты эксперимента в нормальных условиях на стенде перспективного ГТД повышенной тяги

Режим	MNO_x переходный режим (исходная), кг.	MNO_x переходный режим (модифицированная), кг.	%	MNO_x установ. режим (исходная), кг.	MNO_x установ. режим (модифицированная), кг.	%
Руление	0,13367	0,13185	1,36	0,27580	0,27580	0
Максимальный взлетный	1,49790	1,34463	10,23	4,55384	4,55377	0
Максимальный режим набора высоты	0,96499	0,88502	8,29	3,03773	3,03772	0,01
Максимальный продолжительный режим	0,93198	0,89075	4,42	2,22069	2,22063	0
Малый газ	0,39906	0,33025	28,86	0,14731	0,14731	0
Среднее значение	-	-	10,63	-	-	0
Сумма	3,92761	3,53620	-	10,23537	10,23524	-

Анализ проводится отдельно для переходных и установившихся режимов, а также рассматривается интегральный выброс MNO_x оксидов азота за весь цикл взлет-посадка.

Переходные режимы:

Общее снижение выбросов NO_x в модифицированной САУ относительно исходной в среднем на 10,63%.

Наибольшее снижение выбросов зафиксировано в режиме «Малый газ» (28,86%), что особенно актуально при длительном функционировании двигателя на малых нагрузках.

В режиме «Максимальный взлетный» выбросы снизились на 10,23%, что критически важно, так как этот режим имеет высокую нагрузку и большую эмиссию NO_x .

В режиме «Руление» снижение минимальное (1,36%), что объясняется небольшими выбросами NO_x на малых мощностях двигателя.

Установившиеся режимы:

Разница между исходной и модифицированной САУ практически отсутствует (разница менее 0,01%).

Это свидетельствует о том, что модифицированная система эффективнее только в динамических режимах работы (т.е. во время переходных процессов), но в стационарных режимах существенного эффекта нет.

Суммарное влияние:

Результирующее интегральное значение MNO_x за весь цикл работы двигателя снизилось с 14,16 кг ($3,92761 + 10,23537$) в исходной САУ до 13,77 кг ($3,53620 + 10,23524$) в модифицированной САУ. Улучшение составило 2,76%, что подтверждает эффективность модифицированной системы управления концентрацией оксидов азота.

Ниже приведена оценка результатов эксперимента согласно целевой функции в нормальных условиях.

Таблица 4.3 – Ненормированные результаты эксперимента

Условия	Вид модели	MNO_x (переход. режим), кг	MNO_x (уст. режим), кг	Число неустойчивых состояний горения КС, шт.
Нормальные условия	Исх.	3,92761	10,23537	0
	Мод.	3,53620	10,23524	0

Далее, выполняется нормализация показателей качества путем деления значений на максимальное значение в столбце в каждом режиме и типе эксперимента. Результаты сведены в таблицу 4.4.

Таблица 4.4 – Нормированные результаты эксперимента

Условия	Вид модели	MNO _x (переход. режим), усл. ед.	MNO _x (уст. режим), усл. ед.	Число неустойчивых состояний горения КС, усл. ед.
Нормальные условия	Исх.	1	1	0
	Мод.	0,90036	0,99999	0

По нормированным результатам экспериментов проведем оценку согласно целевой функции (3.5) в нормальных условиях эксплуатации ГТД:

Исходная САУ:

$$F=0.33 \cdot 1 + 0.33 \cdot 1 + 0.33 \cdot 0 = 0.66;$$

Модифицированная САУ:

$$F=0.33 \cdot 0.90036 + 0.33 \cdot 0.99999 + 0.33 \cdot 0 = 0.63.$$

Модифицированная САУ, согласно оценке по целевой функции, в нормальных условиях дает преимущество на 4.55%.

Ниже представлен комплексный эксперимент, который включает следующие факторы: повышенную температуру, пониженное давление, флуктуационные помехи, импульсные помехи, деградацию и отказ контура G_t .

4.2.2 Проведение комплексного эксперимента в изменяющихся внешних условиях при помехах, деградации и отказах

В данном разделе представлено проведение комплексного эксперимента на стенде сертификационной модели перспективного ГТД повышенной тяги, с интегрированным регулятором выбросов оксидов азота, в изменяющихся условиях внешних факторов. В ходе испытаний моделировались воздействия, такие как повышенная температура, пониженное давление, импульсные и флуктуационные помехи, а также процессы деградации и отказа контура суммарного расхода топлива (G_t). Эти факторы позволяют оценить устойчивость и работоспособность ГТД в условиях, максимально приближенных к реальной эксплуатации.

Для обеспечения объективности результатов обе САУ подвергались идентичным внешним воздействиям. Параметры флуктуационных и импульсных помех, а также деградации измерителей приведены в главе 3. Начиная с 135-й секунды, в исходной САУ наблюдается нестабильное поведение выбросов оксидов азота как в переходных, так и в установившихся режимах, что связано с отказом контура суммарного расхода топлива по коллекторам G_t (рисунок 4.7).

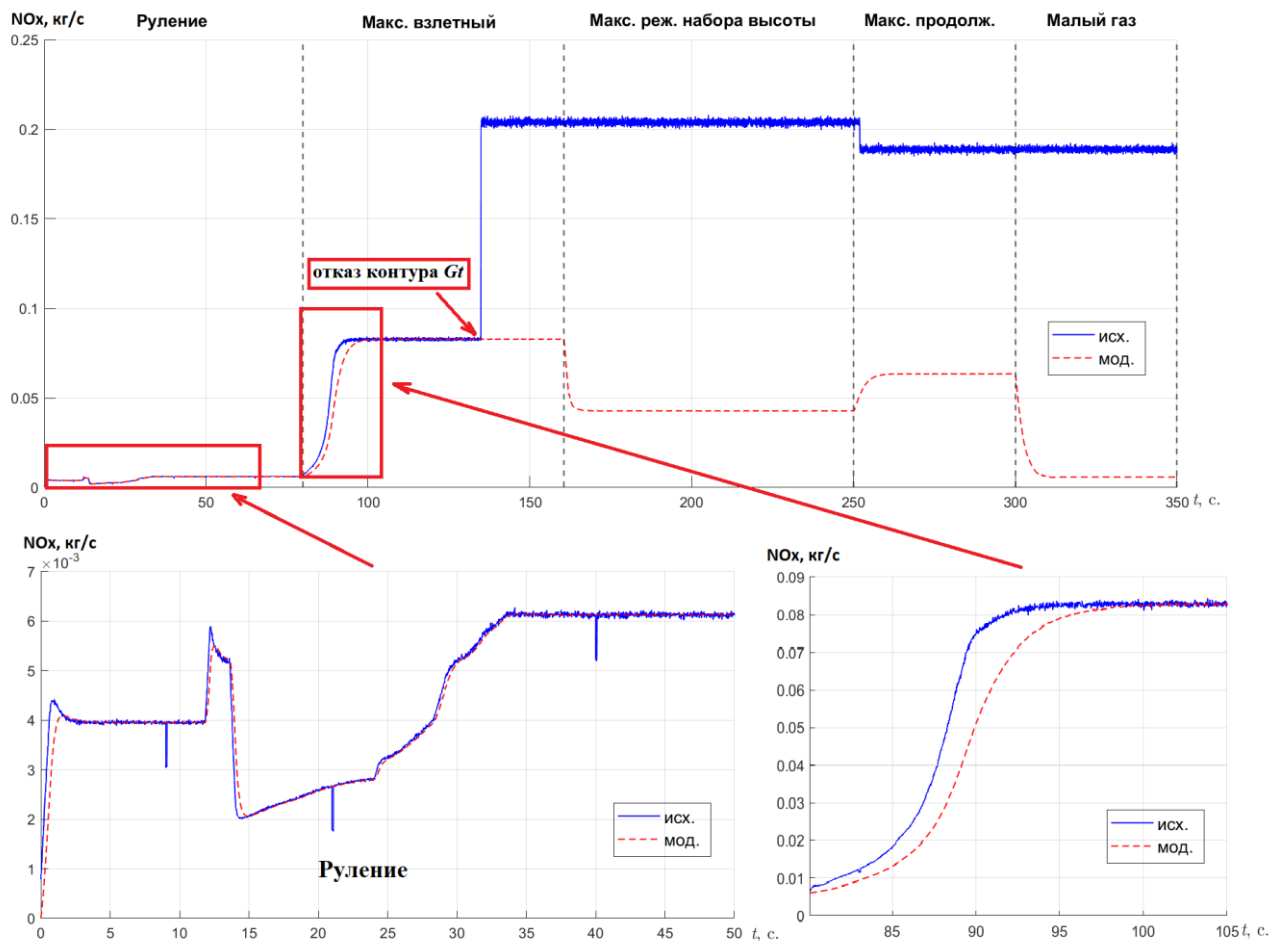


Рисунок 4.7 – Сравнение значения выбросов оксидов азота NO_x исходной (исх.) и модифицированной САУ (мод.) с учетом повышенной температуры, пониженного давления при помехах, деградации и отказе контура G_t

На рисунке 4.8 приведено интегральное значение выбросов MNO_x для тех же условий.

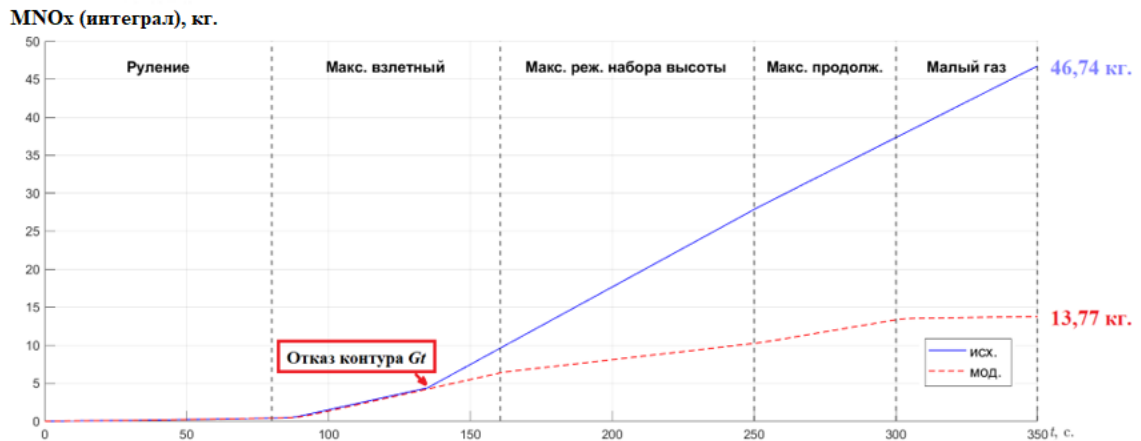


Рисунок 4.8 – Сравнение значения интеграла выбросов оксидов азота MNO_x исходной (исх.) и модифицированной (мод.) САУ с учетом повышенной температуры, пониженного давления при помехах, деградации и отказе контура Gt

Ниже приведены результаты комплексного эксперимента (таблица 4.5). Данные таблицы позволяют провести сравнительный анализ эффективности исходной и модифицированной САУ по уровню выбросов оксидов азота в различных режимах работы двигателя.

Таблица 4.5 – Результаты комплексного эксперимента в изменяющихся внешних условиях при помехах, деградации и отказе контура Gt

Режим	MNO_x переходный режим (исходная), кг.	MNO_x переходный режим (модифици- рованная), кг.	%	MNO_x установ. режим (исходная), кг.	MNO_x установ. режим (модифици- рованная), кг.	%
Руление	0,13349	0,13186	1,22	0,27579	0,27552	0,10
Максимальный взлетный	1,49743	1,34453	10,21	7,68348	4,59512	40,19
Максимальный режим набора высоты	3,97481	0,88504	77,73	14,26843	2,99629	79,00
Максимальный продолжительный режим	2,86153	0,89087	68,87	6,60555	2,22048	66,38
Малый газ	4,71905	0,28394	93,98	4,71903	0,14731	96,88
Среднее значение	-	-	50,4	-	-	56,5
Сумма	13,18631	3,53624	-	33,55228	10,23472	-

Анализ проводится отдельно для переходных и установившихся режимов:

Переходные режимы:

В режиме «Руление» снижение выбросов NO_x оказалось незначительным и составило 1,22%.

В режиме «Максимальный взлетный» интегральное значение выбросов MNO_x снизилось на 10,21%, что подтверждает эффективность модифицированной САУ при высоких нагрузках.

Комплексный эксперимент проводился в условиях изменяющихся внешних факторов, включая отказ контура суммарного расхода топлива (G_t). Этот отказ критически влияет на работу регулятора выбросов NO_x , что особенно проявилось в результатах работы исходной САУ с 135 сек.

В режимах «Максимальный набор высоты», «Максимальный продолжительный» и «Малый газ» исходная САУ в переходных режимах показала завышенные выбросы NO_x (3,97481 кг, 2,86153 кг, 4,71905 кг соответственно). В то же время модифицированная САУ демонстрирует значительно более низкие значения выбросов (0,88504 кг, 0,89087 кг, 0,28394 кг соответственно), что соответствует снижению выбросов на 77,73%, 68,87% и 93,98%. Это свидетельствует о лучшей адаптации модифицированной САУ к сложным условиям и более точном воспроизведении процессов образования NO_x в двигателе.

Установившиеся режимы:

В режимах «Руление», «Максимальный взлетный», «Максимальный набор высоты», «Максимальный продолжительный» и «Малый газ» среднее уменьшение выбросов в установившихся режимах составило 56,5%. Это свидетельствует об улучшенной работе модифицированной САУ, и указывает на более точное отображение фактического уровня выбросов.

Таким образом, модифицированная САУ демонстрирует более достоверные результаты в условиях отказов и внешних помех, что подтверждает её надёжность при эксплуатации в сложных условиях.

Суммарное влияние:

Результирующее интегральное значение MNO_x за весь цикл работы двигателя уменьшилось с 46,74 кг ($13,18631 + 33,55228$) в исходной САУ до 13,77 кг ($3,53624 + 10,23472$) в модифицированной. Улучшение составило 70,54%, что подтверждает эффективность предложенного подхода к управлению концентрацией оксидов азота.

При отказе контура G_t в исходной САУ работа камеры сгорания становится неустойчивой, что приводит к возникновению таких явлений, как «виброгорение» (обозначено цифрой 2), а также «полный бедный срыв» (обозначено цифрой 1) (рисунок 4.9).

При работе модифицированной САУ неустойчивые состояния отсутствуют.

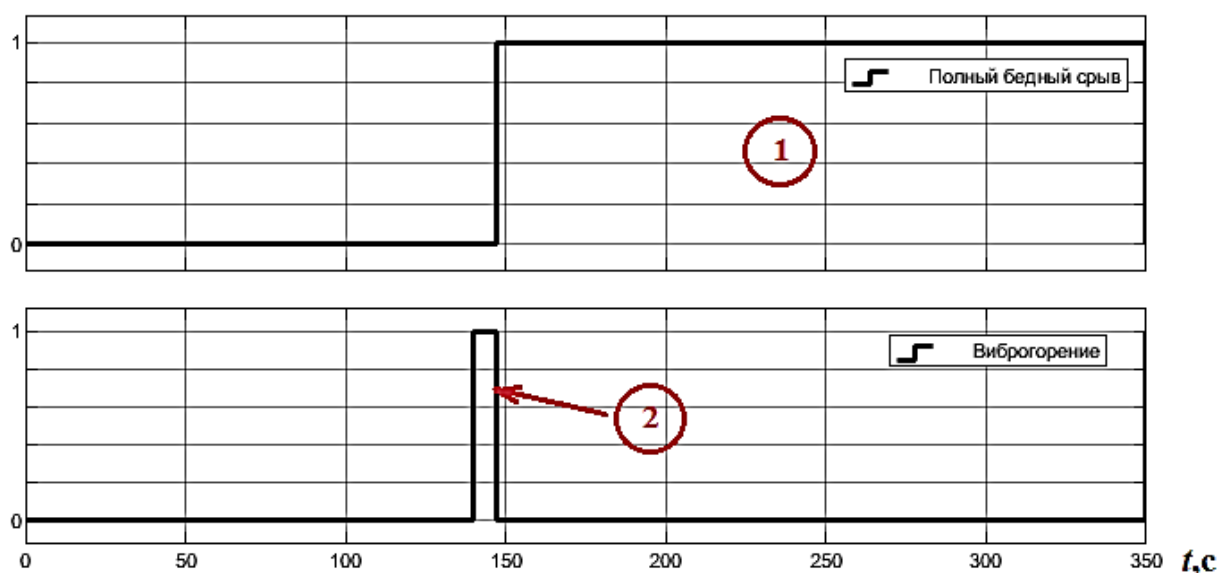


Рисунок 4.9 – Неустойчивые состояния работы камеры сгорания исходной САУ в нормальных условиях с учетом отказа контура G_t

Ниже в таблицу 4.6 сведены ненормированные результаты комплексного эксперимента с учетом повышенной температуры, пониженного давления при помехах, деградации и отказе контура G_t .

Таблица 4.6 – Ненормированные результаты эксперимента

Условия	Вид модели	MNO _x (переход. режим), кг	MNO _x (уст. режим), кг	Число неустойчивых состояний горения КС, шт.
Нормальные условия	Исх.	13,18631	33,55228	2
	Мод.	3,53624	10,23472	0

Далее, выполняется нормализация показателей качества путем деления значений на максимальное значение в столбце в каждом режиме и типе эксперимента. Результаты сведены в таблицу 4.7.

Таблица 4.7 – Нормированные результаты эксперимента

Условия	Вид модели	MNO _x (переход. режим), усл. ед.	MNO _x (уст. режим), усл. ед.	Число неустойчивых состояний горения КС, усл. ед.
Нормальные условия	Исх.	1	1	1
	Мод.	0,26817	0,30503	0

По нормированным результатам экспериментов проведем оценку согласно целевой функции (3.5) с учетом повышенной температуры, пониженного давления при помехах, деградации и отказе контура G_t :

Исходная САУ:

$$F=0.33 \cdot 1 + 0.33 \cdot 1 + 0.33 \cdot 1 = 1;$$

Модифицированная САУ:

$$F=0.33 \cdot 0.26817 + 0.33 \cdot 0.30503 + 0.33 \cdot 0 = 0.19.$$

Модифицированная САУ, при отказе контура G_t , улучшение, согласно целевой функции, составило 81%. Это связано с тем, что исходная модель искажает результаты и неадекватно оценивает выбросы MNO_x в сложных условиях.

4.3 Анализ результатов экспериментов

В данном разделе проводится сравнительный анализ результатов экспериментов, направленный на оценку эффективности модифицированной

системы автоматического управления (САУ) эмиссией оксидов азота по сравнению с исходной на сертификационном стенде газотурбинного двигателя (ГТД) повышенной тяги.

Ниже (таблица 4.8) представлена сравнительная таблица результатов экспериментов по целевой функции в различных условиях (в нормальных условиях, а также в условиях изменяющихся внешних факторов, включая помехи, деградацию элементов и отказ измерительных датчиков).

Таблица 4.8 – Сравнительная таблица результатов экспериментов по целевой функции в различных условиях

Условия		F исходной САУ	F модифицированной САУ	Преимущество модифицированной САУ
Нормальные условия	Нормальные	0.66	0.6300	4.55%
	Фл. помехи	0.66	0.6297	4.59%
	Имп. помехи	0.66	0.6299	4.56%
	Деградация	0.66	0.6360	3.63%
	Отказ контура измерения	1	0.20	80%
Комплексный эксперимент в изменяющихся внешних условиях при помехах, деградации и отказе		1	0.19	81%

Таблица 4.8 демонстрирует, что модифицированная САУ обладает устойчивым преимуществом перед исходной системой управления эмиссией оксидов азота во всех условиях работы. В нормальных режимах снижение целевой функции F составляет 3.6-4.6%, а в условиях внешних возмущений, таких как флуктуационные и импульсные помехи, деградация элементов и отказ измерителей, преимущество достигает 80-81%, что подтверждает высокую адаптивность системы. Особенно значимое улучшение наблюдается при отказе измерителей, где модифицированная САУ сохраняет контроль над выбросами NO_x , в отличие от исходной системы, у которой показатели значительно ухудшаются.

В таблице 4.9 представлена сравнительная таблица результатов экспериментов интеграла эмиссии MNO_x в различных условиях.

Таблица 4.9 – Сравнительная таблица результатов экспериментов результирующего интеграла эмиссии MNO_x в различных условиях

Условия		MNO_x исходной САУ (кг)	MNO_x модифицированной САУ (кг)	Преимущество модифицированной САУ
Нормальные условия	Нормальные	14.16	13.77	2.76%
	Фл. помехи	14.19	13.81	2,67%
	Им. помехи	14.39	13.99	2,78%
	Деградация	14.41	13.81	4,16%
	Отказ контура G_t	46.74	13.53	71.21%
Комплексный эксперимент в изменяющихся внешних условиях при помехах, деградации и отказе G_t		46.74	13.77	70.54%

В нормальных условиях (без помех и отказов) модифицированная система автоматического управления (САУ) демонстрирует небольшое, но положительное снижение суммарного интеграла выбросов MNO_x . Величина сокращения выбросов составляет от 2.67% до 4.16% в зависимости от конкретных условий.

В комплексном эксперименте, когда одновременно присутствуют различные помехи, деградация и отказ контура G_t , модифицированная САУ показывает значительное снижение выбросов. Снижение MNO_x достигает 70.54% (с 46.74 до 13.77 кг). Это свидетельствует о высокой эффективности модифицированных алгоритмов управления в условиях сложных внешних воздействий.

Основной причиной такого эффекта является способность модифицированной САУ учитывать широкий спектр негативных факторов, влияющих на процесс. В то время как исходная САУ в сложных условиях переходит в аварийный режим, что ведет к существенному увеличению выбросов NO_x .

Проведенный эксперимент подтверждает, что предложенные модификации системы управления могут быть целесообразны для внедрения в серийные авиационные двигатели для сокращения выбросов NO_x и повышения экологической безопасности.

4.4 Выводы по четвертой главе

1. Проведенная апробация разработанных систем автоматического управления выбросами оксидов азота на сертификационном стенде газотурбинного двигателя повышенной тяги подтвердила эффективность предложенного метода. В частности, модифицированная система управления позволила более точно регулировать процесс горения, снижая выбросы NO_x на критически важных переходных режимах работы двигателя.

2. По итогам эксперимента, проведенного на сертификационном стенде, установлено следующее:

В переходных режимах улучшение по NO_x для модифицированной САУ составило до 11% в зависимости от режима эксперимента.

- Результирующий интеграл эмиссии оксидов азота MNO_x за весь взлетно-посадочный цикл уменьшился в среднем до 3% (фактическое значение 2.76%) в зависимости от условий (нормальные условия).

- По оценке целевой функции, модифицированная САУ эмиссией оксидов азота продемонстрировала преимущество 4,55% по сравнению с исходной в нормальных условиях и до 81% при комплексном эксперименте в изменяющихся внешних условиях при помехах, деградации и отказе измерителя G_t .

3. Для подтверждения работоспособности и корректности предложенных технологических решений, разработанные элементы системы управления эмиссией оксидов азота успешно внедрены на предприятии АО «ОДК-СТАР» в г. Пермь. Акты внедрения свидетельствуют об успешном интегрировании систем автоматического управления оксидами азота на практике в области разработки систем для воздушно-реактивных двигателей. Кроме того, результаты диссертационной работы используются в учебном процессе кафедры «Автоматика и телемеханика» Пермского национального исследовательского политехнического университета.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Проведен анализ принципов учета и управления выбросами (эмиссии) оксидов азота.

Изучены механизмы образования NO_x в камере сгорания ГТД и способы контроля выбросов, включая конструктивные решения малоэмиссионных камер, методы впрыска воды, использование различных типов форсунок и другие технические средства. Показано, что классические датчики и газоанализаторы, применяемые в стационарных условиях, не позволяют организовать непрерывный контроль эмиссии NO_x внутри камеры сгорания в полете. Выделена необходимость разработки виртуальных измерителей и интеллектуальных алгоритмов, применимых в условиях реального времени, где характерны высокая изменчивость параметров и ресурсоограничения.

2. Разработан метод управления концентрацией эмиссией оксидов азота.

Сформулирован метод управления, ориентированный на оценку состояний «виброгорения» и «бедного срыва» пламени в МЭКС. Предложенная стратегия учитывает факторы внешней среды (температуру и давление на высоте до 914 м), а также стохастические возмущения (помехи, деградацию, отказы измерителей). При этом в алгоритмах управления предусматривается непрерывная корректировка топлива по коллекторам для минимизации выбросов NO_x без выхода за границы устойчивости горения с учетом «жесткого реального времени».

3. Разработаны способ построения и структуры адаптивных виртуальных нейросетевых измерителей: температуры в первой зоне камеры сгорания и эмиссии оксидов азота.

Разработанные измерители обеспечивают расчёт концентрации NO_x и температуры в первой зоне горения без применения физических датчиков внутри КС. В ходе работы реализованы механизмы адаптации весовых коэффициентов и функций принадлежности для учёта различных режимов работы ГТД (взлет, набор, малый газ, руление и т. д.). Достигается высокая точность оценок (СКО для

температуры снижено на 89%) при незначительном росте вычислительной нагрузки.

4. Разработан способ коррекции расхода топлива в коллекторах камеры сгорания.

Предложен способ корректировки подачи топлива на основе обратной связи по значениям эмиссии оксидов азота в системе автоматического управления ГТД. В результате реализация даёт возможность снизить концентрацию NO_x и одновременно сохранять устойчивость горения на переходных режимах.

5. Внедрение разработанных технологий на предприятии АО «ОДК-СТАР» подтвердило их практическую применимость и эффективность в сфере автоматизированного управления газотурбинными двигателями и получены акты внедрения. Разработанные алгоритмы также нашли применение в образовательной деятельности, в частности, в рамках лабораторных практикумов на кафедре «Автоматика и телемеханика» Пермского национального исследовательского политехнического университета. По результатам оценки целевой функции, модифицированная САУ эмиссией оксидов азота показала преимущество 4,55% в нормальных условиях и до 81% в условиях комплексного эксперимента с учетом изменяющихся внешних условий, помех, деградации и отказа измерителя G_t .

Дальнейшее развитие направлений, затронутых в диссертационной работе, может включать дальнейшую доработку алгоритмов управления с учетом новых требований по выбросам вредных веществ, а также разработку интеллектуальных адаптивных регуляторов на основе глубоких нейронных сетей и машинного обучения. Полученные научные и практические результаты открывают перспективы совершенствования систем автоматического управления эмиссией вредных веществ, что особенно важно в условиях ужесточения международных экологических стандартов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Глаголев, А.В. Газотурбинные двигатели: устройство, теория, расчёт, испытания и эксплуатация / А.В. Глаголев, И.Ф. Глаголева. – М. : Академия, 2011. – 352 с.
2. Гольберг, Ф.Д. Математическая модель двигателя в САУ ГТД для повышения надежности и качества управления / Ф.Д. Гольберг, О.С. Гуревич, А.А. Петухов // Труды МАИ. – 2012. – № 58. – С. 16. – EDN PEWHSN.
3. Митрофанов, В.А. Камеры сгорания газотурбинных двигателей: основы теории и алгоритм расчёта: учебное пособие / В.А. Митрофанов, О.А. Рудаков, Ю.В. Сигалов, В.А. Рассохин, Г.Л. Раков, С.Ю. Оленников. – Санкт-Петербург: Изд-во Политехн. ун-та, 2006. – 352 с.
4. Фурлетов, В.И. Обеспечение термоакустической устойчивости в низкоэмиссионных камерах сгорания / В.И. Фурлетов, Г.К. Ведешкин // Экологические проблемы авиации : Труды ЦИАМ № 1347. – Москва : Общество с ограниченной ответственностью "ТОРУС ПРЕСС", 2010. – С. 433-450.
5. Ступаков, В.Я. Конструктивные доработки камеры сгорания ГТД для повышения устойчивости горения топлива / В.Я. Ступаков, С.В. Коробкин // EUROPEAN RESEARCH : сборник статей XV Международной научно-практической конференции : в 2 ч., Пенза, 07 мая 2018 года. Том Часть 1. – Пенза: "Наука и Просвещение" (ИП Гуляев Г.Ю.), 2018. – С. 97-100. – EDN XMXNSH.
6. Соловьёв, В.В. Современное состояние и перспективы развития камер сгорания газотурбинных двигателей / В.В. Соловьёв // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2012. – № 1(34). – С. 19–28.
7. Созонов, А.И. Конструкция и основы эксплуатации авиационных двигателей / А.И. Созонов // Конспект лекций. – Ульяновск : УлГТУ, 2012. – 120 с.
8. Александров, Ю.Б. Проектирование и доводка камер сгорания газотурбинных двигателей на основе расчётов различного уровня сложности / Ю.Б. Александров, Т.Д. Нгуен, Б.Г. Мингазов // Вестник Самарского университета.

Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2021. – Т. 20, № 3. – С. 7-23.

9. Патент № 2106579 С1 Российская Федерация, МПК F23R 3/16. Трубчато-кольцевая камера сгорания газотурбинной энергетической установки : № 95118605/06 : заявл. 01.11.1995 : опубл. 10.03.1998 / М.Л. Кузменко, А.А. Снитко, В.В. Токарев [и др.] ; заявитель Акционерное общество "Авиадвигатель".

10. Многофорсуночная камера сгорания – основа технологии обеспечения экологической безопасности авиационных газотурбинных двигателей / Ю.И. Цыбизов, С.В. Лукачев, В.В. Бирюк, А.А. Горшкалев // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: Материалы докладов международной научно-технической конференции, Самара, 22-24 июня 2016 года. – Самара: Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, 2016. – С. 220-221.

11. Ткаченко, Д.П. Экспериментальные исследования эмиссии NO_x комбинированного фронтального устройства для перспективной камеры сгорания ВРД: Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.05 / Д.П. Ткаченко, – М., 2006. – 127 с.

12. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Охрана окружающей среды. Том II. Эмиссия авиационных двигателей: дата введения 8 марта 2008 г. / Международная организация гражданской авиации. – Изд. официальное. – ИКАО, 2008. – 118 с. : ISBN 978-92-9231-130-8

13. Практическая аэродинамика маневренных самолетов: Учебник для летного состава / В.А. Алтухов, В.Г. Брага, Г.Ф. Бутенко [и др.] ; Под общ. ред. Н.М. Лысенко. – Москва : Воениздат, 1977. - 439 с.

14. Терещенко, М.А. Моделирование нестационарных процессов в аппаратах пульсирующего горения и исследование их влияния на экологические характеристики: Дис. ... канд. техн. наук: 01.04.14 / М.А. Терещенко, – Воронеж. 2008. – 121 с.

15. Гусев, Ю.М. Система автоматического управления ТВВД с оптимизацией удельного расхода топлива / Ю.М. Гусев, О.Е. Данилин, Б.И. Бадамшин // Вестник

Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2011. – Т. 15, № 5(45). – С. 12-21. – EDN PWUGVP.

16. Комаров, Е.М. Методы уменьшения эмиссии вредных веществ в камерах сгорания ГТД и ГТУ / Е.М. Комаров // Машиностроение и компьютерные технологии. – 2018. – № 5. – С. 9-29.

17. Смышляев, А.О. Исследование содержания вредных выбросов газотурбинных установок / А.О. Смышляев, Н.А. Кутлин, А.М. Гильмутдинов // Научный журнал. – 2019. – № 6(40). – С. 31-32.

18. Мухина, И.В. Разрушение озонового слоя / И.В. Мухина, Т.А. Бородкина // Территория науки. – 2014. – № 1. – С. 107-109.

19. Скрыбин, М.Л. Образование топливных оксидов азота в процессе горения углеводородного топлива / М.Л. Скрыбин. — Текст : непосредственный // Молодой ученый. — 2015. — № 14 (94). — С. 186-188.

20. Гаджиев, О.Б. Механизм термического окисления оксида азота (II) в газовой фазе : специальность 02.00.04 "Физическая химия" : диссертация на соискание ученой степени кандидата химических наук / Гаджиев Олег Боярович. — Нижний Новгород, 2011. — 174 с.

21. Коробейничев, О.П. О применимости теории Зельдовича цепного распространения пламени для горения водородокислородных смесей / О.П. Коробейничев, Т.А. Большова // Физика горения и взрыва. – 2009. – Т. 45. – № 5. – С. 3-7.

22. Нугуманов, А.Д. Методика экспериментальной доводки низкорепадных камер сгорания газотурбинных установок по экологическим нормам : специальность 05.07.05 "Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов" : диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук / Нугуманов Алексей Дамирович, 2022. – 132 с. – EDN NGVAYF.

23. Рассохин, В.А. Машиностроение. Турбинные установки. Т. IV-19 / В.А. Рассохин, Л.А. Хоменок, В.Б. Михайлов и др. ; под ред. Ю.С. Васильева - Москва : Машиностроение, 2015. - 1030 с. - ISBN 978-5-94275-696-3. - Текст : электронный // ЭБС "Консультант студента" : [сайт]. - URL :

https://www.studentlibrary.ru/book/ISBN978594_2756963.html (дата обращения: 06.05.2024).

24. Нугуманов, А.Д. Использование мирового опыта регулирования газотурбинных двигателей (ГТД) с малоэмиссионной камерой сгорания (МЭКС) по режимам мощности и в климатическом диапазоне при создании МЭКС для ГТД разработки АО "ОДК-Авиадвигатель" / А.Д. Нугуманов, А.М. Сипатов, В.А. Назукин // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2017. – № 50. – С. 139-147. – DOI 10.15593/2224-9982/2017.50.13

25. DOC 9889. Руководство по качеству воздуха в аэропортах: дата введения 18 сент. 2020 г. / Международная организация гражданской авиации. – Изд. официальное. – ИКАО, 2020. – 236 с.: ISBN 978-92-9265-300-2

26. Колесников, М.Д. Повышение эффективности регулирования воздушного тракта ГТД за счёт оптимизации ВНА / М.Д. Колесников, С.А. Громов // Тепломассообмен. – 2021. – № 2. – С. 18–25.

27. Земляков, С.Д. Физически реализуемый алгоритм прецизионного управления нестационарным динамическим объектом / С.Д. Земляков, В.Ю. Рутковский // Доклады Академии наук. – 2010. – Т. 434, № 3. – С. 324-326. – EDN MVSJNV.

28. Нейронечеткое управление выбросами вредных веществ авиационного газотурбинного двигателя / Н.В. Андриевская, О.А. Андриевский, М.Д. Кузнецов [и др.] // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2020. – Т. 21, № 6. – С. 348-355. – DOI 10.17587/mau.21.348-355.

29. Сравнение методов расчета эмиссии авиационных двигателей / Н.В. Никитевич, А.А. Калашников, А.М. Турчанов [и др.] // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2015. – Т. 1. – № 11. – С. 751-753.

30. Основные процессы и аппараты химической технологии : Пособие по проектированию / Г. Борисов, В.П. Брыков, Ю.И. Дытнерский [и др.]. – 2-е издание, переработанное и дополненное. – Москва : Издательство Химия, 1991. – 496 с. – ISBN 5-7245-0133-3.

31. Мингазов, Б.Г. Исследование эмиссии токсичных веществ при впрыске воды в камеру сгорания / Б.Г. Мингазов, Т.Х. Мухаметгалиев // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). – 2011. – № 5(29). – С. 203-207.

32. Патент России на изобретение № 2 347 143 Система газотурбинного двигателя с рекуперацией и способ с применением каталитического горения / А.А. Белофон, Д.Л. Тачтон. : Заявл. 2006106186/06, 23.07.2004 : Дата подачи заявки: 23.07.2004 : Опубликовано: 20.02.2009.

33. Пчелкин, Ю.М. Камеры сгорания газотурбинных двигателей : Учеб. для машиностроит. специальностей вузов / Ю.М. Пчелкин. – Москва: Машиностроение, 1973. – 392 с.].

34. Быстрые методы определения вредных веществ в воздухе : Текст непосредственный / Е.А. Перегуд, М.С. Быховская, Е.В. Гернет. – 2-е изд., доп. и испр. – Москва : Химия, 1970. – 358 с.

35. Анализ объектов окружающей среды : учеб.-метод. пособие / Ю.С. Петрова, Л.К. Неудачина, Е.Л. Лебедева ; [под общ. ред. Е.Л. Лебедевой] ; М-во науки и высш. образования Рос. Федерации, Урал. федер. ун-т. – Екатеринбург : Изд-во Урал. ун-та, 2019. – 244 с.

36. Михайлова, Т.С. Разработка низкотемпературного сенсора газа, селективного по отношению к диоксиду азота / Т.С. Михайлова, Т.Н. Мясоедова // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2015. – № 8(169). – С. 193-202.

37. Галлямов, А.К. Электрохимический газоанализатор / А.К. Галлямов, Р.Р. Сафин // Научные исследования в области технических и технологических систем : сборник статей Международной научно-практической конференции, Казань, 15 января 2018 года. – Казань: Общество с ограниченной ответственностью "Аэтерна", 2018. – С. 67-70.

38. ГОСТ Р ИСО 10849-2006. Выбросы стационарных источников. Определение массовой концентрации оксидов азота. Характеристики

автоматических измерительных систем в условиях применения : Текст непосредственный; Введ. с 08.01.2006. – Москва: Стандартинформ, 2006. – с. 19.

39. Лепявко, А.П. Методы и средства газового анализа : Конспект лекций / А.П. Лепявко. – Москва : Академия стандартизации, метрологии и сертификации, 2016. – 64 с.].

40. Патент № 2655728 С1 Российская Федерация, МПК G01N 15/02. Устройство определения параметров взвешенных частиц : № 2017107615 : заявл. 03.07.2017 : опубл. 29.05.2018 / В.В. Семенов ; заявитель федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Донской государственный технический университет»

41. Другов, Ю.С. Экологическая аналитическая химия / Ю.С. Другов. – Москва: 2000. – 432 с. – ISBN 5-88851-034-3

42. Горюнкова, А.А. Современное состояние и подходы к разработке систем мониторинга загрязнения атмосферы / А.А. Горюнкова // Известия Тульского гос. ун-та. Технические науки. – 2013. – № 11. – С. 251-260.

43. Гатин, В.В. Авиационные правила АП-34. Охрана окружающей среды. / В.В. Гатин // Межгосударственный Авиационный Комитет. – Москва : ОАО «Авиаиздат», 2003. – 102 с.

44. Система уравнений для расчета характеристик камеры сгорания / А.А. Саркисов, О.А. Рудаков, Н.Д. Саливон, В.А. Митрофанов // Промышленная теплотехника. 2001. Т. 23. № 3. С. 84-88]

45. Метод решения дифференциальных уравнений тепломассообмена и газовой динамики, описывающих процессы горения в камере сгорания / А.А. Саркисов, В.А. Митрофанов, О.А. Рудаков, Н.Д. Саливон // Промышленная теплотехника. 2001. Т. 23. № 6. С. 15-18

46. Саркисов, А.А. Интегральная математическая модель камеры сгорания / А.А. Саркисов, В.А. Митрофанов, О.А. Рудаков // Теплоэнергетика. – 2004. – № 2. – С. 68-71.].

47. Августинovich, В.Г. Нейросетевой регулятор малоэмиссионной камеры сгорания газотурбинной установки / В.Г. Августинovich, Т.А. Кузнецова,

А.А. Сухарев // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2024. – Т. 23, № 1. – С. 109-122. – DOI 10.18287/2541-7533-2024-23-1-109-122.

48. Анализ решений 41-й сессии Ассамблеи ИКАО в части выбросов парниковых газов / И.А. Самойлов, И.В. Лесничий, В.И. Самойлов, Д.А. Кипчарский // Научный вестник ГосНИИ ГА. – 2023. – № 42. – С. 107-117.

49. Кузнецова, Т.А. Полуэмпирическая модель генерации оксидов азота в малоэмиссионной камере сгорания в составе системы управления авиационного двигателя / Т.А. Кузнецова, В.Г. Августинovich // Прикладная математика и вопросы управления. – 2022. – № 2. – С. 7-33. – DOI 10.15593/2499-9873/2022.2.01

50. Вопросы теории и практики разработки робастных систем управления авиационными двигателями на базе встроенных математических моделей : монография / Т.А. Кузнецова, В.Г. Августинovich ; М-во образования и науки Рос. Федерации, Перм. нац. исслед. политехн. ун-т. - Пермь : Изд-во ПНИПУ, 2018. - 265 с. - ISBN 978-5-398-01966-7

51. Campa G., Cademartori R. Influence of Nonlinear Flame Models on Thermoacoustic Instabilities in Combustion Chambers // Proceedings of ASME Conf. Turbo Expo, Seoul, June 13–17, 2016. Seoul, 2016. P. 11. DOI: 10.1115/GT2016-57129

52. Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Сигалов Ю.В. и др. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Основы теории и алгоритм расчета: Учеб. пособ. Санкт-Петербург: Изд-во Политехн. ун-та, 2006. 89 с.

53. Дорошко, С.М., Глазков А.С. Газотурбинные двигатели гражданской авиации : учебное пособие. Санкт-Петербург : СПбГУ ГА, 2019. 219 с.

54. Патент № 2050454 С1 Российская Федерация, МПК В01Д 53/56, F02С 3/30. Способ для уменьшения выброса оксидов азота газовой турбины и газотурбинная установка : № 5052061/06 : заявл. 04.07.1992 : опубл. 20.12.1995 / Э. Вернер.

55. Арбеков А., Вараксин А., Иванов В. и др. Теория и проектирование газотурбинных и комбинированных установок. М.: Изд. МГТУ им. Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), 2017. 680 с.

56. Адаптивный виртуальный измеритель вредных веществ в камере сгорания ГТД с применением нечеткой технологии / В.С. Никулин, С.А. Сторожев, Д.М. Абдуллин, Ю.Н. Хижняков // Труды МАИ [Электронный ресурс]. - 2021. - № 116. - 18 с. - URL : <http://www.trudymai.ru/published.php?ID=121086> (дата обращения: 11.03.2024). - DOI 10.34759/trd-2021-116-11.].

57. Рейзлин В.И. Численные методы оптимизации: учебное пособие / В.И. Рейзлин; Национальный исследовательский Томский политехнический ун-т. – Томск: Изд-во Национального исследовательского Томского политехнического ун-та, 2013. – 105 с.

58. Концепция управления малоэмиссионной камерой сгорания / Н.В. Андриевская, Т.С. Леготкина, Ю.Н. Хижняков, А.А. Южаков, О.А. Андриевский, М.Д. Кузнецов, В.С. Никулин, С.А. Сторожев // XIII Всероссийское совещание по проблемам управления (ВСПУ-2019) [Электронный ресурс] : тр., 17-20 июня 2019 г., Москва / Ин-т проблем управления им. В. А. Трапезникова РАН. - Москва : ИПУ РАН, 2019. - С. 2631–2634. – URL: <https://vspu2019.ipu.ru/prcdngs> (дата обращения: 17.01.2025).

59. Виртуальный адаптивный векторно-матричный измеритель окислителя камеры сгорания газотурбинного двигателя / В.С. Никулин, Ю.Н. Хижняков, С.А. Сторожев // Труды МАИ [Электронный ресурс]. – 2021. – № 121. – С. 1-23. - DOI 10.34759/trd-2021-121-21.

60. Адаптивное двухстороннее мультиагентное управление газотурбинного двигателя / Ю.Н. Хижняков, А.А. Южаков, С.А. Сторожев, В.С. Никулин // Интеллектуальные системы в науке и технике. Искусственный интеллект в решении актуальных социальных и экономических проблем XXI века [Электронный ресурс] : сб. ст. по материалам Междунар. конф. «Интеллектуальные системы в науке и технике» и Шестой всерос. науч.-практ. конф. «Искусственный интеллект в решении актуальных социальных и экономических проблем XXI века» (г. Пермь, 12–18 окт. 2020 г.) / Перм. гос. нац. исслед. ун-т, Перм. нац. исслед. политехн. ун-т, Нац. исслед. ун-т Высш. шк. экономики, Перм. гос. гуманит.-пед. ун-т, Перм. гос. мед. ун-т им. акад. Е.А. Вагнера, Перм. отд-ние Науч. совета при

президиуме РАН по методологии искусств. интеллекта. - Пермь : Perm University Press, 2020. - С. 233-240. – URL: <http://www.psu.ru/files/docs/science/books/sborniki/iskusstv-intellekt-v-reshenii-akt-problem-xxi-veka.pdf> (дата обращения: 01.03.2023).

61. Трофимов, Д.И. Сравнительный анализ 5 термопар / Д.И. Трофимов, Ю.Р. Рамазанова // Современные технологии: достижения и инновации : Сборник трудов IV Всероссийской научно-практической конференции, Стерлитамак, 27 декабря 2022 года / Материалы публикуются в авторской редакции. Авторы несут ответственность за достоверность материалов, изложенных в сборнике.. – Уфа: Уфимский государственный нефтяной технический университет, 2022. – С. 334-337.

62. Авторское свидетельство № 104102 А1 СССР, МПК G01K 7/02. Термопара для измерения температур от 100° до 2200°С : № 453115 : заявл. 07.07.1955 : опубл. 01.01.1956 / В.А. Бояршинов, О.З. Будзинский, Н.С. Гришина [и др.]. – EDN HQQYXQ.

63. Методы и инструменты создания интеллектуальных систем управления / Ю.Н. Хижняков, С.А. Сторожев, В.Д. Загвозкин, В. С. Никулин // Искусственный интеллект в решении актуальных социальных и экономических проблем XXI века : сб. ст. по материалам Седьмой всерос. науч.-практ. конф. с междунар. участием (г. Пермь, 21–22 окт. 2021 г.) [в рамках Перм. естественнонауч. форума «Математика и глобальные вызовы XXI века»] / Перм. отд-ние Науч. совета при президиуме РАН по методологии искусств. интеллекта, Рос. Ассоц. искусств. интеллекта, Перм. гос. нац. исслед. ун-т, Перм. нац. исслед. политехн. ун-т, Нац. исслед. ун-т "Высш. шк. экономики", Перм. гос. гуманитар.-пед. ун-т, Перм. гос. мед. ун-т им. акад. Е. А. Вагнера, Ин-т народнохоз. прогнозирования РАН, Фин. ун-т при Правительстве РФ. - Пермь : Издат. центр ПГНИУ, 2021. - С. 407-412.

64. Каллан, Р. Основные концепции нейронных сетей. – Текст: непосредственный // Пер. с англ. – М.: Вильямс. – 2001. – 288 с.

65. Виртуальный адаптивный измеритель вредных веществ в камере сгорания ГТД на базе RBF-сети / В.С. Никулин, Ю.Н. Хижняков, А.А. Южаков // Труды МАИ [Электронный ресурс]. - 2021. - № 117. - 20 с. - URL:

<http://trudymai.ru/published.php?ID=156285> (дата обращения: 07.05.2023). - DOI 10.34759/trd-2021-117-14.

66. Ясницкий, Л.Н. Нейронные сети - инструмент для получения новых знаний: успехи, проблемы, перспективы. – Текст: непосредственный // Нейрокомпьютеры: разработка, применение. – 2015. – №5. – С. 48–56.

67. Осовский, С. Нейронные сети для обработки информации / С. Осовский ; Станислав Осовский ; Пер. с пол. И. Д. Рудинского. – Москва : Финансы и статистика, 2004. – 343 с. – ISBN 5-279-02567-4.

68. Черепанов, Ф.М. Нейросетевой фильтр для исключения выбросов в статистической информации / Ф. М. Черепанов, Л.Н. Ясницкий. – Текст: непосредственный // Вестник Пермского университета. – Серия: Математика. Механика. Информатика. – 2008. – №4. – С. 151–155.

69. Петросов, Д.А. Искусственные нейронные сети и генетические алгоритмы в задачах синтеза моделей больших систем / Д.А. Петросов, Р.А. Ващенко, Ю.И. Здоровец. – Белгород : Белгородский государственный аграрный университет имени В.Я. Горина, 2019. – 152 с. – ISBN 978-5-6043282-8-6.

70. Корячко, В.П. Интеллектуальные системы и нечеткая логика : Учебник / В.П. Корячко, М.А. Бакулева, В.И. Орешков. – Москва : Общество с ограниченной ответственностью «Научно-издательский центр ИНФРА-М», 2017. – 352 с. – ISBN 978-5-906923-39-4.

71. Хижняков, Ю.Н. Алгоритмы нечеткого, нейронного и нейро-нечеткого правления в системах реального времени: учеб. пособие. Пермь: Изд-во Перм. нац. исслед. политехн. ун-та, 2013. – 160 с.

72. Августинович В.Г., Кузнецова Т.А. Повышение надежности систем автоматического управления газотурбинными двигателями с применением алгоритмических методов // Изв. Томского политехнического университета, Т.326, №9, 2015. – С.68–77].

73. Система автоматического управления расходом топлива камеры сгорания с изменяющимися условиями эксплуатации на базе виртуального измерителя оксидов азота / С.А. Сторожев, В.С. Никулин, Ю.Н. Хижняков, А.А. Южаков //

Мехатроника, автоматизация, управление. – 2024. – Т. 25, № 5. – С. 251-258. – DOI 10.17587/mau.25.251-258.

74. Антонов В.Н., Терехов В.А., Тюкин И.Ю. Адаптивное управление в технических системах: учеб. пособие СПб: Изд-во С.- Петерб. ун-та, 2001. – 244 с.

75. Леоненков, А.В. Нечеткое моделирование в среде MATLAB и FuzzyTech. М.: 2005. – 736 с.

76. Рутковская Д., Пилиньский М., Рутковский Л. Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечёткие системы: Пер. с польск. И. Д. Рудинского. – М.: Горячая линия -Телеком, 2006. – 452 с.

77. Gas Turbine Engine Combustion Chamber Pollutant Meter Using Neural Technology / Y.N. Khizhnyakov, S.A. Storozhev, V.S. Nikulin // 2021 IEEE Conference of Russian Young Researchers in Electrical and Electronic Engineering (ElConRus) [Electronic resource] : [Proc. Conf.], Jan. 26-28, 2021, St. Petersburg, Moscow, Russia / IEEE Russia North-West section, IEEE Russia section, St. Petersburg Electrotechn. Univ. "LETI", National Research Univ. of Electronic Technology «MIET», Glyndwr Univ. - [S. l.] : IEEE, 2021. – P. 934-936. - URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/9396475> (дата обращения: 17.05.2021). – DOI 10.1109/ElConRus51938.2021.9396475.].

78. Мациевский, С.В. КНИГА НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ Александр Леоненков Нечеткое моделирование в среде MATLAB и fuzzyTECH / С.В. Мациевский // Вестник Балтийского федерального университета им. И. Канта. – 2005. – № 1-2. – С. 180-181

79. Штовба, С.Д. Проектирование нечетких систем средствами MATLAB. – М.: Горячая линия. – Телеком, 2007. – 288 с.

80. Кассим, К.Д.А. Моделирование систем искусственного интеллекта в среде MATLAB и FUZZYTECH / К.Д.А. Кассим, С. А. Филист, О. В. Шаталова. – Курск : Деловая полиграфия, 2016. – 186 с.

81. Азизов А.М., Гордов А.Н. Точность измерительных преобразователей. Ленинград : Энергия, 1975. 256.].

82. Сабитов, М.А. Использование интеллектуальных технологий в химической промышленности / М.А. Сабитов, Л.Б. Сенкевич // Современные наукоемкие технологии. – 2021. – № 11-1. – С. 63-67. – DOI 10.17513/snt.38889

83. Ломакина, Л.С. Нейро-нечеткие классификаторы. Теория и практика / Л.С. Ломакина, С.А. Манцеров, И.Д. Чернобаев. – Воронеж : ООО "Издательство "Научная книга", 2022. – 136 с. – ISBN 978-5-907328-10-5.

84. Сторожев, С.А. Новый метод адаптации регулятора состояний с применением нечеткой логики / С.А. Сторожев, Ю.Н. Хижняков // Труды МАИ. – 2021. – № 118. – DOI 10.34759/trd-2021-118-16.

85. Усков, А.А., Кузьмин, А.В. Интеллектуальные технологии управления. Искусственные нейронные сети и нечеткая логика. – М.: Горячая линия – Телеком, 2004. – 143 с.

86. Никулин, В.С. Виртуальный измеритель температуры камеры сгорания на базе нечеткой логики / В.С. Никулин, С.А. Сторожев // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Электротехника, информационные технологии, системы управления. – 2023. – № 47. – С. 71-84. – DOI 10.15593/2224-9397/2023.3.04.

87. Каплина, К.И. Адаптивный виртуальный измеритель температуры за камерой сгорания на базе нечеткой логики / К.И. Каплина, В.С. Никулин // Автоматизированные системы управления и Информационные технологии : Материалы всероссийской научно-технической конференции в 2-х томах, Пермь, 08–10 июня 2022 года. Том 1. – Пермь: Пермский национальный исследовательский политехнический университет, 2022. – С. 116-123.

88. Mamdani, E.H. Application of fuzzy algorithms for the control of a simple dynamic plant. In Proc IEEE. 1974. PP. 121–159.

89. Гостев, В.И. Нечеткие регуляторы в системах автоматического управления : монография / В.И. Гостев ; В.И. Гостев. – Киев : Радіоаматор, 2008. – 971 с. – ISBN 978-966-96178-2-0.

90. Хижняков, Ю.Н. Нечеткое, нейронное и гибридное управление: учеб. пособие / Ю.Н. Хижняков. – Пермь: Изд-во Перм. нац. исслед. политехн. ун-та, 2013. – 303 с.

91. Takagi, T., Sugeno, M. Fuzzy identification of systems and applications to modeling and control, IEEE Trans. On SMC 15 .1985. PP. 116-132. Industrial application of fuzzy logic control.

92. Мациевский, С.В. Нечеткие системы : учебное пособие / С.В. Мациевский, О. В. Толстель ; С.В. Мациевский, О.В. Толстель ; Российский гос. ун-т им. Иммануила Канта. – Калининград : Изд-во Российского гос. ун-та им. Иммануила Канта, 2006. – 241 с. – ISBN 5-88874-753-X.

93. Пегат, А. Нечеткое моделирование и управление / А. Пегат ; пер. с англ. – М. : БИНОМ. Лаборатория знаний, 2009. — 798 с.

94. Моделирование элементов и систем управления технологическими процессами в программе MATLAB / О.М. Власенко, А.Н. Тимохин, С.В. Захаркина, М.В. Годунов. – Москва : Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Российский государственный университет имени А.Н. Косыгина (Технологии. Дизайн. Искусство)", 2021. – 245 с. – ISBN 978-5-00181-055-1

95. Титов, Ю.К. Проектирование адаптивного нечеткого регулятора положения дозатора ВРД. Южаков А.А., Хижняков Ю.Н, Журнал Электротехника, №11, 2018. – С. 6–11. 85. Применение нечеткой логики для создания имитационной модели управляющих действий летчика / Д.В. Верещиков, В.А. Волошин, С.С. Ивашков, Д.В. Васильев // Труды МАИ. – 2018. – № 99. – URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=91926>

96. Сторожев, С.А. Селективное управление газотурбинным двигателем [Текст] / С.А. Сторожев, А.А. Южаков, Ю.Н. Хижняков, В.С. Никулин // Электротехника. – 2020. - № 11. – С. 18-21.

97. Ильясов, Б.Г. Самоорганизующаяся система управления ГТД / Б.Г. Ильясов, В.И. Васильев, Е.В. Денисова, Г.А. Саитова // Труды Второй Всеросс.

науч.-техн. конф. с междунар. участием «Мехатроника, автоматизация, управление». Уфа, 2005. Том 1. – С. 277-280.

98. Жуковская, Э.П. Диагностика и реконфигурация подсистем управления газотурбинным двигателем на основе нечеткой логики / Э.П. Жуковская, М.В. Лебедев // Авиакосмическое приборостроение. 2002. № 3. – С. 40-44.

99. Кофман, В.М. Математическая модель и программа на ЭВМ для осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков при обработке результатов испытаний ГТД и его узлов / В.М. Кофман // Norwegian Journal of Development of the International Science. – 2019. – № 26-1. – С. 41-54.

100. Черкасов, Б.А. Автоматика и регулирование воздушно-реактивных двигателей / Б. А. Черкасов. – М.: Машиностроение, 1988. – 360 с.

101. Никулин, В.С. Модификация сети Anfis / В.С. Никулин // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Электротехника, информационные технологии, системы управления. – 2022. – № 42. – С. 178–193. DOI: 10.15593/2224-9397/2022.2.09

102. Artificial intelligence simulation of suspended sediment load with different membership functions of ANFIS / M. Babanezhad, I. Behroyan, A. Marjani, S. Shirazian // Neural Computing & Applications. – 2020. – DOI 10.1007/s00521-020-05458-6.

103. Assessing landslide susceptibility using machine learning models: a comparison between ANN, ANFIS, and ANFIS-ICA M. Sadighi, B. Motamedvaziri, H. Ahmadi, A. Moeini Environmental Earth Sciences. – 2020. – Vol. 79, No. 24. – P. 1-14. – DOI 10.1007/s12665-020-09294-8.

104. Игнатьев, В.В. Разработка ANFIS-системы для управления неустойчивым нелинейным техническим объектом / В.В. Игнатьев, В.В. Соловьев // Актуальные научные исследования в современном мире. – 2021. – № 11-12(79). – С. 94-99.

105. Макаров, И.М. Искусственный интеллект и интеллектуальные системы управления / И.М. Макаров, В.М. Лохин, С.В. Манько, П.М. Романов. Отв. ред. И.М. Макаров. – М.: Наука, 2006. – 333 с.

106. Larsen, P.M. Industrial applications of fuzzy logic control. International Journal of Man-Machine Studies. Vol. 12, Issue 1. 1980. PP. 3–10.

107. Амос Гилат, MATLAB. Теория и практика. 5-е изд. / Пер. с англ. Смоленцев Н. К. – М.: ДМК Пресс, 2016. – 416 с.:
108. Лазарев, Ю.Ф. Моделирование процессов и систем в MATLAB. Учебный курс / Ю. Ф. Лазарев. – СПб.: Питер; Киев: Издательская группа BHV, 2005. – 512 с.
109. Дьяконов, В. Математические пакеты расширения MATLAB: Специальный справочник / В. Дьяконов, В. Круглов. – СПб.: Питер, 2001 – 480 с.
110. Сторожев, С.А. Нейронечеткое управление выбросами вредных веществ авиационного газотурбинного двигателя [Текст] / С.А. Сторожев, А.А. Южаков, Ю.Н. Хижняков [и др.] // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2020. - Т. 21. - № 6. – С. 348-355.
111. Методы адаптации нечетких систем управления / Ю.Н. Хижняков, А.А. Южаков, В.С. Никулин, С.А. Сторожев // Искусственный интеллект в решении актуальных социальных и экономических проблем XXI века : сб. ст. по материалам Восьмой всерос. науч.-практ. конф. с междунар. участием (г. Пермь, 2526 окт. 2022 г.) / М-во науки и высш. образования Рос. Федерации, Перм. отд-ние Науч. совета РАН по методологии искусств. интеллекта, Рос. Ассоц. искусств. интеллекта, Перм. гос. нац. исслед. ун-т, Перм. нац. исслед. политехн. ун-т, Нац. исслед. ун-т Высш. шк. экономики, Перм. гос. гуманитар.-пед. ун-т, Перм. гос. мед. ун-т им. акад. Е. А. Вагнера, Ин-т народнохоз. прогнозирования РАН, Фин. ун-т при Правительстве РФ. - Пермь : Perm University Press, 2022. - С. 586-591
112. Кудрявцев, С.В., Иванов, А.А. Моделирование процессов образования оксидов азота в авиационных ГТД в среде Matlab/Simulink // Вестник МАИ. – 2021. – №2. – С. 32–41.
113. Ицкович, И.И. Техничко-экономическое проектирование газотурбинных двигателей / И. И. Ицкович, В. А. Пономарев // Вестник РГАТА имени П. А. Соловьева. – 2020. – № 4(55). – С. 23-29.
114. Иванов, В.Н., Петров, С.А. Многокритериальный подход к формированию целевой функции при оценке качества процессов в автоматизированных системах // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: Техника и технологии. – 2020. – №3. – С. 45–53.

115. Куликов, Г.В., Минаев, А.В. Методика комплексной оценки качества функционирования системы автоматического управления газотурбинными двигателями // Вестник УГАТУ. – 2018. – Т. 22, №1. – С. 89–96.

116. Зверев, П.Г., Смирнов, А.Б. Методика расчёта оксидов азота при сертификации авиадвигателей по стандартам ИКАО // Авиационная техника и технологии. – 2019. – №4. – С. 45–53.

117. Федотов, А.В. Снижение эмиссии вредных веществ в камере сгорания газотурбинного двигателя / А.В. Федотов, Н.Л. Ярославцев // Наука. Образование. Общество : Материалы Всероссийской научно-технической конференции, Рыбинск, 12–13 октября 2017 года. Том 1. – Рыбинск: Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева, 2017. – С. 37-41.

118. Папазян, С.Г. Моделирование случайных сигналов для систем радиосвязи / С.Г. Папазян // XXV Туполевские чтения (школа молодых ученых) : Тексты докладов участников Международной молодёжной научной конференции, посвященной 60-летию со дня осуществления Первого полета человека в космическое пространство и 90-летию Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань, 10–11 ноября 2021 года. Том VI. – Казань: Изд-во ИП Сагиева А.Р., 2021. – С. 230-233.

119. Моделирование. Фундаментальные исследования, теория, методы и средства : Материалы 18-ой Национальной молодежной научно-практической конференции, Новочеркасск, 30–31 июля 2018 года. – Новочеркасск: ООО "Лик", 2018. – 404 с. – ISBN 978-5-906993-64-9. – EDN SJYSCT.

120. Теория автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов / Под ред. А.А. Шевякова. – М.: Машиностроение, 1976. – 344 с.

121. Недельский, М.Н. Прогнозирование процессов деградации элементов авиационных систем / М.Н. Недельский // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2009. – № 149. – С. 191-192.

122. Козлов, А.И. О влиянии внешних возмущений и радиопомех на ошибки оценивания навигационных параметров. Научный Вестник МГТУГА, №131, 2007.

123. Затучный, Д.А. К вопросу о прогнозировании предотказового состояния объекта эксплуатации воздушного транспорта / Д.А. Затучный // Труды международного симпозиума "Надежность и качество". – 2017. – Т. 1. – С. 35-37.

124. J. Gerblinger, K.H. Haerdtl, H. Meixner, Robert Aigner, 1995, Sensors Set, p. 181, DOI: 10.1002/9783527619269

125. Meixner, H., and R. J. Creed, eds. Sensors: A Comprehensive Survey. Wiley-VCH; Volume 1, 1989., p. 641, 10.1002/9783527620166

126. Патент № 2677757 С2 Российская Федерация, МПК G05В 23/02, G01М 15/00, G06F 11/00. Способ мониторинга деградации бортового устройства летательного аппарата, включающий в себя определение порога подсчета: № 2017100252 : заявл. 16.06.2015: опубл. 21.01.2019 / Ж.Р.А. Масс, П.Ж. Лялонд, О.Ф.П. Юмо [и др.] ; заявитель САФРАН ЭРКРАФТ ЭНДЖИНЗ.

127. Патент № 2468229 С2 Российская Федерация, МПК F02С 9/00. Способ контроля системы управления газотурбинным двигателем : № 2010146104/06 : заявл. 11.11.2010 : опубл. 27.11.2012 / Ю. П. Дудкин, В. А. Гладких, Г. В. Фомин [и др.] ; заявитель АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО "СТАР".

128. Иванов И.И., Петрова Е.В. Надёжность и отказ датчиков топливной системы газотурбинных двигателей гражданской авиации // Вестник авиационной и космической техники. – 2019. – № 3(28). – С. 45–52.

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Блок-схема реализации метода управления эмиссией оксидов азота

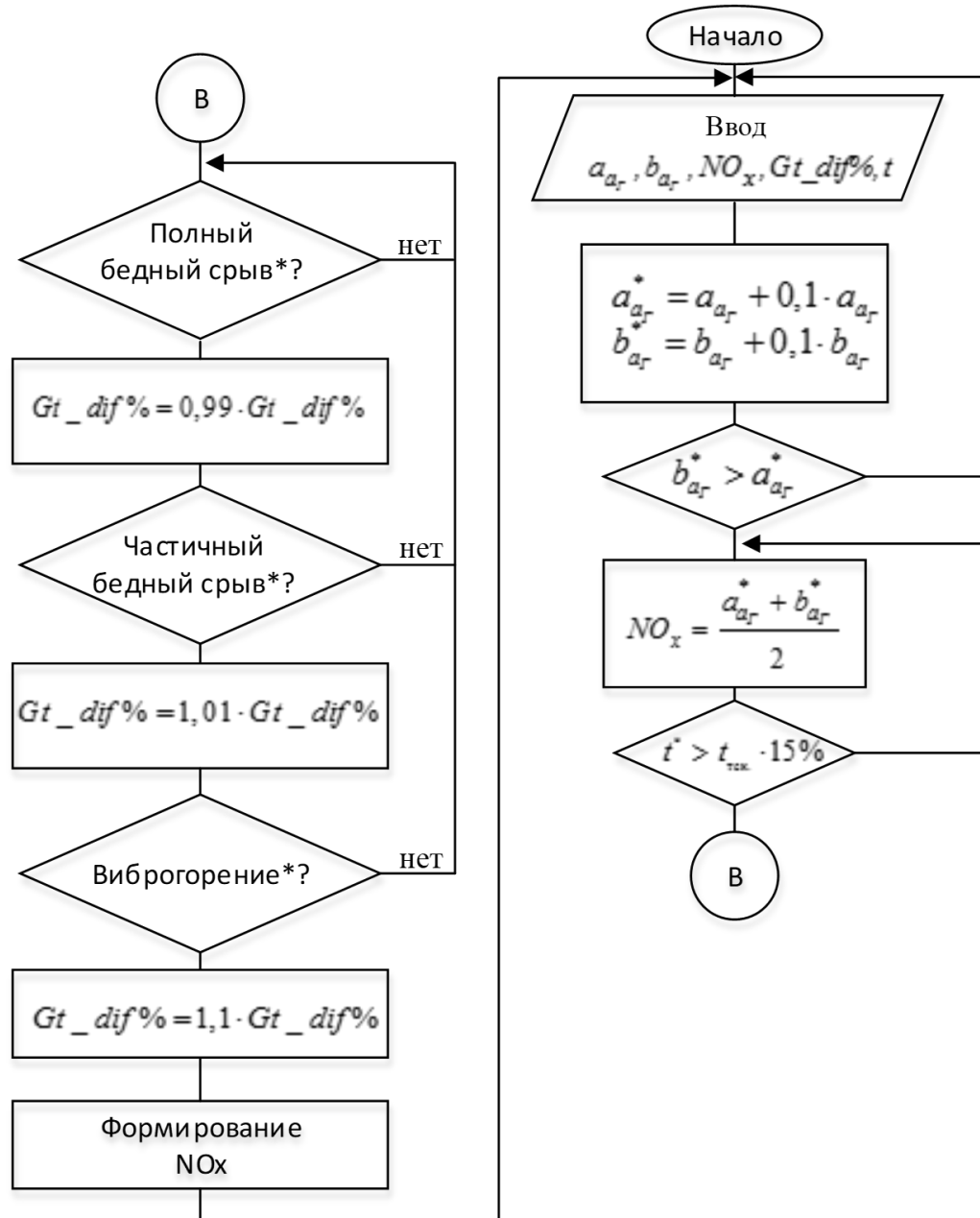


Рисунок А.1 – Блок-схема реализации метода управления эмиссией оксидов азота

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ
«Динамическая модель системы управления эмиссии окислов азота»

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2022617356

«Динамическая модель системы управления эмиссии
окислов азота»

Правообладатель: *Федеральное государственное автономное
образовательное учреждение высшего образования
«Пермский национальный исследовательский
политехнический университет» (ПНИПУ) (RU)*

Авторы: *Южаков Александр Анатольевич (RU), Хижняков
Юрий Николаевич (RU), Никулин Вячеслав Сергеевич
(RU), Сторожев Сергей Александрович (RU)*



Заявка № 2022616904

Дата поступления 20 апреля 2022 г.

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ 20 апреля 2022 г.

Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

ДОКУМЕНТ ПОДПИСАН ЭЛЕКТРОННОЙ ПОДПИСЬЮ
Сертификат 68b80077e14e40f0a94edbd24145d5c7
Владелец **Зубов Юрий Сергеевич**
Действителен с 20.05.2022 по 26.05.2023

Ю.С. Зубов

ПРИЛОЖЕНИЕ В

Листинг программной реализации блока «Correction»

```
function [dell, dG1,dG2,dG3]= fcn(del,G1m,G2m,G1max,G2max, G1s, G2s)
sumG=G1s+G2s;
dG1max=G1s-G1m/2; % Максимальная величина поправки регулятора в первый
коллектор;
dG2max=G2s-G2m/2; % Максимальная величина поправки регулятора во второй
коллектор;

if del>1      % Установка пределов изменения топлива за 1 такт;
    del=1;
elseif del<-1
    del=-1;
end
del=del*(dG1max+dG2max); % Перевод из долей в физические величины;
if(G1m+G2m<del+sumG)
    dell=del;
else
    dell=-sumG+(G1m+G2m); % Замена минимальной допустимой поправкой;
end
if (G1max+G2max>del+sumG)
    dell=del;
else
    dell=G1max+G2max-sumG;
end

dg1_2_summ=dG1max+dG2max; %суммарный расход на диф. контурах;
if dg1_2_summ==0
    dG1=0; % Исключение деления на 0;
    dG2=0;
    dG3=0;
else
    dG1=(dell*dG1max)/(dg1_2_summ); % Алгоритм распределения топлива
    пропорциональный максимальной величине поправки в коллекторы
    dG2=dell-dG1;
    dG3=-dell;
end
dell=dell/(dG1max+dG2max);
```

ПРИЛОЖЕНИЕ Г

Листинг программной реализации блока «Prog_IMP»

```

function flag = fcn(clock)
% Функция fcn принимает входной аргумент clock, который предполагается
% является временным значением. Возвращает флаг, указывающий, находится ли
% переданное время в определенных временных интервалах.
% Интервалы времени могут быть изменены
flag=0; % Инициализация флага значением 0.
% Проверка, попадает ли переданное время в диапазон 11-11.1 с.
if ((clock > 11) && (clock < 11.1))
    flag=1; % Установка флага в 1, если время попадает в диапазон.
end
% Проверка, попадает ли переданное время в диапазон 31-31.1 с.
if ((clock > 31) && (clock < 31.1))
    flag=1;
end
% Проверка, попадает ли переданное время в диапазон 88-88.1 с.
if ((clock > 88) && (clock < 88.1))
    flag=1;
end
% Проверка, попадает ли переданное время в диапазон 132-132.1 с.
if ((clock > 132) && (clock < 132.1))
    flag=1;
end
% Проверка, попадает ли переданное время в диапазон 180-180.1 с.
if ((clock > 180) && (clock < 180.1))
    flag=1;
end
% Проверка, попадает ли переданное время в диапазон 548-548.1 с.
if ((clock > 548) && (clock < 548.1))
    flag=1;
end
% Проверка, попадает ли переданное время в диапазон 1623-1623.1 с.
if ((clock > 1623) && (clock < 1623.1))
    flag=1;
end
% Проверка, попадает ли переданное время в диапазон 1991-1991.1 с.
if ((clock > 1991) && (clock < 1991.1))
    flag=1;
end
% Функция завершает свою работу, возвращая значение флага.

```


ПРИЛОЖЕНИЕ Д

Результаты экспериментов с отказами контуров $P_{КС}$ и $\alpha_{КС}$

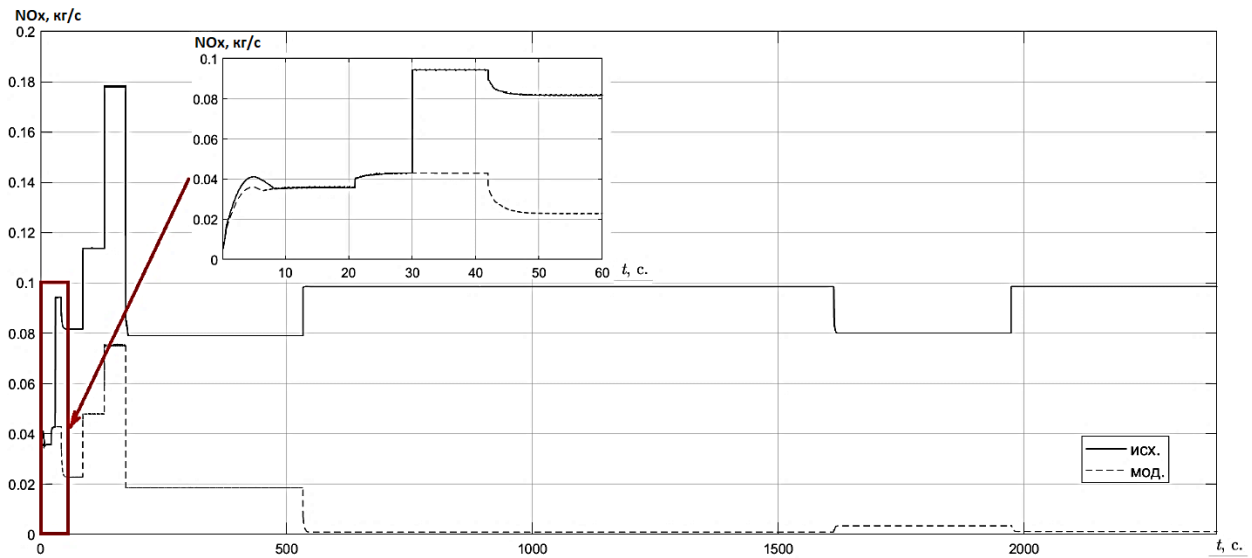


Рисунок Д.1 – Сравнение значения выбросов оксидов азота NO_x исходной и модифицированной моделей с учетом отказа измерителя $\alpha_{КС}$

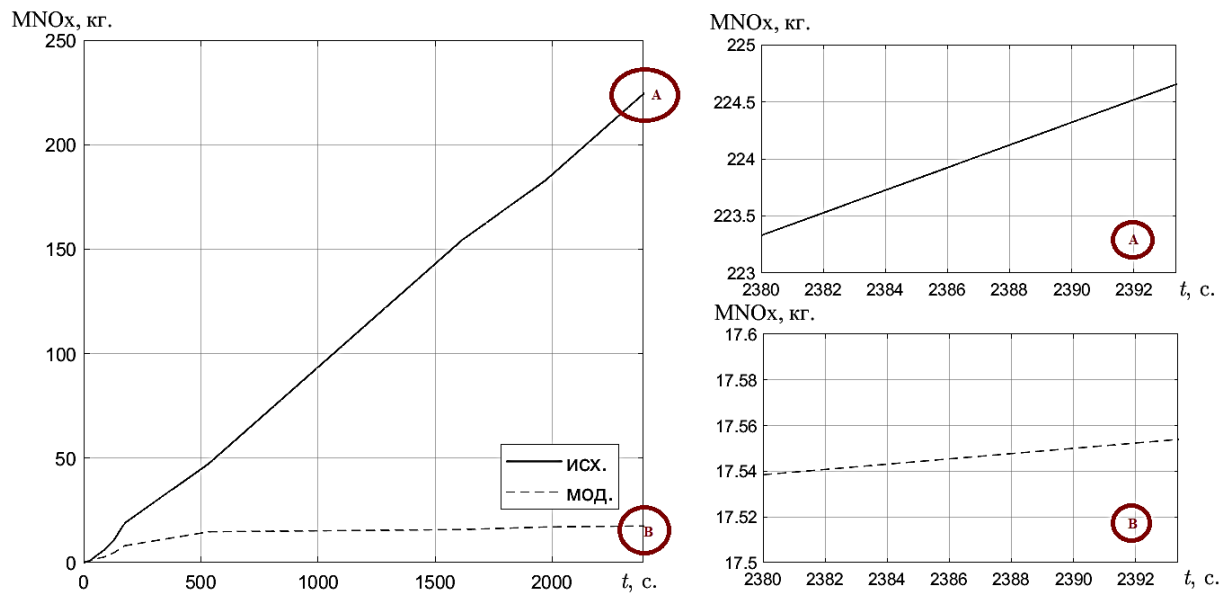


Рисунок Д.2 – Сравнение значения выбросов интеграла оксидов азота MNO_x исходной и модифицированной моделей с учетом отказа измерителя $\alpha_{КС}$

ПРИЛОЖЕНИЕ Д

(продолжение)

Результаты экспериментов с отказами контуров $P_{кс}$ и $\alpha_{кс}$

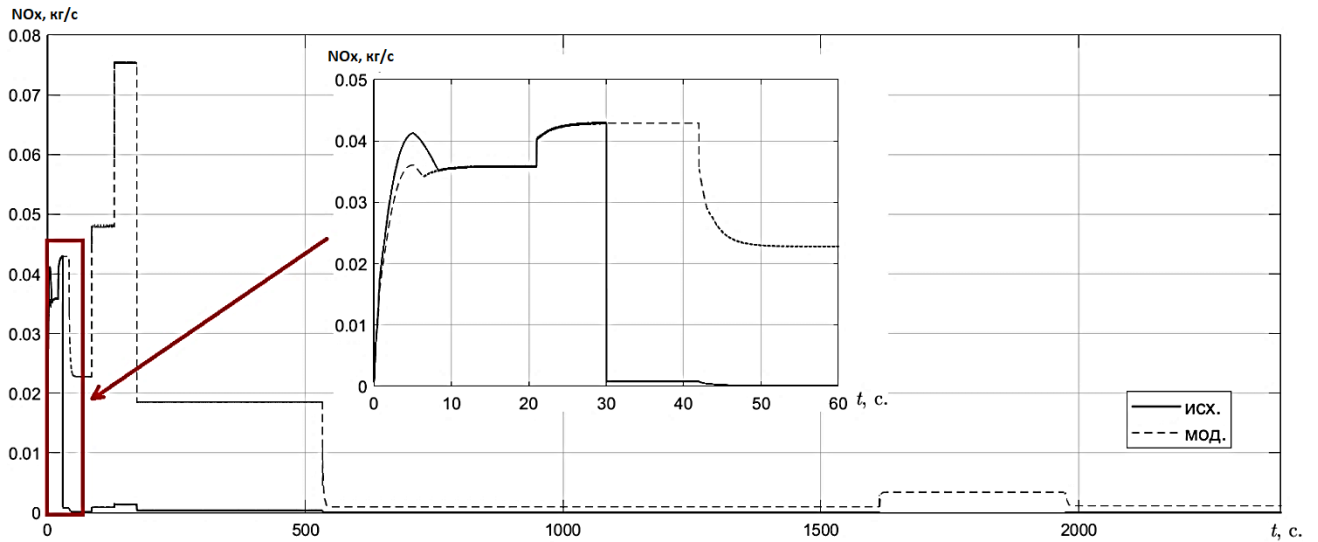


Рисунок Д.3 – Сравнение значения выбросов оксидов азота NO_x исходной и модифицированной моделей с учетом отказа измерителя $P_{кс}$

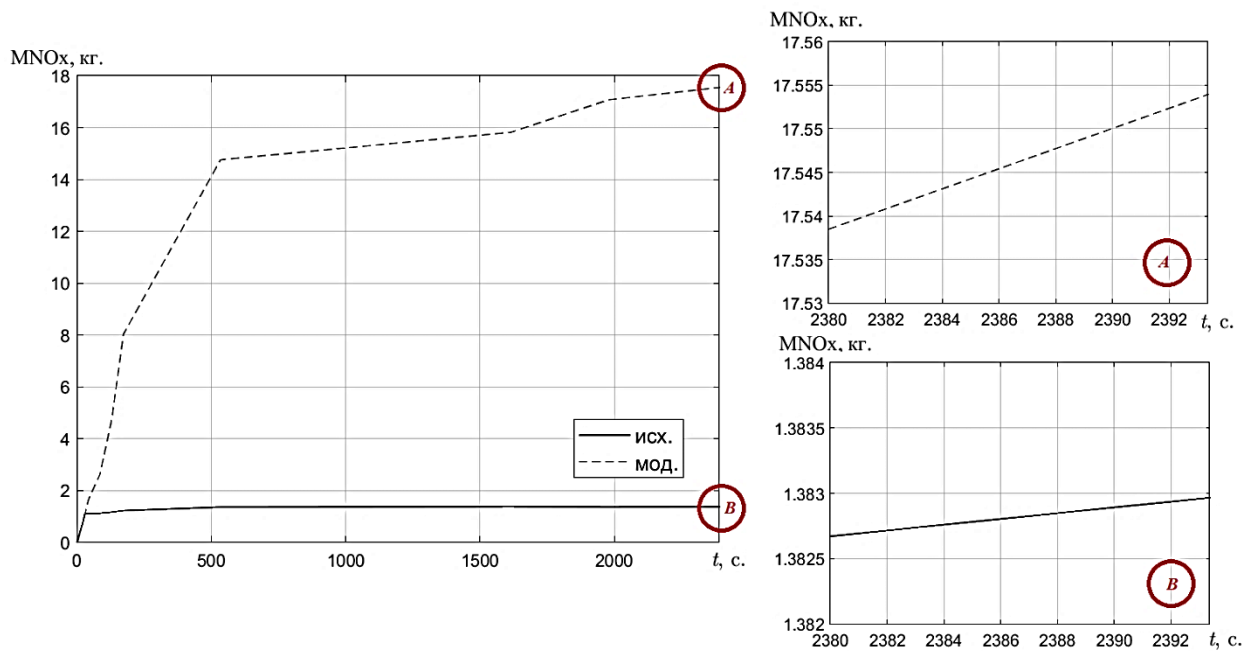


Рисунок Д.4 – Сравнение значения выбросов интеграла оксидов азота MNO_x исходной и модифицированной моделей с учетом отказа измерителя $P_{кс}$

ПРИЛОЖЕНИЕ Е

Акт внедрения результатов кандидатской диссертационной работы в производственный процесс



О»
инструктор
Р»
_____ С.В. Остапенко

АКТ

г. Пермь

«10» марта 2025г.

о внедрении результатов кандидатской диссертационной работы

Никулина Вячеслава Сергеевича

«Управление вредными выбросами в малоэмиссионной камере сгорания газотурбинного
двигателя на основе нейросетевых технологий», на основе договора

№ 00000000020956180193/2018/537 от 29.01.2019 г.

Комиссия в составе:

председателя

Сулимовой Дины Александровны – ученого секретаря НТС АО «ОДК-СТАР», начальника
отдела по математическому обеспечению конструкторского отдела разработки программного
и математического обеспечения САУ;

и члена комиссии:

Титова Юрия Константиновича – к.т.н., заместителя начальника отдела по математическому
обеспечению конструкторского отдела разработки программного и математического
обеспечения САУ.

Составила акт о том, что результаты диссертационной работы «Управление вредными
выбросами в малоэмиссионной камере сгорания газотурбинного двигателя на основе
нейросетевых технологий» Никулина Вячеслава Сергеевича использованы при
проектировании и реализации элементов систем автоматического управления авиационного
газотурбинного двигателя (САУ ГТД) повышенной тяги.

В рамках проведенных исследований, разработана математическая модель измерителя
выбросов оксидов азота (NO_x) малоэмиссионной камеры сгорания (МЭКС) на основе
нейронной сети. Разработана методика расчета эмиссии оксидов азота (NO_x),
обеспечивающая минимальный выброс оксидов азота и заданную тягу двигателя,
посредством перераспределения топливно-воздушной смеси в камере сгорания ГТД.

При создании САУ ГТД были использованы и внедрены следующие результаты
диссертационной работы:

– математическая модель измерителя выбросов оксидов азота (NO_x) МЭКС на основе

ПРИЛОЖЕНИЕ Е

(продолжение)

нейронной сети;

- методика расчета эмиссии оксидов азота (NO_x), обеспечивающие минимальный выброс оксидов азота и заданную силу тяги двигателя.

Применение результатов диссертационной работы обеспечивает:

- увеличение точности расчета динамической математической модели оксидов азота (NO_x) до 98,2% для обучающей выборки и до 99,6 % для тестирующей выборки;

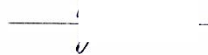
- суммарный выброс оксидов азота 16 кг, что в пределах сертификационной нормы 18 кг на высоте до 914 м. (3000 фут.);

- возможность минимизации выбросов оксидов азота (NO_x) при отсутствии срывов пламени на разных режимах работы ГТД;

- отсутствие предпосылок возникновения «виброгорения».

Предложенные Никулиным В.С. в его диссертационной работе решения будут использованы при проектировании модели САУ МЭКС перспективного турбореактивного двухконтурного двигателя повышенной тяги.

Председатель комиссии:



/ Д.А. Сулимова /

Член комиссии:



/ Ю.К. Титов /

ПРИЛОЖЕНИЕ Е

(продолжение)



ДАЮ»

ый конструктор

«СТАР»

 С.В. Остапенко

АКТ

г. Пермь

«10» марта 2025г.

о внедрении результатов кандидатской диссертационной работы

Никулина Вячеслава Сергеевича

«Управление вредными выбросами в малоэмиссионной камере сгорания газотурбинного двигателя на основе нейросетевых технологий», на основе договора № 00000000020956181023/СЗ-20/2020/111 от 20.07.2020 г.

Комиссия в составе:

председателя

Сулимовой Дины Александровны – ученого секретаря НТС АО «ОДК-СТАР», начальника отдела по математическому обеспечению конструкторского отдела разработки программного и математического обеспечения САУ;

и члена комиссии:

Титова Юрия Константиновича – к.т.н., заместителя начальника отдела по математическому обеспечению конструкторского отдела разработки программного и математического обеспечения САУ.

Составила акт о том, что результаты диссертационной работы «Управление вредными выбросами в малоэмиссионной камере сгорания газотурбинного двигателя на основе нейросетевых технологий» Никулина Вячеслава Сергеевича использованы при проектировании и реализации элементов систем автоматического управления (САУ) авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) повышенной тяги.

Разработаны адаптивные алгоритмы измерения окислов азота (NO_x) и коэффициента избытка воздуха ($\alpha_{\text{кс}}$) в ГТД с учетом влияния внешних климатических условий для реализации в регуляторе электронном двигателе (РЭД) и отвечающих требованиям систем реального времени. Разработана динамическая модель системы автоматического управления (САУ) малоэмиссионной камеры сгорания (МЭКС), реализующая принципы управления «с минимизацией» и «без минимизации» выбросов окислов азота (NO_x) за счет перераспределения топлива по дозаторам с учетом влияния высотно-климатических условий.

ПРИЛОЖЕНИЕ Е

(продолжение)

При создании компонентов САУ авиационного ГТД были использованы и внедрены следующие результаты диссертационной работы:

- адаптивные алгоритмы измерения окислов азота (NO_x), коэффициента избытка воздуха ($\alpha_{\text{кс}}$) и температуры в камере сгорания ($T_{\text{кс}}$) в ГТД с учетом влияния высотноклиматических условий и отвечающих требованиям систем реального времени;
- математическая модель САУ МЭКС, реализующая принципы управления «с минимизацией» и «без минимизации» выбросов окислов азота (NO_x) за счет перераспределения топлива дозатора по коллекторам МЭКС с учетом влияния высотноклиматических условий;

Применение результатов диссертационной работы обеспечивает:

- точность измерения окислов азота (NO_x) и коэффициента избытка воздуха ($\alpha_{\text{кс}}$) не хуже 5%;
- уменьшение количества вычислительных операций при построении нейронной сети на 89,8% (с 363 до 37 ед.);
- уменьшение времени выполнения операций вычисления NO_x на 40,5 % (с 21 до 12,5 мс.);
- уменьшение выбросов окислов азота (NO_x) относительно сертификационной нормы за цикл «взлет-посадка» составило до 11% в переходных режимах. В установившихся режимах снижение выбросов варьировалось от 2% до 24%. Эти показатели учитывали ограничение высоты до 914 м (3000 футов), а также влияние изменений характеристик внешней среды.

Предложенные Никулиным В.С. в его диссертационной работе решения будут использованы при проектировании модели САУ МЭКС перспективного турбореактивного двухконтурного двигателя повышенной тяги.

Председатель комиссии:



/ Д.А. Сулимова /

Член комиссии:



/ Ю.К. Титов /

ПРИЛОЖЕНИЕ Е

(продолжение)



ДАЮ»

ый конструктор

СТАР»

 С.В. Остапенко

АКТ

г. Пермь

«10» марта 2025 г.

о внедрении результатов кандидатской диссертационной работы

Никулина Вячеслава Сергеевича

«Управление вредными выбросами в малоэмиссионной камере сгорания газотурбинного двигателя на основе нейросетевых технологий», на основе договора

№ 0000000002020P0U0002/2021/335 от 24.09.2021 г.

Комиссия в составе:

председателя

Сулимовой Дины Александровны – ученого секретаря НТС АО «ОДК-СТАР», начальника отдела по математическому обеспечению конструкторского отдела разработки программного и математического обеспечения САУ;

и члена комиссии:

Титова Юрия Константиновича – к.т.н., заместителя начальника отдела по математическому обеспечению конструкторского отдела разработки программного и математического обеспечения САУ.

Составила акт о том, что результаты диссертационной работы *«Управление вредными выбросами в малоэмиссионной камере сгорания газотурбинного двигателя на основе нейросетевых технологий»* Никулина Вячеслава Сергеевича использованы при проектировании и реализации элементов систем автоматического управления авиационного газотурбинного двигателя (САУ ГТД) повышенной тяги.

Разработаны математические модели виртуальных датчиков: виброгорения; бедного срыва, температуры камеры сгорания. Разработана методика построения оптимальной обучающей, тестирующей, валиационной выборок для нейронной сети регулятора малоэмиссионной камеры сгорания (МЭКС).

При создании элементов САУ ГТД были использованы и внедрены следующие результаты диссертационной работы:

ПРИЛОЖЕНИЕ Е

(окончание)

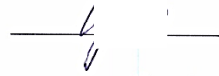
- методика формирования плана оптимальной обучающей, тестирующей и валиационной выборок для нейро-нечетких, нечетких и нейронных сетей регулятора МЭКС;
- математические модели виртуальных датчиков виброгорения, бедного срыва и температуры камеры сгорания;

Применение результатов диссертационной работы обеспечивает:

- уменьшение количества узлов (N) генеральной совокупной выборки с увеличением шага разбиений для изменения температуры на входе в камеру сгорания $T_{вх}^*$ (N , ед. на 38%); для изменения давления на входе в камеру сгорания $P_{вх}^*$ (N , ед. на 73%); для изменения расхода топлива в диффузионном коллекторе $G_{T_{diff}^*}$ (N , ед. на 76%);
- увеличение точности измерений виртуальных анализаторов NO_x на 84% и $\alpha_{кс}$ на 89%;
- улучшение показателей качества по целевой функции на 55.1% (с 0,098 до 0,044 ед.) в условиях изменения внешних-климатических условий.

Предложенные Никулиным В.С. в его диссертационной работе решения будут использованы при проектировании модели САУ МЭКС перспективного турбореактивного двухконтурного двигателя повышенной тяги.

Председатель комиссии:



/ Д.А. Сулимова /

Член комиссии:



ЛЮ.К. Титов /

ПРИЛОЖЕНИЕ Ж

Акт внедрения результатов кандидатской диссертационной работы в уч. процесс

ВЕРЖДАЮ
 ректор по образовательной деятельности
 мского национального
 едовательского
 ите) ого университета
 зит, педагогических наук
 / И.Ю. Черникова /
 «марта» 2025 г.

АКТ

о внедрении результатов кандидатской диссертационной работы

Никулина Вячеслава Сергеевича

«Управление вредными выбросами в малоэмиссионной камере сгорания
газотурбинного двигателя на основе нейросетевых технологий»

Комиссия в составе:

Председатель: Фрейман Владимир Исаакович, доктор технических наук, доцент, профессор, заместитель заведующего кафедрой «Автоматика и телемеханика» по учебной и методической работе

Члены комиссии: Гончаровский Олег Владленович, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры «Автоматика и телемеханика»,
Сторожев Сергей Александрович, кандидат технических наук, доцент кафедры «Автоматика и телемеханика»

составила настоящий акт о том, что результаты диссертационной работы «Управление вредными выбросами в малоэмиссионной камере сгорания газотурбинного двигателя на основе нейросетевых технологий» Никулина В.С. используются для проведения лекционных и практических занятий, лабораторных работ, курсового проектирования в рамках программы магистратуры по направлению подготовки 27.04.04 «Управление в технических системах».

Предложенные научные основы создания и исследования принципов построения и функционирования систем автоматического управления (САУ) ГТД на основе нейро-нечетких, нечетких и нейронных моделей нашли применение:

– в дисциплине «Алгоритмы нечеткого, нейронного и нейро-нечеткого управления в системах реального времени» программы магистратуры «Информационные технологии в проектировании систем реального времени». Разработаны адаптивные нейро-нечеткие, нечеткие и нейронные модели измерителей, включающие анализ и обработку экспериментальных данных в

ПРИЛОЖЕНИЕ Ж

(окончание)

режиме реального времени в условиях ограниченных вычислительных мощностей платформы.

– в дисциплине «Современные проблемы теории управления» программы магистратуры «Распределительные компьютерные информационно-управляющие системы». Разработан новый метод адаптации терм множеств фаззификатора исходя из анализа специализированной *ANFIS*-сети и ее модификаций

Эффект от внедрения результатов диссертационной работы заключается в повышении уровня освоения профессиональных компетенций и их компонентов (знаний, умений и владений) в области проектирования и реализации элементов (измерителей и регуляторов) систем управления сложными техническими объектами. Это соответствует требованиям Федеральных государственных образовательных стандартов высшего образования нового поколения, построенных с учетом требований профессиональных стандартов.

Результаты внедрения результатов диссертационной работы обсуждались на заседании кафедры «Автоматика и телемеханика» 24.03.2025, протокол №11.

Председатель комиссии:

доктор технических наук,
доцент

/ Фрейман В.И./

Члены комиссии:

кандидат технических наук,
доцент

 _____
/ Гончаровский О.В./

кандидат технических наук,
доцент

/ Сторожев С.А./