


Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования  
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ  
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»



На правах рукописи

Тарасенко Антон Николаевич

**РАЗРАБОТКА РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ МЕТОДИКИ  
ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ЭМИССИИ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ  
ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГРАЖДАНСКИХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И  
СИЛОВЫХ УСТАНОВОК**

Специальность: 2.5.15. Тепловые, электроракетные двигатели  
и энергоустановки летательных аппаратов

Диссертация на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Научный руководитель:  
доктор технических наук, профессор  
Силуянова Марина Владимировна

Москва – 2026

## СОДЕРЖАНИЕ

Введение.....	4
1 Анализ современных требований и подходов к определению экологических характеристик КС ГТД и СУ .....	14
1.1 Анализ отечественного и зарубежного опыта в части разработки малоэмиссионных КС и регулирования вредных выбросов .....	14
1.1.1 Анализ нормативной документации и определение существующих требований к экологическим характеристикам.....	14
1.1.2 Обзор схем организации малоэмиссионного горения.....	17
1.1.3 Статистический анализ существующих двигателей с точки зрения экологических характеристик.....	27
1.2 Анализ механизмов образования нормируемых загрязнителей .....	38
1.3 Обзор возможностей, ограничений и особенностей различных расчетных методов анализа экологических характеристик КС .....	40
1.3.1 Аналитические и полуэмпирические подходы .....	40
1.3.2 Численное и компьютерное моделирование .....	41
1.3.3 Методы машинного обучения и искусственный интеллект .....	49
Выводы по главе 1 .....	50
2 Разработка и валидация математических моделей для анализа процессов горения в КС .....	52
2.1 Выбор объектов для валидации расчетных моделей и формирование методики проведения валидации .....	52
2.1.1 Критерии и обоснование выбора объектов для валидации .....	52
2.1.2 Выбор валидационного базиса и формирование методики проведения валидации применительно к КС.....	53
2.2 Проведение стендовых испытаний в обеспечение валидации математических моделей...57	
2.2.1 Стендовое оборудование для проведения испытаний КС .....	57
2.2.2 Методика проведения испытаний и обработки результатов в обеспечение валидации применительно к КС.....	59
2.3 Проведение валидации математических моделей для анализа процесса горения в КС и определения экологических характеристик.....	62
2.3.1 Выбор кинетических механизмов горения топливовоздушных смесей и составов имитации суррогатов керосина .....	62
2.3.2 Выбор вариантов математических моделей для анализа процессов горения в КС и определения экологических характеристик .....	64

2.3.3 Проведение расчетных исследований и выбор математической модели для анализа процессов горения в КС и определения экологических характеристик по результатам валидации .....	67
Выводы по главе 2 .....	77
3 Проведение расчетно-параметрических исследований для анализа влияния различных факторов на экологические характеристики КС и разработка моделей аппроксимации для их прогнозирования .....	78
3.1 Структурный анализ современных КС для определения факторов влияния на экологические характеристики .....	78
3.2 Анализ влияния различных факторов на экологические характеристики в КС с перспективными схемами малоэмиссионного сжигания .....	100
3.2.1 Принимаемые упрощения и допущения при разработке параметрических моделей КС с перспективными технологиями малоэмиссионного горения .....	100
3.2.2 Разработка и расчетно-параметрические исследования модельных КС с перспективными технологиями малоэмиссионного горения .....	101
3.3 Разработка моделей аппроксимации результатов расчетно-параметрических исследований для прогнозирования эмиссии вредных веществ в КС .....	106
3.3.1 Подготовка данных для обучения моделей аппроксимации .....	106
3.3.2 Выбор архитектуры, обучение и двухстадийная валидация моделей аппроксимации для прогнозирования эмиссии вредных веществ .....	108
Выводы по главе 3 .....	113
4 Разработка и апробация расчетно-экспериментальной методики прогнозирования эмиссии вредных веществ в КС .....	115
4.1 Оценка возможности прогнозирования эмиссии вредных веществ на различных этапах разработки КС .....	115
4.2 Формирование расчетно-экспериментальной методики прогнозирования эмиссии вредных веществ .....	119
4.3 Апробация методики на примере разработки малоэмиссионных КС перспективных двигателей .....	126
Выводы по главе 4 .....	140
Заключение .....	141
Список сокращений и условных обозначений .....	144
Список литературы .....	146

## Введение

### Актуальность темы исследования

Разработка современных авиационных СУ на основе ГТД представляет собой крайне трудоемкий процесс. Ключевым в данном вопросе является обеспечение с одной стороны технико-экономического совершенства такого изделия, а с другой – соответствия широкому перечню предъявляемых требований [1].

Камера сгорания (КС), будучи одним из основных узлов любого ГТД, реализует наиболее важный с точки зрения термодинамического цикла процесс – подвод в систему тепла путем преобразования химической энергии, запасенной в топливе. Несмотря на кажущуюся простоту реализации, формирование оптимальных условий протекания всего комплекса, требующихся для работы двигателя физических и химических явлений даже при текущем уровне научно-технического развития является весьма трудоемкой задачей.

Особое внимание при разработке КС современных двигателей гражданского назначения необходимо уделить аспекту, связанному с выбросами вредных веществ. Нарастание озабоченности как на государственном, так и на международном относительно экологической обстановки привело к реализации целого ряда соответствующих программ. В части авиационной техники одним из наиболее значимых документов является том II Приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации [2], разработанный ИКАО и вводящий перечень нормируемых вредных веществ, методы их определения и предельные значения, а также единую систему количественных показателей. Допустимый уровень выбросов, установленный в действующем на момент 2025 года 5-ом издании [3], хоть и распространяется только на новые изделия, при этом существенно строже по отношению к первой редакции, например, в части оксидов азота ( $\text{NO}_x$ ). Несмотря на отсутствие изменений с 2014 года норм определения предельных выбросов газообразных веществ, дальнейшее ужесточение норм для отдельных загрязнителей со стороны ИКАО с каждым годом становится все более реальным. В ежегодном Экологическом отчете ИКАО (ICAO Environmental Report) [4] за 2025 г. в качестве вероятных долгосрочных сценариев по борьбе с  $\text{NO}_x$  рассматривается ужесточение требований к 2036 г. на 50 % и даже на 100 % относительно экспертных оценок, сделанных в период CAEP/7. При этом для двигателей с номинальной тягой более 89 кН в ближайшем цикле CAEP предусматривается изменение норм выбросов оксидов азота либо путем сдвигания вниз предельной линии параметра эмиссии  $D_{\text{NO}_x}/F_{00}$  либо изменению наклона этой кривой для двигателей с суммарной степенью повышения давления  $\pi_k$  более 45.

До недавнего времени в Российской Федерации обязательство соблюдать данные условия формально относилось только к технике, предполагаемой к использованию для международных

авиаперевозок, однако с 2022 г. введен в действие национальный стандарт в части эмиссии вредных веществ, а именно «Нормы летной годности. Охрана окружающей среды. Эмиссия загрязняющих веществ авиационными двигателями. Нормы и испытания. НЛГ 34» [5], полностью гармонизированный с требованиями ИКАО в рамках 4-го издания тома II Приложения 16 с поправкой 9, что значительно повышает актуальность вопроса обеспечения запасов по эмиссии вредных веществ при разработке отечественных двигателей.

Гарантировать обеспечение требуемых экологических характеристик КС возможно только путем внесения последовательных изменений в конструкцию и проведения соответствующих дорогостоящих испытаний, что означает, в том числе, многократное изготовление опытных образцов. Несмотря на высокую достоверность при соблюдении правильной методологии постановки эксперимента, в условиях создания перспективных двигателей с крайне высокими параметрами рабочего процесса – суммарной степенью повышения давления  $\pi_k$  более 60 и температурами на входе в КС более 900 К [6-10] – определение характеристик КС таким способом существенно усложняется, поскольку на данный момент в России обеспечить проведение автономных испытаний при таких параметрах оказывается затруднительно. Существующая альтернатива – проведение исследований непосредственно в составе газогенератора [11] – является еще более трудоемким, дорогостоящим и менее подробным в сравнении с автономными испытаниями подходом, плохо применимым на ранних этапах разработки. В современных реалиях в определенной степени снизить объем таких трудозатратных мероприятий позволяет применение компьютерного моделирования и созданных на его основе оптимизационных методик. Тем не менее степень достоверности и пределы предиктивной способности расчетных подходов могут быть оценены исключительно по результатам валидации, что в свою очередь все равно предполагает необходимость получения качественных экспериментальных данных. Использование компьютерного моделирования при этом является достаточно длительной процедурой, поскольку в случае применения наиболее подробных и относительно универсальных подходов предполагается как необходимость ожидания непосредственно достижения сходимости, так и зачастую несколько итераций расчетов для уточнения сеточной модели, эмпирического подбора констант физических моделей и настройки оптимальной численной схемы решения. В случае такого узла как КС, для которой характерен большой объем взаимосвязанных одновременно протекающих процессов, использование расчетных подходов становится еще более трудоемким мероприятием.

Таким образом, существенную актуальность при анализе и исследовании современных КС приобретает создание достаточно достоверных предиктивных инструментов и методик, обеспечивающих на начальном этапе разработки возможность оперативно оценивать экологические характеристики КС для сокращения материальных и временных затрат на

последующую доводку КС. Решению данной задачи путем создания расчетно-экспериментальной методики прогнозирования эмиссии отдельных вредных веществ в КС ГТД и СУ, применимой на ранних этапах разработки, посвящена данная работа.

### **Степень разработанности темы исследования**

Рассматриваемой задаче по разработке методики прогнозирования эмиссии вредных веществ в КС авиационных двигателей посвящено множество исследований, как в России, так и за рубежом, наиболее известные из которых выполнены в разные годы коллективами ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (г. Москва, Россия), Самарского университета им. С.П. Королева (г. Самара, Россия), АО «ОДК-Авиадвигатель» (г. Пермь, Россия), Пермского политехнического университета (г. Пермь, Россия), КНИТУ-КАИ (г. Казань, Россия), РГАТУ им. П.А. Соловьева (г. Рыбинск, Россия), Института теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН (г. Новосибирск, Россия), GE Aerospace (г. Цинциннати, Огайо, США), Pratt & Whitney (г. Ист-Хартфорд, Коннектикут, США), NASA Glenn Research Center (г. Кливленд, Огайо, США).

В части эмпирических и аналитических способов определения основных и экологических характеристик камер сгорания, в том числе, при помощи нуль- и одномерных полуэмпирических моделей процесса горения в КС, можно отметить работы коллективов Самарского университета им. С.П. Королева (Диденко А.А., Старцев А.С.) [12-15], коллектива Саркисова А.А., Рудакова О.А. и Митрофанова В.А. [16-17], коллектива КНИТУ-КАИ (Мингазов Б.Г., Бакланов А.В., Александров Ю.Б.) [18-20]. В них отмечалась необходимость учета как параметров рабочего процесса, так и геометрических параметров КС.

Работы коллективов АО «ОДК-Авиадвигатель» и Пермского политехнического университета (Иноземцев А.А., Августинович В.Г., Сипатов А.М., Абрамчук Т.В., Цатиашвили В.В., Куценко Ю.Г.) [21-37], коллективов Самарского университета им. С.П. Королева (Матвеев С.С., Матвеев С.Г., Идрисов Д.В., Зубрилин И.А., Гураков Н.И., Лукачев С.В., Семенихин А.С., Диденко А.А.) [38-49], коллективов ИТ СО РАН (Дулин В.М., Чикишев Л.М., Лобасов А.С., Дектерев А.А.) [50-53], коллективов РГАТУ им. П.А. Соловьева (Пиралишвили Ш.А., Евдокимов О.А., Веретенников С.В., Гурьянов А.И.) [54-58], коллективов ЦИАМ (Лебедев А.Б., Якубовский К.Я., Щепин С.А., Секундов А.Н., Старик А.М., Гольцев В.Ф.) [59-68], коллектива КНИТУ-КАИ (Мингазов Б.Г., Бакланов А.В., Александров Ю.Б.) [69-76], а также коллективов NASA Glenn Research Center (Ajmani K., Miki K., Moder J.P.) [77-78] и Leylegian J.C. (GE Aerospace) [79] посвящены применению различных подходов к компьютерному и численному моделированию процессов горения для определения состава продуктов сгорания и эмиссии различных вредных веществ. В частности, в работах Матвеева С.С., Матвеева С.Г., Leylegian J.C. особое внимание уделяется вопросу правильного определения состава применяемого топлива и выбору кинетического механизма горения для правильного

определения характеристик КС. Работы Лебедева А.Б. и Иноземцева А.А. предлагают подход к моделированию процесса образования вредных веществ на основе реакторной модели, позволяющей высокоэффективно с точки зрения временных затрат анализировать процесс горения для определения эмиссии вредных веществ. В работах Сипатова А.М. и Абрамчука Т.В. рассматриваются способы моделирования распыливания жидкого топлива форсунками и вопросы, связанные с эмиссией нелетучих твердых частиц. В работах Цатиашвили В.В. и Куценко Ю.Г. проведен достаточно значительный объем исследований в части уточнения математических моделей для прогнозирования эмиссии вредных веществ.

Работы Кузнецовой Т.А. и Августиновича В.Г. [80-82], Кауаалр К. [83-84], Ge F. [85] и Chen L. [86] посвящены возможности прогнозирования при помощи комбинированных методов, в том числе с использованием методов машинного обучения и нейросетевых моделей. В частности, в работе [86] предложен подход без рассмотрения непосредственно процессов внутри КС, только за счет анализа базы данных ИКАО.

Работы Сальникова А.В. [87], Железняковой А.Л. [88] посвящены вопросам, связанным с валидацией и верификацией при использовании численного и компьютерного моделирования. В данных работах подробно изложены принципы проведения валидации и верификации сложных процессов, в том числе применительно к авиационным двигателям, для определения достоверности расчетных исследований.

Несмотря на большое количество работ, посвященных вопросу прогнозирования эмиссии вредных веществ, основными проблемами остаются, во-первых, обобщение результатов на различные типы ГТД и схемы организации малоэмиссионного горения, а также виды применяемых топлив, во-вторых, количественное определение влияния различных факторов: от параметров рабочего процесса до геометрических размеров отдельных элементов КС. Кроме того, в большинстве известных работ не проводится многокритериальной валидации применяемой математической модели, и используются либо крайне затратные методы, либо, наоборот, вводятся достаточно значимые допущения. Также, чаще всего не проводится анализ за пределами параметров рассмотренных объектов, или рассматриваемые объекты и их параметры являются в некоторой степени устаревшими. Таким образом, в проблеме прогнозирования эмиссии вредных веществ остаются открытыми вопросы достоверности математических моделей для проведения комплексных расчетных исследований, обобщения подходов для различных современных и перспективных конфигураций и параметров КС, определения как качественного, так и количественного влияния различных факторов на эмиссию вредных веществ в широком диапазоне значений, а также снижение времени определения экологических характеристик и обеспечение возможности их прогнозирования на ранних этапах разработки КС на основе ограниченного набора исходных данных.

**Объектами диссертационного исследования** являются:

- малоэмиссионные КС современных и перспективных гражданских ГТД;
- аналитические, эмпирические и иные подходы, а также методы компьютерного моделирования применительно к прогнозированию выбросов вредных веществ в КС современных и перспективных гражданских ГТД;
- факторы, влияющие на образование вредных веществ в КС современных и перспективных гражданских ГТД.

**Предметом исследования** является вопросы применения расчетно-экспериментальных подходов для достоверного прогнозирования экологических характеристик КС современных и перспективных гражданских ГТД и СУ.

**Целью работы** является создание методики прогнозирования эмиссии вредных веществ в КС современных и перспективных гражданских ГТД и СУ, применимой на ранних этапах разработки, с использованием комплекса достоверных расчетно-экспериментальных данных.

Для достижения поставленной цели были сформированы следующие **задачи работы**:

- 1) провести анализ действующих экологических требований, предъявляемых к КС современных гражданских ГТД и СУ, а также подходов к организации малоэмиссионного горения и существующих методов прогнозированию эмиссии вредных веществ;
- 2) осуществить и обосновать выбор объектов валидации и валидационного базиса применительно к КС современных и перспективных гражданских ГТД и СУ, а также уточнить методики валидации и проведения испытаний для ее обеспечения применительно к КС, и на их основе провести валидацию расчетных стратегий для моделирования процессов горения и определения экологических характеристик;
- 3) на основе анализа способов организации малоэмиссионного горения провести анализ принципиальных конструкций КС современных и перспективных гражданских ГТД и СУ для выявления перечня потенциальных факторов влияния на эмиссию оксидов азота и монооксида углерода, которые можно учесть на ранних этапах разработки;
- 4) определить наиболее трудоемкие для расчетного исследования факторы влияния, получение данных для которых более достоверно и менее ресурсозатратно с использованием экспериментальных методов;
- 5) разработать серию модельных КС и провести с на их основе расчетно-параметрические исследования с целью количественного и качественного определения влияния различных факторов на эмиссию оксидов азота и оксидов углерода;
- 6) разработать структуру расчетно-экспериментальной методики, алгоритм ее применения и обобщить расчетно-экспериментальные данные при помощи методов машинного обучения с последующей валидацией полученных моделей аппроксимации;

7) провести апробацию разработанной методики путем ее применения при разработке модельных КС ГТД с перспективными параметрами рабочего процесса для использования в составе СУ гражданских дозвуковых и сверхзвуковых самолетов.

### **Научная новизна**

1. Разработана методика прогнозирования эмиссии вредных веществ в КС современных и перспективных гражданских ГТД, применимая на начальных этапах разработки для широкого диапазона параметров рабочего процесса с минимизацией необходимых экспериментальных данных и повышенной достоверностью за счет использования многостадийной валидации.

2. Разработанная методика обобщена для анализа экологических характеристик камер сгорания КС современных и перспективных гражданских ГТД с различными схемами организации малоэмиссионного горения, в том числе, для камер сгорания двигателей с высокими параметрами рабочего процесса, а также для камер сгорания, работающих на альтернативных топливах типа SAF.

3. Разработаны алгоритмы применения методики для оценки экологических характеристик КС современных и перспективных гражданских ГТД и СУ, а также программная реализация с использованием нейросетевой модели.

### **Теоретическая и практическая значимость**

В работе определены качественные и количественные зависимости эмиссии вредных веществ от различных факторов влияния, таких как схема организации малоэмиссионного горения в КС, параметры рабочего процесса в КС, геометрические параметры КС. Установлена связь между стехиометрическим значением скалярной диссипации и прогнозируемыми значениями оксидов азота и оксидов углерода при использовании модели многообразия тонких фронтов пламени, а также выполнена аппроксимация этой зависимости для автоматизации и повышения достоверности расчетов.

Разработанная методика позволяет на ранних этапах разработки КС по набору параметров геометрии и рабочего процесса с учетом известных экспериментальных данных прогнозировать потенциально возможную эмиссию вредных веществ с обеспеченной достоверностью. Использование методов машинного обучения и широкое варьирование параметров для учета влияния различных факторов позволяет на последующих этапах проектирования локализовать элементы, требующие доработки, и оперативно оценить результат внесенных изменений, тем самым обеспечивая рационализацию требующихся временных, материальных и человеческих ресурсов, затрачиваемых на создание опытных образцов, проведение испытаний и расчетов.

Результаты, полученные в ходе разработки методики, а также сама методика могут быть использованы при проведении исследований перспективных технологий малоэмиссионного горения, в том числе, с использованием альтернативных топлив. В рамках работы

продемонстрировано применение методики на примере разработки модельных обликов малоэмиссионных КС перспективных ГТД для применения в составе СУ гражданских дозвуковых и сверхзвуковых самолетов.

### **Методология и методы исследования**

Общий методологический подход работы базируется на основных положениях теории горения и прикладной газовой динамики, а также современных методах математической статистики в приложении теории искусственного интеллекта и машинного обучения.

Проведение расчетных исследований проводилось с использованием ГОСТ Р 57700.44-2024 «Численное моделирование физических процессов. Термины и определения», ГОСТ Р 57700.4-2017 «Численное моделирование физических процессов. Термины и определения в областях механики сплошных сред: гидромеханика, газовая динамика», ГОСТ Р 57700.22-2020 «Компьютерные модели и моделирование. Классификация».

При проведении валидации расчетных моделей использовались ГОСТ Р 57700.23-2020 «Компьютерные модели и моделирование. Валидация. Общие требования», ГОСТ Р 57700.24-2020 «Компьютерные модели и моделирование. Валидационный базис», ГОСТ Р 57700.25-2020 «Компьютерные модели и моделирование. Процедуры валидации».

Обработка результатов исследований проводилась с использованием программного обеспечения ЭВМ. При проведении компьютерного моделирования и разработке моделей применялись верифицированные программные продукты.

### **Основные положения диссертации, выносимые на защиту**

Расчетно-экспериментальная методика прогнозирования эмиссии вредных веществ в КС, применимая на начальных этапах разработки, в том числе для двигателей с высокими рабочими параметрами.

Многокритериальная валидация, методика ее проведения и подход к формированию валидационного базиса применительно к КС для разработки математической модели, обеспечивающей достоверное определение экологических характеристик.

Результаты расчетно-параметрических исследований влияния различных факторов на экологические характеристики КС.

Применение методов машинного обучения для аппроксимации параметров расчетных моделей и характеристик КС, а также для прогнозирования эмиссии вредных веществ.

### **Личный вклад соискателя**

Автором сформулированы цель, задачи и методы исследования, выполнен обзор научных работ по теме диссертационного исследования, а также анализ нормативной документации в части ограничения вредных выбросов авиационной техникой и различных подходов к их прогнозированию.

Автор предложил методику проведения валидации с учетом специфики КС, обосновал требования к объектам валидации и условия выбора валидационного базиса для расчетных моделей. Используя данный алгоритм путем проведения комплексного исследования стратегий моделирования процессов горения в КС, была получена математическая модель, обладающая низкими требованиями к вычислительным ресурсам, хорошей сходимостью и позволяющая достоверно прогнозировать эмиссию вредных веществ.

На основе предложенной автором математической модели путем расчетно-параметрического исследования был получен значительный объем данных о качественном и количественном влиянии различных факторов на эмиссию вредных веществ. Полученные данные были аппроксимированы методами машинного обучения и совместно с обобщающими данными по существующим двигателям послужили основой для создания нейросетевой модели прогнозирования выбросов  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$ .

Разработаны:

- расчетно-экспериментальная методика прогнозирования эмиссии вредных веществ в КС ГТД, применимая на ранних этапах разработки двигателя;
- методика проведения валидации и формирования валидационного базиса применительно к камерам сгорания ГТД и СУ;
- валидированная математическая модель для исследования процессов в камерах сгорания ГТД;
- нейросетевая модель прогнозирования эмиссии вредных веществ в КС ГТД и СУ;
- облики модельных малоэмиссионных КС для двигателей с перспективными параметрами рабочего процесса.

#### **Степень достоверности положений, результатов и выводов работы**

Применяемая математическая модель для исследования факторов влияния отдельных параметров геометрии и рабочего процесса прошла многокритериальную валидацию в соответствии с предложенной обоснованной методикой, основанной на требованиях ГОСТ, в четырех различных камерах сгорания и показала высокое соответствие с результатами испытаний. При использовании расчетной модели для всех рассмотренных случаев достигнута численная сходимость, оцениваемая по качественному и количественному поведению невязок и степени количественного изменения целевых функций на выходе из КС. Применяемые модели и допущения при описании физических и химических явлений согласуются с известными подходами, описанными в различных литературных источниках, и опубликованными исследованиями по рассматриваемой тематике. Все расчеты выполнялись в верифицированных программных продуктах. Экспериментальные данные были получены на поверенном сертифицированном оборудовании.

Качество прогнозирования эмиссии вредных веществ при использовании нейросетевой модели оценено по результатам двойной валидации с результатами тестовой подвыборки, и результатами испытаний объектов валидации. Выбранные подходы к аппроксимации и прогнозированию экологических характеристик и полученные результаты не противоречат результатам, опубликованным другими авторами.

### **Реализация и внедрение результатов работы**

Результаты работы использовались при разработке и анализе КС для проекта СУ сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения в рамках Программы создания и развития научного центра международного уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (Соглашение от 24 июня 2021 г. № 075-15-2021-605). Также результаты работы использовались в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» при выполнении научно-исследовательских работ по тематике при разработке малоэмиссионных камер сгорания и при выполнении исследований в рамках проекта №24-29-00152 при финансовой поддержке Российского научного фонда

### **Апробация результатов работы**

Основные результаты исследований докладывались на всероссийских и международных конференциях: 20-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» (22 – 26 ноября 2021 г., г. Москва); XLVIII Международная молодежная научная конференция «Гагаринские чтения» (12 – 15 апреля 2022 г., г. Москва); Международная конференция «Фундаментальные проблемы создания СПС нового поколения» (4 – 9 сентября 2022 г., г. Сочи); VII Всероссийская научная конференция «Теплофизика и физическая гидродинамика» (ТФГ-2022) (5 – 14 сентября 2022 г., г. Сочи); Восьмая Российская национальная конференция по теплообмену (РНКТ-2022) (17 – 22 октября 2022 г., г. Москва); Научно-технический конгресс двигателестроения (НТКД-2022) в рамках Международного форума по двигателестроению (МФД-2022) (26 – 28 октября 2022 г., г. Москва); 21-ая Международная конференция «Авиация и космонавтика» (21 – 25 ноября 2022 г., г. Москва); XLIX Международная молодежная научная конференция «Гагаринские чтения» (11 – 14 апреля 2023 г., г. Москва); 22-ая Международная конференция «Авиация и космонавтика» (20 – 24 ноября 2023 г., г. Москва); L Международная молодежная научная конференция «Гагаринские чтения» (9 – 12 апреля 2024 г., г. Москва); XVII Минский международный форум по тепломассообмену (20 – 24 мая 2024 г., г. Минск, Республика Беларусь); 11-й Международный симпозиум по неравновесным процессам, плазме, горению и атмосферным явлениям (NEPCAP-2024) (7 – 11 октября 2024 г., г. Сочи); Всероссийский научно-технический форум по двигателям и энергетическим установкам имени Н.Д. Кузнецова (10 – 11 октября 2024 г., г. Самара); Научно-технический конгресс по двигателестроению (НТКД-2024) в рамках Международного форума двигателестроения (МФД-2024) (23 – 25 октября 2024 г., ВДНХ,

г. Москва); 23-ая Международная конференция «Авиация и космонавтика» (18 – 22 ноября 2024 г., г. Москва); LI Международная молодежная научная конференция «Гагаринские чтения» (14 – 16 апреля 2025 г., г. Москва).

### **Структура и объем работы**

Диссертационная работа состоит из введения, основной части, заключения, списка сокращений и условных обозначений и списка литературы. Основная часть диссертационной работы состоит из пяти глав и включает 76 рисунков и 25 таблиц. Список литературы включает 267 источников. Общий объем работы составляет 168 страниц.

### **Публикации**

Результаты диссертационного исследования опубликованы в 28 научных работах, из которых 2 работы опубликованы в научных изданиях, рекомендованных ВАК по специальности 2.5.15 «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов», 3 работы опубликованы в научных журналах, индексируемых в международных базах цитирования, 19 работ опубликовано в сборниках международных и всероссийских конференций, симпозиумов, форумов и т.д. В соавторстве оформлено 2 патента на полезные модели.

### **Благодарности**

Автор выражает глубокую признательность за помощь при подготовке диссертационной работы:

1) научному руководителю, д.т.н., профессору МАИ Силуяновой Марине Владимировне за поддержку и помощь по методико-методологическим вопросам;

2) начальнику отдела «Горения и камер сгорания» ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», к.т.н. Васильеву Александру Юрьевичу и заместителю начальнику отдела «Горения и камер сгорания» ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», к.ф.-м.н. Фурлетову Виктору Ивановичу за поддержку и консультации по вопросам сертификации и экспериментального исследования камер сгорания и поддержку;

3) начальнику сектора отдела «Неравновесные физико-химические процессы в газовых потоках» ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», к.т.н. Савельеву Александру Михайловичу за консультации по вопросам альтернативных авиационных топлив, а также ценные советы и замечания;

4) научному сотруднику отделения «Авиационные двигатели» ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» Грунину Антону Николаевичу за помощь в формировании исходных данных для камер сгорания двигателей с перспективными параметрами рабочего процесса.

## **1 Анализ современных требований и подходов к определению экологических характеристик КС ГТД и СУ**

### **1.1 Анализ отечественного и зарубежного опыта в части разработки малоэмиссионных КС и регулирования вредных выбросов**

#### **1.1.1 Анализ нормативной документации и определение существующих требований к экологическим характеристикам**

Основным документом, регламентирующим допустимый уровень выбросов вредных веществ авиационной техникой на территории Российской Федерации, на текущий момент являются введенные в действие с 1 января 2023 г. приказом Федерального агентства воздушного транспорта (Росавиации) № 928-П от 19 декабря 2022 г. «Нормы летной годности. Охрана окружающей среды. Эмиссия авиационных двигателей. Нормы и испытания. НЛГ 34» (НЛГ-34) [5]. До 2022 г. предпринималось несколько попыток формирования подобного нормативно-правового акта, однако не одна из них не была принята на официальном уровне. В действующих НЛГ-34 ограничения в части выбросов вредных веществ в полном объеме соответствуют международным требованиям, зафиксированным в 4-ом издании тома II Приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации с поправкой 9 [2]. Данные стандарты в области охраны экологии разрабатываются и утверждаются с 1981 г. в рамках работы Комитета по охране окружающей среды от воздействия авиации (САЕР) ИКАО. На данный момент действует 5-ое издание тома II Приложения 16 [3], сформированное по результатам совещания САЕР/12 и вступившее в силу с 1 января 2024 г.

Помимо самих норм, изложенных в [2-3], важным документом является том II Технического руководства по окружающей среде [89], который является вспомогательным и содержит, прежде всего, инструкции и указания, позволяющие обеспечить соответствие требованиям [2-3].

В связи с тем, что отечественные требования НЛГ-34 полностью гармонизированы с требованиями ИКАО, дальнейшее рассмотрение вопроса о регулировании экологических характеристик двигателей будет вестись путем анализа непосредственно требований [2], как первоисточника. Для определения перечня нормируемых загрязнителей, количественных характеристик для их оценки, особенностей определения, а также специфики был проведен анализ определенных ранее регламентирующих документов [2] и [89]. Результаты анализа представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Основные загрязнители, величина эмиссии которых регулируется ИКАО

Наименование загрязнителя	Количественная характеристика	Особенности определения
Дым	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Число дымности (Smoke Number, <math>SN</math>)</li> </ul>	Процедура оценки представляет собой косвенное измерение изменения показателя видимости дымового шлейфа за счет потери отражательной способности фильтра, что выражается в его окрашивании при улавливании частиц дыма [3]. Подробное изложение подходов к определению $SN$ представлено в [3] и [89]. На данный момент данный показатель не актуализируется, так как начиная с 4-го издания по результатам CAEP/10 заменен на нелетучие твердые частицы.
Оксиды азота	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Масса выбросов <math>NO_x</math> за ВПЦ на единицу тяги (<math>D_{NO_x}/F_{00}</math>);</li> <li>• Индекс эмиссии <math>NO_x</math> (<math>EI_{NO_x}</math>)*)</li> </ul>	Под оксидами азота $NO_x$ понимается совокупность двух оксидов азота – $NO$ и $NO_2$ [3]. Индекс эмиссии оксидов азота $EI_{NO_x}$ (измеряется в г/кг) определяется как массовый поток $NO_x$ в г/с в пробе, отнесенный к массовому расходу топлива в кг/с. Суммарный объем выбросов $NO_x$ $D_{NO_x}/F_{00}$ (измеряется в г/кН) определяется как сумма всех параметров эмиссии $NO_x$ $D_{NO_x, i}/F_{00}$ , полученных для каждого режима ВПЦ, установленного в [3]. $D_{NO_x, i}$ – это масса в г выделившегося $NO_x$ за время работы $t_p$ на $i$ -ом режиме ВПЦ, $F_{00}$ – тяга в кН на режиме Взлет.
Монооксид углерода	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Масса выбросов <math>CO</math> за ВПЦ на единицу тяги (<math>D_{CO}/F_{00}</math>);</li> <li>• Индекс эмиссии <math>HC</math> (<math>EI_{CO}</math>)*)</li> </ul>	Является одним из косвенных показателей полноты сгорания топлива. $EI_{CO}$ и $D_{CO}/F_{00}$ определяется таким же образом как и в случае $NO_x$ .
Несгоревшие углеводороды	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Масса выбросов <math>HC</math> за ВПЦ на единицу тяги (<math>D_{HC}/F_{00}</math>);</li> <li>• Индекс эмиссии <math>HC</math> (<math>EI_{HC}</math>)*)</li> </ul>	Под $HC$ понимается совокупность всех определяемых несгоревших углеводородов в пробе газа [3]. Является одним из показателей полноты сгорания топлива. $EI_{HC}$ и $D_{HC}/F_{00}$ определяется таким же образом как и в случае $NO_x$ .
Нелетучие твердые частицы (нлТЧ, non-volatile particulate matter mass - $nvPM$ )	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Концентрация нлТЧ (<math>nvPM_{mass}</math>);</li> <li>• Масса на единицу тяги (<math>LTO_{mass}/F_{00}</math>);</li> <li>• Абсолютное количество на единицу тяги (<math>LTO_{num}/F_{00}</math>)</li> </ul>	Под нелетучими твердыми частицами понимаются все соединения в выхлопе двигателя, которые остаются твердыми при нагреве до температуры 350 °С [3]. Концентрация нлТЧ в выхлопе измеряется в мкг/м <sup>3</sup> и определяется в соответствии с методикой, изложенной в [3]. Суммарный выброс нлТЧ определяется по трем параметрам.
*) – индексы эмиссии $EI_p$ не являются показателями, по которым регулируются экологические характеристики двигателя, – таковыми служат только суммарные объемы выбросов, – однако они используются при разработке и анализе камер сгорания, а с точки зрения ИКАО, носят справочный характер.		

В качестве упрощения рассматриваемые нормы определяются по номеру совещания САЕР, в рамках которого была принята новая редакция тома II Приложения 16. Так, например, текущие нормы в части  $\text{NO}_x$  соответствуют САЕР/8, а нормы в части нЛГЧ – САЕР/12.

Перечень загрязнителей, приведенный в таблице 1, распространяется только на турбореактивные (ТРД) и турбовентиляторные (ТРДД) двигатели для дозвуковых гражданских самолетов с номинальной тягой более 26.7 кН. В связи с этой областью применения под действие этих документов не попадают турбовинтовые (ТВД) и турбовальные (ТВаД) двигатели, а также малоразмерные двигатели (МГТД) и вспомогательные силовые установки (ВСУ). Для таких двигателей ограничения, как правило, устанавливаются на уровне требований по качеству воздуха в аэропортах, которые в том числе представлены в соответствующем руководстве ИКАО [5]. В целом, эти требования прежде всего сконцентрированы на ограничении дымления путем выставления требований к  $SN$ . Оценивать при этом эмиссионные характеристики данных двигателей в соответствии с [3] в части эмиссии  $\text{NO}_x$  и СО крайне затруднительно, так как необходимая для определения параметра эмиссии  $D_p/F_{00}$  величина номинальной тяги для большинства двигателей такого типа заменяется характеристикой мощности.

На данный момент ТВД чаще всего применяются в СУ небольших региональных самолетов или самолетов малой авиации, а ТВаД используется преимущественно в составе СУ вертолетов. ТРДД, будучи наиболее прогрессивным и распространенным типом авиационным двигателями, устанавливаются на самолеты, обеспечивающие практически весь основной пассажиропоток как в России, так и в мире. В тоже время объемы выпуска ТВД и ТВаД для авиационной техники гражданского назначения, как и объемы пассажирских и транспортных перевозок с их использованием, оказываются несопоставимо меньше. В связи с этим, наращивание рабочих параметров для них, одновременно приводящее к росту стоимости за счет использования более совершенных технологий, оказывается экономически неоправданным. Также в связи с, как правило, меньшими габаритами и размерами элементов, деталей и узлов таких типов двигателей необходимо применять более высокие требования к точности изготовления. Поэтому необходимость повышения параметров рабочего процесса для таких типов двигателей и применения в них современных малоэмиссионных КС не является рациональной и представляет исключительно научный интерес.

Отдельного рассмотрения требуют нормы, установленные для двигателей сверхзвуковых пассажирских самолетов. На текущий момент действующие ограничительные меры, во-первых, не обновлялись с момента первого издания тома II Приложения 16, а во-вторых, не регламентируют уровень выбросов нЛГЧ. С учетом роста проектов в данном направлении [90-91] существует вероятность [92], что существующие требования могут быть пересмотрены в соответствии с сценариями, изложенными в [4].

Поскольку определение числа дымности SN вследствие самой методики, кратко изложенной в таблице 1, возможно только экспериментальным путем, его рассмотрение в рамках данной работы вестись не будет. Рассмотрение же нЛГЧ в рамках данной работы будет ограничено общими аналитическими исследованиями, поскольку несмотря на существование отдельных расчетных методик для определения эмиссии нЛГЧ [38, 49, 93], на данный момент в России отсутствует сертифицированная в соответствии с требованиями ИКАО измерительная техника для определения нЛГЧ, что лишает возможности проведения валидации разрабатываемых моделей. Доступная выборка по экспериментально исследованным отечественным двигателям крайне ограничена: подобные измерения были проведены только для двигателей ПС-90А, ПС-90А1 и ПД-14 [94], – а в случае зарубежных двигателей и экспериментальных данных по ним, как в случае [95], отсутствует полная модель исследуемого объекта. Поэтому в части нЛГЧ будут рассмотрены только возможности по снижению эмиссии данного загрязнителя на основе общих аналитических соображений.

### 1.1.2 Обзор схем организации малоэмиссионного горения

Выбор способа сокращения выбросов вредных веществ авиационной техникой напрямую зависит от типа загрязнителя. Так, например, для снижения углеродного следа, то есть эмиссии CO<sub>2</sub> рассматривают возможность использования альтернативных топлив, в частности, топлив с пониженным содержанием углерода (LCAF) [96], устойчивых авиационных топлив (SAF) [97], авиационного сконденсированного топлива (АСКТ) [98], водорода H<sub>2</sub> и др.

Однако, вклад в снижение эмиссии NO<sub>x</sub> при использовании альтернативных топлив до сих пор является неопределенным. Отдельные работы демонстрируют как ухудшение эмиссии NO<sub>x</sub> [99-100], так и улучшение [101-102]. Тем не менее в среднем полученный вклад в снижение или, наоборот, превышение, оказывается относительно несущественным – на уровне 8...12 % [99]. Тем не менее, исходя из результатов работы [103], можно заключить, что использование альтернативных топлив, в частности SAF, позволяет существенно снизить эмиссии CO, нЛГЧ и дымление двигателя, поэтому применение альтернативных топлив с этой точки зрения может быть актуально, прежде всего, в комбинации с другими подходами к малоэмиссионному сжиганию топлива.

Стоит отметить, что, хотя процессы горения, а соответственно и двигатель, вносят определенный вклад в объемы выбросов CO<sub>2</sub>, данный загрязнитель рассматривается только как экологическая характеристики для всего самолета, а не индивидуально для двигателя, в отличие от эмиссии, например, NO<sub>x</sub> или CO, и регулируется отдельно томом III Приложения 16 [104]. Однако, поскольку CO<sub>2</sub> составляет значительную часть состава продуктов сгорания имеет смысл рассматривать его в качестве вспомогательного критерия при проведении валидации.

Наиболее ощутимый эффект на текущий момент в части снижения выбросов таких вредных веществ как  $\text{NO}_x$ ,  $\text{CO}$  и  $\text{HC}$ , которые регламентируются исключительно для двигателя, обеспечивает применение схем организации малоэмиссионного горения.

На ранних этапах развития КС с низкими выбросами рассматривалась возможность использования для этих целей воды и водяного пара [105-106]. Такой подход получил название «мокрого» снижения эмиссии  $\text{NO}_x$ . Улучшение экологических характеристик в данном случае достигается за счет подавления температуры в зоне горения. Практическое применение этого способа ограничено стационарными ГТУ [107], поскольку в случае его интеграции в авиационный двигатель требуется создание дополнительной системы для подачи воды в КС, что означает как необходимость перевозки запаса воды для этих нужд на борту самолета, так и увеличение сложности двигателя и систем управления. С учетом снижения топливной эффективности по причине подачи большего расхода топлива для обеспечения требуемой температуры перед турбиной, дополнительный груз в виде дополнительно запасенной воды и отдельной системы для ее подачи еще больше снижает итоговые летно-технические характеристики самолета. По этим причинам данная технология не нашла применения в авиационных двигателях.

В части «сухих» методов малоэмиссионного горения, несмотря на отсутствие единой общепринятой и нормативно закреплённой классификации, в литературе [108-110] и на практике существует общее глобальное разделение на схемы богато-бедного и бедного горения.

Бедное и богатое горение различается прежде всего по величине коэффициента избытка воздуха  $\alpha$ , определяемого по формуле:

$$\alpha = \frac{G_{\text{в,р}} / G_{\text{т,р}}}{G_{\text{в,0}} / G_{\text{т,0}}} = \frac{G_{\text{в,р}}}{L_0 G_{\text{т,р}}}, \quad (1)$$

где  $G_{\text{в,р}}$  и  $G_{\text{т,р}}$  – рассматриваемые реальные массовые расходы воздуха и топлива, соответственно, в кг/с;

$L_0 = G_{\text{в,0}}/G_{\text{т,0}}$  – стехиометрическое соотношение топливовоздушной смеси (ТВС), т.е. такое соотношение реальных массовых расходов воздуха и топлива, при котором  $\alpha = 1$ .

Горение считается бедным в случае, когда оно протекает при  $\alpha \gg 1$  (обычно  $\alpha \approx 2 \dots 6$ ), при значениях  $\alpha < 1$  оно считается богатым. Промежуточную область, где  $\alpha$  находится в диапазоне  $1 \dots 1.5$ , обычно также относят к богатым смесям, поскольку снижение температуры там еще не слишком велико. Тем не менее такую смесь можно рассматривать и как обедненную в контексте таких КС, где традиционно смесь в рассматриваемой области горения характеризуется  $\alpha < 1$ .

Одной из первых концепций организации «сухих» малоэмиссионных КС можно считать схему богато-бедного типа (Rich burn, Quick, quench, Lean burn – RQL, ББГ). Данный подход к снижению вредных выбросов, впервые представленный в работе [111], был предложен в 1980 г. для использования в стационарных газотурбинных установках. Однако, схема впоследствии была проанализирована в рамках работ NASA [108], в результате чего было показано, что данная технология пригодна для использования и в авиационных двигателях.

Принцип организации горения в КС такого типа заключается в разделении внутреннего объема жаровой трубы (ЖТ) на три последовательно расположенные в продольном направлении зоны. В первой зоне – зоне горения или первичной зоне – происходит сжигание богатой топливовоздушной смеси (ТВС), поступающей из фронтального устройства (ФУ), который представляет собой комбинацию топливной форсунки и системы воздушных завихрителей. На втором участке – в зоне разбавления – происходит подмешивание вторичного воздуха, огибающего ЖТ по внутреннему и внешнему кольцевым каналам, через первый и второй ряды отверстий большого диаметра – основных отверстий (ОО) – для снижения температуры, активного перемешивания ТВС и перехода к бедному догоранию. В третьей зоне – зоне охлаждения – пропускается еще одна порция вторичного воздуха через третий и четвертый ряды ОО для окончательного прекращения горения и обеспечения требуемой температуры и неравномерности температурного поля перед турбиной. Распределение воздуха, участвующего в горении, между зонами при этом выбирается так, чтобы через ФУ КС прошло порядка 30 %. Основная идея такого подхода заключается в том, чтобы достаточно быстро перевести устойчивое с точки зрения срывов пламени, хорошо стабилизированное богатое горение в бедное, максимально уменьшая область стехиометрического горения, которая характеризуется наибольшими из возможных значениями температуры и, как следствие, приводит к увеличению  $\text{NO}_x$  [112]. Обобщенная схема КС такого типа представлена на рисунке 1.

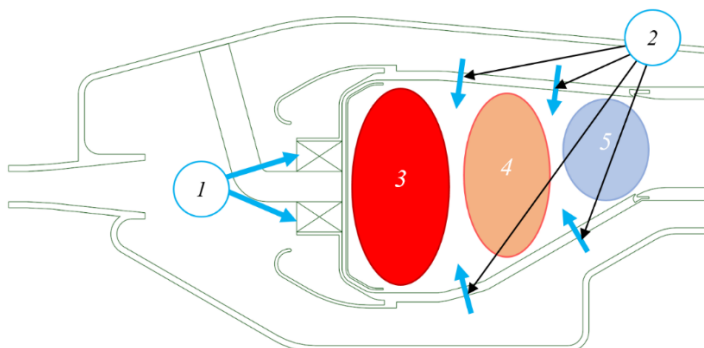


Рисунок 1 – Схема организации КС с ББГ, где 1 – воздух, идущий через ФУ, 2 – воздух, идущий через систему основных отверстий, 3 – зона горения, 4 – зона смешения (разбавления), 5 – зона охлаждения

Традиционная трехзонная схема активно использовалась в КС двигателей компании Pratt & Whitney в 1980-2000 гг., получив коммерческое название TALON (Technology for Advanced Low NO) [113], в КС двигателей совместных с Pratt & Whitney компаний, таких как International Aero Engines, а также в КС двигателей компании General Electric и компании CFM International (совместное предприятие с французской компанией SAFRAN, бывшая Snecma) в то же время под двумя обозначениями: SAC (Single Annular Combustor) [114] и LEC (Low Emission Combustor), хотя принципиальные различия между SAC и LEC фактически отсутствуют. Некоторые схемы КС такого типа представлены рисунках 2-4.

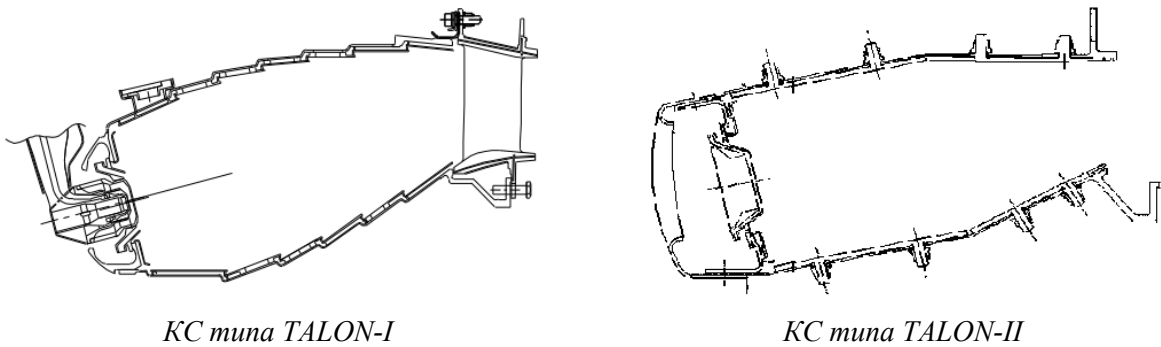


Рисунок 2 – КС с БГ компании Pratt & Whitney

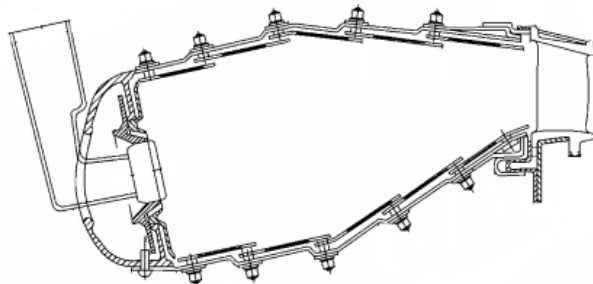


Рисунок 3 – КС с БГ типа Floatwall компании International Aero Engines

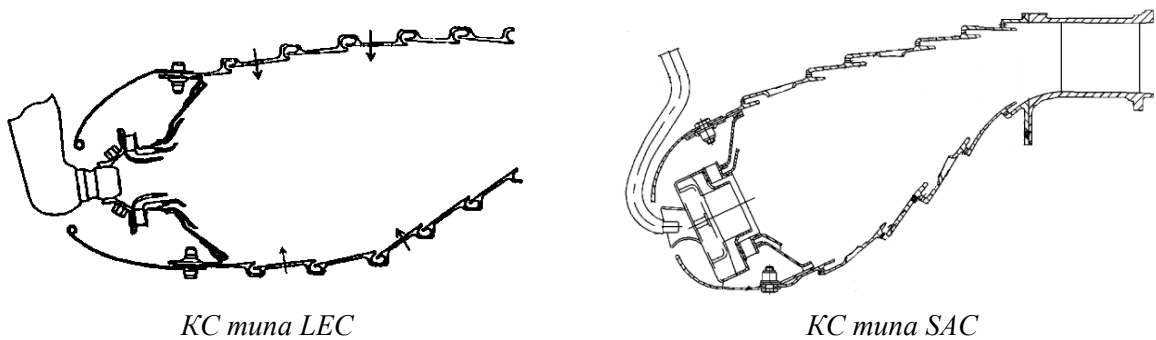


Рисунок 4 – КС с БГ компаний General Electric и CFM International

В современном двигателестроении данная концепция претерпела определенную трансформацию. Основа идеи заключается в следующем: за счет улучшения методов предварительного смешения ТВС и стабилизации пламени в первичной зоне стало возможным

совместить вторую и третью зоны горения в одну, при этом окончательное завершение процесса горения и срыв пламени происходит без использования дополнительного воздуха [109]. Увеличение пределов стабилизации пламени при сохранении высокой полноты сгорания обеспечивается путем усложнения конструкции ФУ, оптимизация которых позволяет улучшить качество подготовки ТВС и обеспечить необходимые стабилизационные зоны обратных токов. Такую схему организации горения можно назвать усовершенствованным богато-бедным горением (УББГ). Помимо улучшения экологических характеристик, за счет совмещения второй и третьей зон горения сокращается и длина КС, что улучшает массогабаритные характеристики двигателя в целом. На данный момент УББГ используется, например, в КС новейших двигателей компании Pratt & Whitney (КС типа TALON-X) и в КС двигателя ПД-14. Схемы таких КС приведены на рисунке 5.

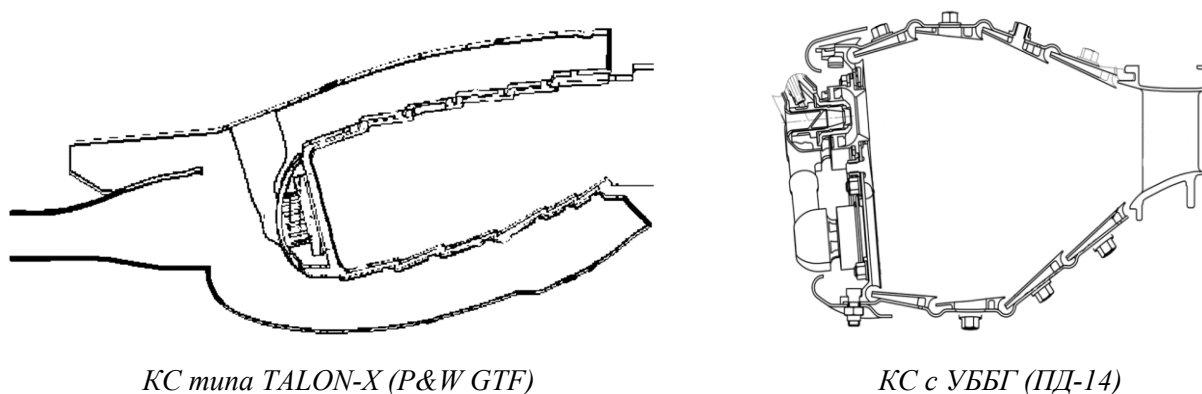


Рисунок 5 – КС с УББГ двигателей P&W GTF и ПД-14

Помимо этого, традиционная ББГ также используется в двигателях Rolls Royce под коммерческим обозначением Phase 5 [108]. Схема такой КС представлена на рисунке 6.

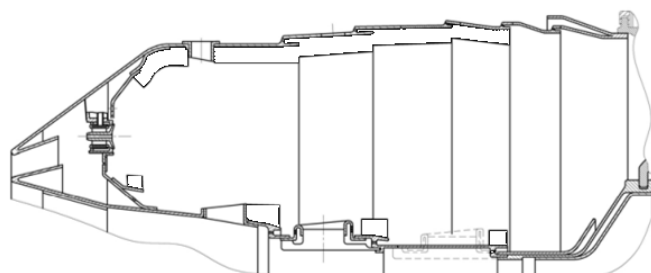


Рисунок 6 – КС типа Phase 5 двигателей Rolls Royce

К основным преимуществам ББГ и УББГ можно отнести устойчивость горения, а также земных и высотных запусков, относительную простоту конструкции, в особенности для ФУ, и высокую полноту сгорания практически во всем диапазоне режимов работы. Ключевыми недостатками в свою очередь являются: более высокие эмиссии  $\text{NO}_x$  по сравнению с КС бедного типа, необходимость обеспечить определенное перераспределение воздуха между всеми

элементами КС для достижения оптимального результата, высокая теплонапряженность ЖТ и фронтальной плиты КС, а также повышенная склонность к дымлению.

КС бедного типа (БГ) в отличие от КС с ББГ характеризуются многообразием подходов и концепций. Общей чертой всех конфигураций остается необходимость обеспечить прохождения через фронт жаровой трубы порядка 70 % от суммарного объема воздуха, идущего через ЖТ, и более [109, 115]. В целом, общее разделение концепций можно провести следующим образом: концепции, реализованные в КС серийных двигателей, и перспективные концепции.

В КС первой группы внутренний объем ЖТ также, как и в случае богато-бедной схемы горения, разбивается на зоны – пилотную и основную, – однако расположены они не последовательно по длине ЖТ, а либо друг в друге, как в случае с двухзонными ФУ типа TAPS (Twin Annular Premixed Swirlers) [115-116] и микрофакельным горением [117], либо разнесены на разные ярусы КС, как в случае с DAC (Double Annular Combustor) [118] и ASC (Axial Staged Combustion) [119-120]. Пилотная зона по аналогии с первичной зоной в ББГ представляет собой область устойчивого стабильного горения, где происходит сжигание богатой ТВС. Основная зона, куда поступает бедная ТВС, располагается либо вокруг, либо около пилотной и зажигается при взаимодействии с ней. За счет такого разделения большая часть ТВС сгорает при  $\alpha \gg 1$ , тем самым уменьшая величину выбросов  $\text{NO}_x$ . Примеры КС с технологиями ASC и DAC представлены на рисунках 7 и 8, соответственно.

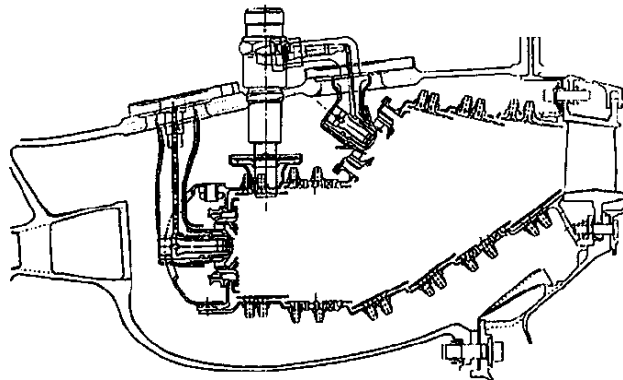


Рисунок 7 – КС типа ASC первого поколения технологий БГ

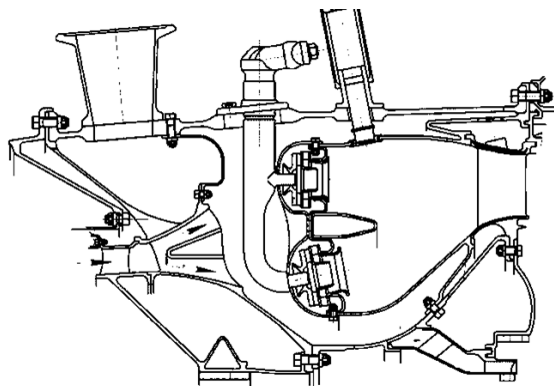


Рисунок 8 – КС типа DAC первого поколения технологий БГ

На данный момент наиболее перспективными с точки зрения авиационных двигателей можно считать КС с микрофакельным и двузонным горением с использованием сложных многорядных двузонных ФУ типа TAPS. Различие между этими двумя подходами заключается в организации ФУ. В первом случае фронт ЖТ разделен по высоте на несколько ярусов, в каждом из которых расположено несколько десятков простых ФУ, которые формируют основную зону, на каждый блок которых приходится одно пилотное ФУ. Во втором подходе обе зоны горения создаются единым сложным ФУ с двумя областями подачи топлива: центральной и периферийной. Обобщенные схемы КС обоих видов представлены на рисунках 9-10, где 1 – воздух, идущий через ФУ, 2 – пилотная зона горения, 3 – основная зона горения.

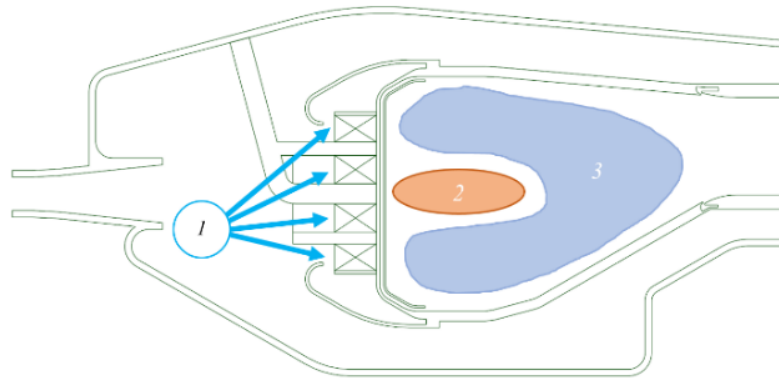


Рисунок 9 – Схема организации двузонного бедного горения в КС

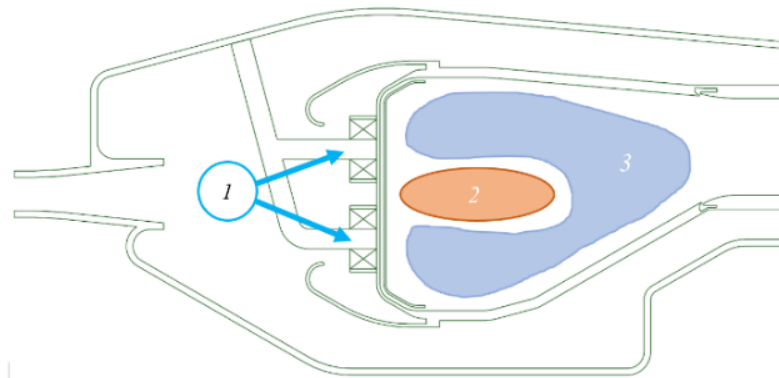


Рисунок 10 – Схема организации микрофакельного горения в КС

Стоит уточнить, что технология TAPS также является коммерческим названием способа организации бедного горения, разработанного компанией General Electric и в дальнейшем примененного в КС двигателей семейств GE9x и CFM LEAP. Помимо указанных семейств технология бедного горения типа TAPS применена в первом отечественном двигателе большой тяги ПД-35, находящимся на этапе разработки [121-122]. Внешний вид КС типа TAPS первого поколения, примененный в КС двигателей семейства GE9x, представлен на рисунке 11.

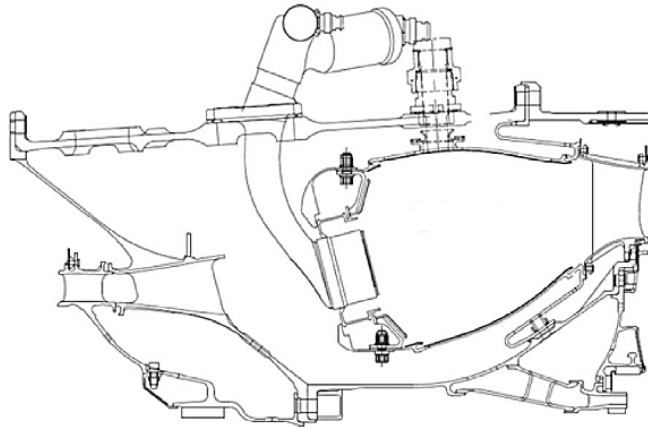


Рисунок 11 – КС двигателя семейства GEpх с двухзонным фронтным устройством типа TAPS первого поклона

В отличие от TAPS микрофакельное горение не имеет коммерческой реализации и исходно применялось не для снижения эмиссии, а в целях улучшения основных характеристик КС. Микрофакельное горение концептуально близко к технологии MLDI (Multi-point Lean Direct Injection – многоточечное горение при прямом впрыске топлива) [123-124], которое относится ко второй группе подходов к организации бедного горения, однако в отличие от MLDI имеет реализацию: например, в КС двигателя НК-93 (АО «ОДК-Кузнецов»), продольный разрез которой представлен на рисунке 12.

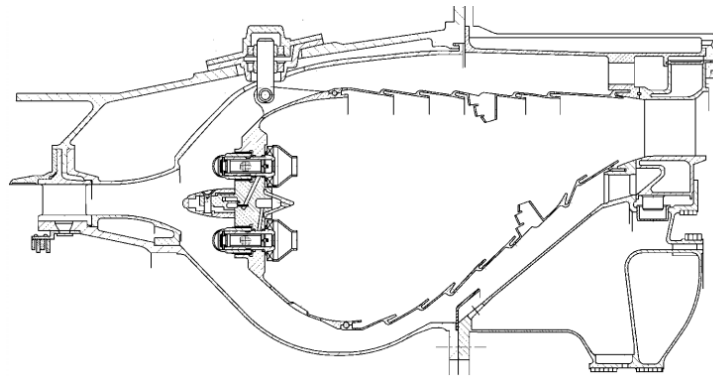


Рисунок 12 – КС двигателя НК-93 с многофорсуночным фронтом

Хотя сама КС НК-93 не является в полной мере микрофакельной, концептуально подобные КС с развитым многофорсуночным фронтом могут стать промежуточным шагом для перехода к технологии MLDI.

Радикальное отличие от вышеописанных вариантов бедного горения наблюдается в схемах горения предварительно испаренной перемешанной смеси (LPP) [125] и горения при прямом впрыске топлива (LDI / MLDI) [123]. На первый взгляд принцип построения перспективной схемы MLDI крайне схож с микрофакельным горением, однако имеет ряд существенных отличий. Основная идея как LDI, так и MLDI заключается в организации особых условий в КС, при которых топливо на срезе сопла форсунки будет мгновенно испаряться. Это

обеспечивает быстрое смешение ТВС практически на молекулярном уровне [126-129]. Достигается это за счет, во-первых, крайне высоких параметров рабочего процесса, во-вторых, за счет выбора оптимального количества форсунок, а также вычисления давления подачи топлива и расходов под каждый режим работы. Такой подход потенциально снижает необходимость глубокой проработки воздушных завихрителей ФУ, но при этом требует значительно более серьезной проработки форсунок и топливных коллекторов. Поскольку реализовать предельно высокие параметры рабочего процесса на режимах 15-30 % тяги и режиме малого газа практически невозможно, это означает, что полнота сгорания на таких режимах будет крайне небольшой, что ведет к снижению топливной эффективности двигателя. Действенное снижение эмиссии при этом будет ощущаться только на режимах большой тяги и при оценке параметров эмиссии  $D_{NOx}/F_{00}$  и  $D_{CO}/F_{00}$  не обеспечит существенно увеличения запаса. Варианты экспериментальных и исследовательских конструкций КС типа LDI / MLDI представлены на рисунке 13.

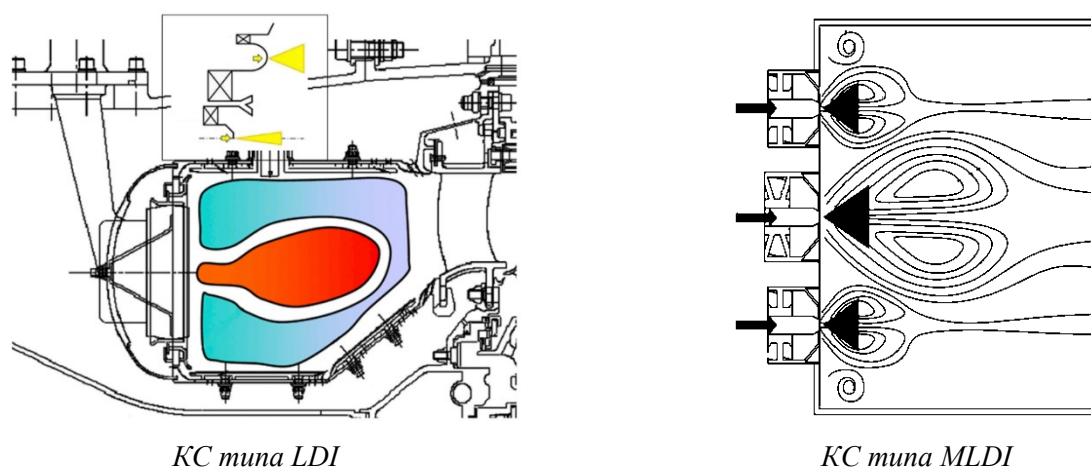


Рисунок 13 – Экспериментальные конструкции конструкций КС типа LDI и MLDI

Применение схемы LPP имеет в авиационных двигателях имеет ряд существенных проблем, основными среди которых являются взрывобезопасность и увеличенная длина фронтального модуля, которые связаны между собой: рост длины нужен для обеспечения испарения и достижения максимального смешивания испаренного топлива с воздухом, однако именно это может привести к более ранней стабилизации пламени до выхода из ФУ, проскокам пламени и даже детонации во внутреннем контуре горелки [128]. При этом обеспечить тот же процесс на низких режимах, как и в случае с MLDI, крайне сложно, что также является существенным недостатком. Тем не менее, схема действительно имеет существенный потенциал для снижения эмиссии CO и NO<sub>x</sub>, и отлично подходит для применения в стационарных ГТУ [129]. Схема КС типа LPP представлена на рисунке 14.

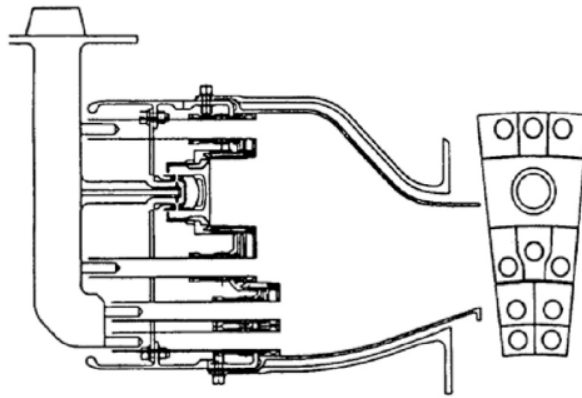


Рисунок 14 – Экспериментальная конструкция КС типа LPP

В целом, к основным преимуществам бедных схем организации горения можно отнести высокий потенциал к снижению эмиссии  $\text{NO}_x$ , отсутствие необходимости длительной проработки распределения воздуха, а также сокращение длины ЖТ и КС в целом. Ключевыми недостатками в свою очередь является проблемы при запуске КС и неустойчивость горения на низких режимах, сложность конструкции ФУ в случае TAPS или всей ЖТ в случае DAC и ASC, зависимость величины снижения эмиссии от параметров рабочего процесса в КС типа LPP или MLDI, сложность конструкции топливных коллекторов и системы подачи топлива в целом, а также пониженная полнота сгорания на режиме малого газа и невысокие экологические характеристики на режимах, для которых допустимо использование только пилотной зоны.

Наиболее специфической концепцией организации малоэмиссионного горения является концепция КС с изменяемой геометрией VGC (Variable Geometry Combustor) [108]. Данная технология идеологически основана на модернизации схем как богато-бедного, так и бедного горения путем регулирования объемов каждой зоны горения за счет изменения длины КС, как показано на рисунке 15.

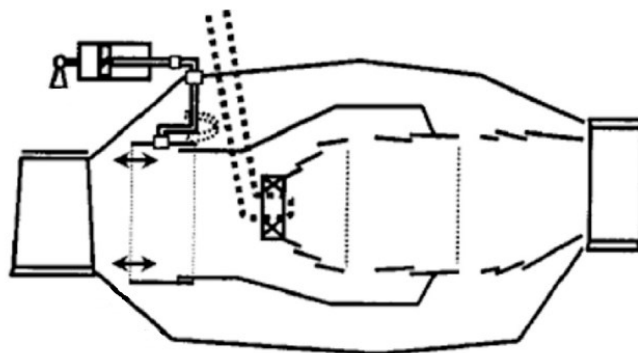


Рисунок 15 – Концептуальная конструкция КС типа VGS

Основная цель регулирования объемов КС – это сокращение зон стехиометрического горения либо путем инъекции вторичного воздуха в зависимости от режима работы двигателя. Попытка реализовать данную технологию на практике была предпринята в Японии

применительно к КС стационарной газотурбинной установки 1090-MW LNG [130], однако добиться значимых результатов не удалось. При этом автор исследования [131], применив данную концепцию в экспериментальной КС со схемой LPP для стационарной ГТУ AGT100, продемонстрировал существенное снижение индекса эмиссии  $\text{NO}_x$ .

### 1.1.3 Статистический анализ существующих двигателей с точки зрения экологических характеристик

Объективная оценка текущего международного уровня в части разработки малоэмиссионных КС может быть произведена путем анализа экологических характеристик сертифицированных авиационных двигателей, внесенных в базу данных ИКАО [132]. Менее глобальный анализ на ограниченной выборке был представлен ранее в работах [7, 109].

Перед проведением работы был осуществлено ограничение выборки путем учета только тех двигателей, для которых было возможно идентифицировать тип КС. Поскольку [132] содержит информацию о всех модификациях, то из имеющегося перечня выбирались сначала те, которые до сих пор производятся в соответствии с системой обозначений. Анализ найденных в литературе данных [109, 133] свидетельствует о том, что за исключением двигателей с технологией TAPS и DAC все остальные КС можно считать богато-бедными.

На рисунке 16 представлено сравнение запасов по эмиссии  $\text{NO}_x$ , полученное путем обработки [132] для двигателей, попадающих под нормы CAEP/8.

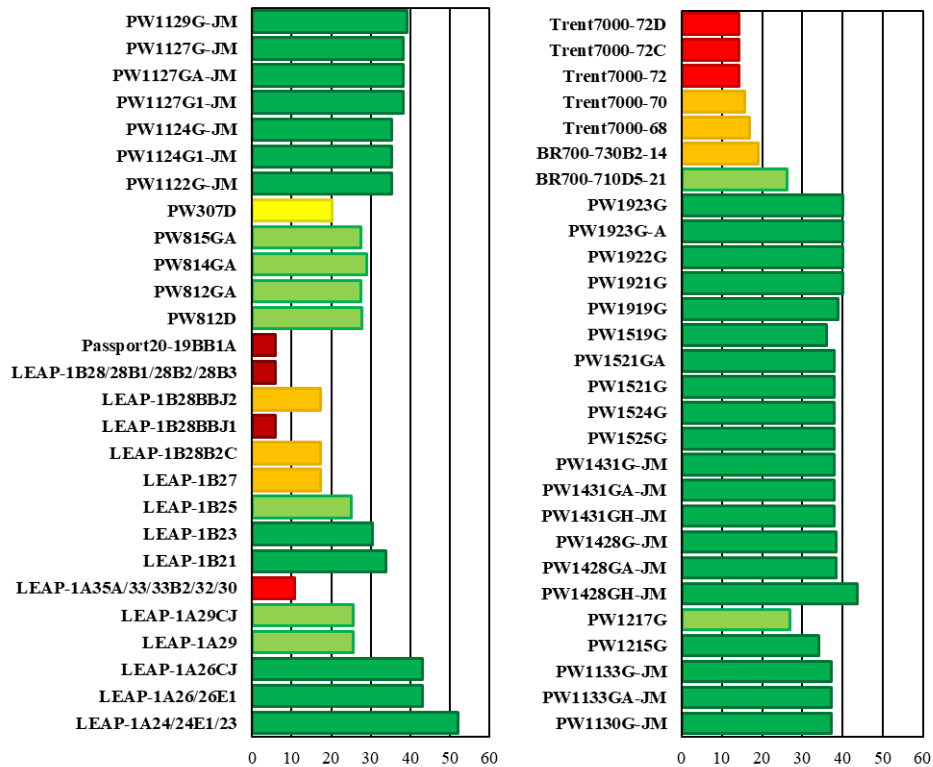


Рисунок 16 – Сравнение запасов по эмиссии  $\text{NO}_x$  для первой выборки двигателей

На рисунке 16 было выбрано следующее цветовое обозначение диапазонов запаса по эмиссии  $\text{NO}_x$ : менее 10 % запаса – темно-красный, 10...15 % запаса – светло-красный, 15...20 % запаса – оранжевый, 20...25 % запаса – желтый, 25...30 % запаса – светло-зеленый, более 30 % запаса – темно-зеленый.

Из рисунка 16 следует, что все двигатели линеек PW11xx, PW19xx, PW15xx, PW14xx имеют запас более 30 % в части выбросов  $\text{NO}_x$ . Из 28 рассмотренных моделей компании Pratt & Whitney только одна имеет запас менее 30 % на уровне 27 %. У двигателей, разработанных в канадском подразделении компании Pratt & Whitney Canada, все модели имеют запас в диапазоне 25...30 % за исключением модели PW307D, имеющей запас на уровне 20.2 %.

Единственный двигатель компании General Electric в выборке – GE Passport20 – имеет предельно низкие показатели: всего 5.95 %. Однако, это обусловлено тем, что он разрабатывался как демонстрация возможности значительного внедрения аддитивных технологий при производстве, поэтому детальной проработки экологических характеристик не было проведено.

Анализируя характеристики двигателей компании CFM International, можно отметить, что для них существует крайне большой разброс по запасам выбросов  $\text{NO}_x$ : от почти минимальных значений на уровне 6 % (модели LEAP-1B28BBJ1 и LEAP-1B28/28B1/28B2/28B3) до рекордно больших 52 % (модель LEAP-1A24/24E1/23), причем наибольших во всей выборке. Стоит отметить, что в отличие от двигателей компании Pratt & Whitney, запас по эмиссии  $\text{NO}_x$  у которых слабо меняется при изменении таких параметров двигателя как степень двухконтурности  $m$ , суммарная степень повышения давления  $\pi_k$  или номинальная тяга  $F_{00}$ , у двигателей компании CFM International эта зависимость выражена более существенно: так, например, у модели с наибольшим запасом – LEAP-1A24/24E1/23 –  $\pi_k = 30$  при  $m = 11.3$ , а у моделей с наименьшими запасами – LEAP-1B28BBJ1 и LEAP-1B28/28B1/28B2/28B3 –  $\pi_k = 42$  при  $m = 8.3$ .

Двигатели компании Rolls Royce сконцентрированы только в диапазонах 10...15 % и 15...20 % запаса. Тем не менее из всей выборки двигатели данной компании имеют наибольшие  $\pi_k$  и наибольшие  $F_{00}$ . Характерно то, что также как у двигателей компании CFM International с высокими  $\pi_k$ , у двигателей компании Rolls-Royce наблюдаются крайне высокие индексы эмиссии  $\text{NO}_x$  на режиме Взлет, однако, если у двигателей компании CFM International на следующем режиме Набор высоты индексы эмиссии падают в среднем в два раза, то у двигателей компании Rolls Royce индексы эмиссии  $\text{NO}_x$  падают в среднем только на 25 %. Несмотря на то, что КС двигателей компании Rolls-Royce являются богато-бедными, можно отметить, что при колоссальной разнице в абсолютных величинах индексов эмиссии  $\text{NO}_x$  на режимах Взлет и Набор высоты, именно скорость снижения величины индексов эмиссии двигателей компании Rolls Royce при снижении величины тяги значительно выше и в целом по характеру снижения

ближе к скорости снижения индексов эмиссии у двигателей компании CFM International. У двигателей, разработанных в немецком подразделении компании Rolls Royce – Rolls Royce Deutschland, – характеристика оказываются несколько лучше: 1 модель входит в диапазон 15...20 % запаса и 1 модель – в диапазон 25...30 % запаса. Однако эти двигатели имеют значительно меньшие тяги и степени сжатия.

На рисунке 17 представлено сравнение запасов по эмиссии CO, полученное путем обработки [132] для двигателей, попадающих под нормы CAEP/8.

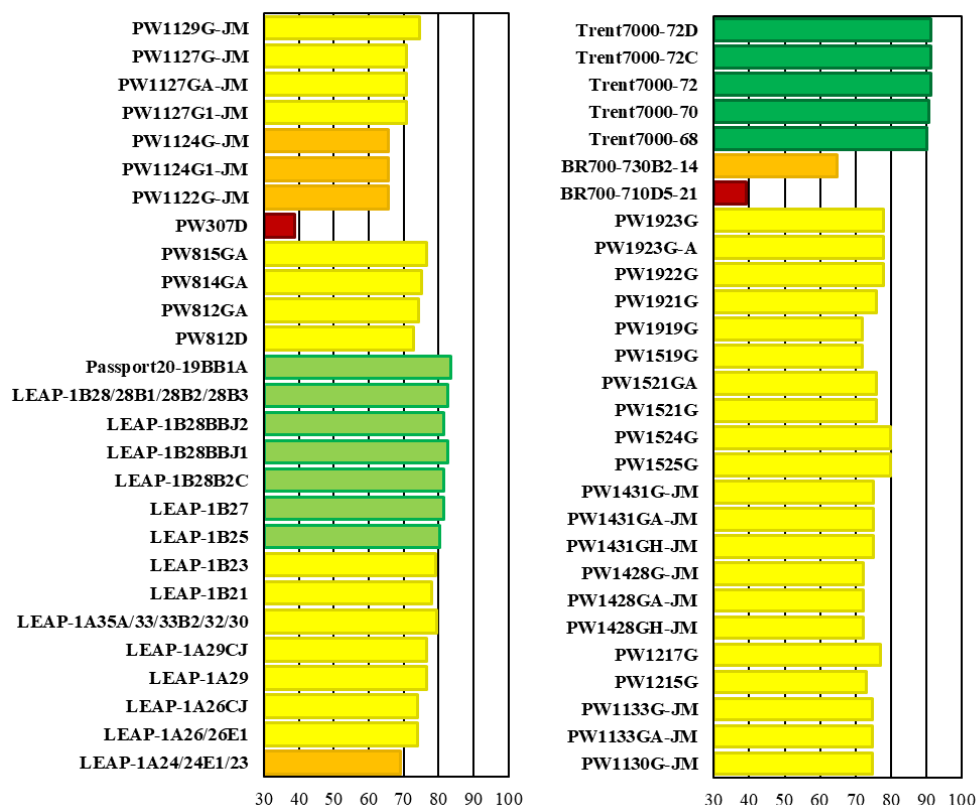


Рисунок 17 – Сравнение запасов по эмиссии CO для двигателей из первой выборки

На рисунке 17, в отличие от рисунка 16, было выбрано иное цветовое обозначение диапазонов запаса по эмиссии CO: менее 25 % запаса – черный, 25...50 % запаса – темно-красный, 50...60 % запаса – светло-красный, 60...70 % запаса – оранжевый, 70...80 % запаса – желтый, 80...90 % запаса – светло-зеленый, более 90 % запаса – темно-зеленый.

В отличие от запасов по эмиссии NO<sub>x</sub>, для запасов по эмиссии CO ситуация оказывается более простой: из всей выборки только два двигателя имеют запасы менее 50 %, 23 двигателя лежат в диапазоне 50...75 % запаса, а большая часть двигателей – 30 единиц – имеет запас более 75 %. Несмотря на то, что ключевой задачей при использовании технологии бедного горения TAPS ставилось значительное снижение эмиссии NO<sub>x</sub> по сравнению с технологией богато-бедного горения, статистически, технология бедного горения дает более значительный выигрыш по сравнению с TALON-X именно в увеличении запасов по эмиссии CO, при этом в среднем

оказываясь хуже в части запасов по  $\text{NO}_x$ , несмотря на крайне высокие показатели модели LEAP-1A24/24E1/23. Тем не менее наибольшие запасы демонстрируют именно богато-бедные КС: двигатели компании Rolls-Royce обеспечивают более 90 % запаса для каждой модели в выборке.

В целом, из 55 двигателей, попадающих под нормы CAEP/8, более половины имеют запас 30 % и выше в части  $\text{NO}_x$  и 75 % и выше в части CO. При этом за исключением двух двигателей в части HC запасы составляют более 90 %. К сожалению, в [130] не содержится никаких данных о двигателе ПД-14, сравнение которого с зарубежными аналогами было бы крайне важным для оценки текущего состояния вопроса о разработке малоэмиссионных КС в России. Параметры ПД-14 в части суммарной степени повышения давления и степени двухконтурности близки к параметрам двигателя LEAP-1B28B2C. Открыто представленная и достаточно достоверная информация относительно выбросов  $\text{NO}_x$  у ПД-14 на данный момент размещена в статье коллектива АО «ОДК-Авиадвигатель» [94]: в ней указано, что  $D_{\text{NO}_x}/F_{00}$  для ПД-14 составляет 47.6 г/кН. Для представленных параметров ПД-14 в соответствии с требованиями CAEP/8 предельное значение составляет 72.12 г/кН. Таким образом, запас по эмиссии  $\text{NO}_x$  у ПД-14 составляет примерно 34.48 %, что почти в два раза превышает запас по  $\text{NO}_x$  у двигателя LEAP-1B28B2C.

Вторая выборка была подготовлена из двигателей, попадающих под нормы CAEP/6. На рисунке 19 представлены величины запасов по эмиссии  $\text{NO}_x$ . Выбор диапазонов и их цветовое обозначение аналогично тому, что было использовано для рисунка 16.

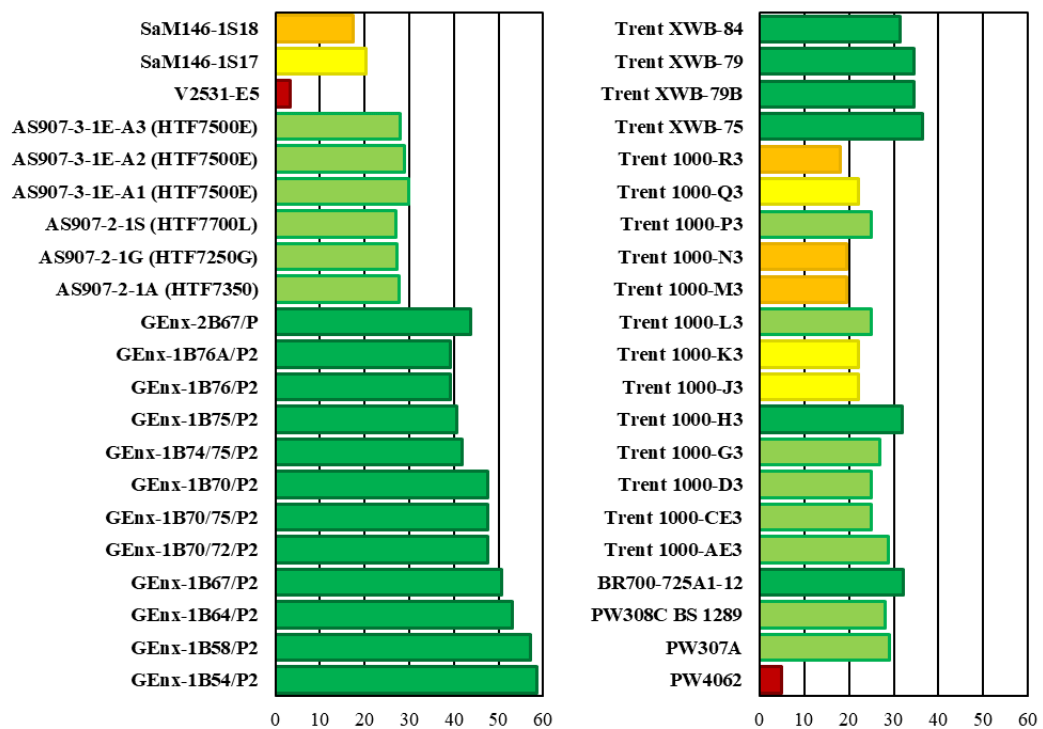


Рисунок 18 – Сравнение запасов по эмиссии  $\text{NO}_x$  для двигателей из второй выборки

В отличие от предыдущей выборки, где линейка двигателей LEAP одновременно имела как модель с рекордно высоким запасом по эмиссии  $\text{NO}_x$ , так и модель с предельно низким запасом, в выборке двигателей, проходящих по нормам CAEP/6, все максимальные запасы по эмиссии  $\text{NO}_x$  сконцентрированы в рамках двигателей компании General Electric: все модели линейки GEEx обладают запасом более 30 % относительно норм CAEP/6, причем у модели GEEx-1B54/P2 запас составляет рекордные 58.63 %. Даже при рассмотрении с позиции норм CAEP/8, все модели линейки обладают запасом более 30 %.

Компания Pratt & Whitney, двигатели которой в предыдущей выборке продемонстрировали высокие запасы по эмиссии оксидов азота, представлена в данной выборке только одним двигателем – PW4062, – запасы по эмиссии  $\text{NO}_x$  у которого оказываются менее 5 %. Наихудший во всей выборке запас на уровне 3.3 % имеет двигатель V2531-E5. Однако, стоит отметить, что линейки двигателей V2500 и PW4000 были начаты еще в 1990-ых годах, в отличие от той же линейки GEEx, которая была запущена в 2006 году, поэтому низкие показатели данных моделей в целом являются обоснованными. Двигатели канадского подразделения Pratt & Whitney Canada демонстрируют практически тот же результат, что и в предыдущей выборке, располагаясь в диапазоне 25...30 % запаса.

В отличие от предыдущей выборки можно также выделить присутствие двигателей двух ранее не рассмотренных компаний – PowerJet и Honeywell. Первая компания – это совместное предприятие АО «ОДК-Сартун» (бывш. НПО «Сатурн») и Safran (бывш. Snecma), в рамках которой был разработан отечественный авиационный двигатель гражданского назначения SaM-146 для самолета Sukhoi Superjet-100. В выборке он представлен двумя моделями, одна из которых с точки зрения запасов по эмиссии  $\text{NO}_x$  находится в диапазоне 15...20 % запаса, а вторая в диапазоне 20...25 % запаса.

Вторая указанная компания – Honeywell – прежде всего известна как ключевой разработчик вспомогательных силовых установок, однако в начале 2000-ых годов разработала линейку двигателей малой размерности для различных бизнес-джетов, к которой как раз и относятся двигатели линейки AS907. В части запасов по эмиссии  $\text{NO}_x$  все модели обладают хорошими экологическими характеристиками, расположившись в диапазоне 25...30 % запаса.

Ситуация с двигателями компании Rolls Royce в рамках второй выборки оказывается менее однозначной, так как представлена уже двумя модельными рядами – Trent 1000 и Trent XWB. Наибольший разброс имеет первая линейка двигателей: 1 модель имеет более 30 % запаса по  $\text{NO}_x$ , 2 модели находятся в диапазоне 25...30 % запаса, 3 модели – в диапазоне 20...25 % запаса и оставшиеся 7 моделей – в диапазоне 15...20 % запаса. Как и в случае с двигателями серии LEAP худшие результаты по эмиссии  $\text{NO}_x$  характерны для моделей с более высокими  $\pi_k$ . Модель с наименьшей суммарной степенью повышения давления  $\pi_k = 40.3$  и наименьшей

номинальной тягой  $F_{00} = 287.1$  кН имеет лучшие запасы по эмиссии оксидов азота. С учетом того, что данный модельный ряд находится одном классе тяги с двигателями GEnx и, в сущности, представляет собой их прямого конкурента, можно заключить о колоссальном преимуществе бедного горения в части выбросов  $\text{NO}_x$ . В отличие от сравнения двигателей Pratt & Whitney и CFM International, где наблюдалось также различие по  $\pi_k$  в пользу больших значений у двигателей линейки LEAP, у двигателей GEnx и Trent 1000 как значения  $\pi_k$ , так и значения  $m$  по всему модельному ряду оказываются крайне близки. Кроме того, в отличие от PW4000 и IAE V2500, линейка двигателей Trent 1000 относится к 2006 году, как и GEnx, то есть на момент сертификации была актуальна. Тем не менее, в случае линейки двигателей Trent XWB компании Rolls Royce, которая относится уже к 2010 году, в части запасов по эмиссии  $\text{NO}_x$  весь модельный ряд лежит в диапазоне с запасами более 30 %. Тем не менее и средний, и минимальный, и максимальный запас по всему модельному ряду уступает величинам запаса, которые обеспечиваются в двигателях линейки GEnx.

На рисунке 19 представлено сравнение запасов по эмиссии CO, полученное путем обработки [132] для двигателей, попадающих под нормы CAEP/6. Выбор диапазонов и их цветное обозначение аналогично тому, что было использовано для рисунка 17.

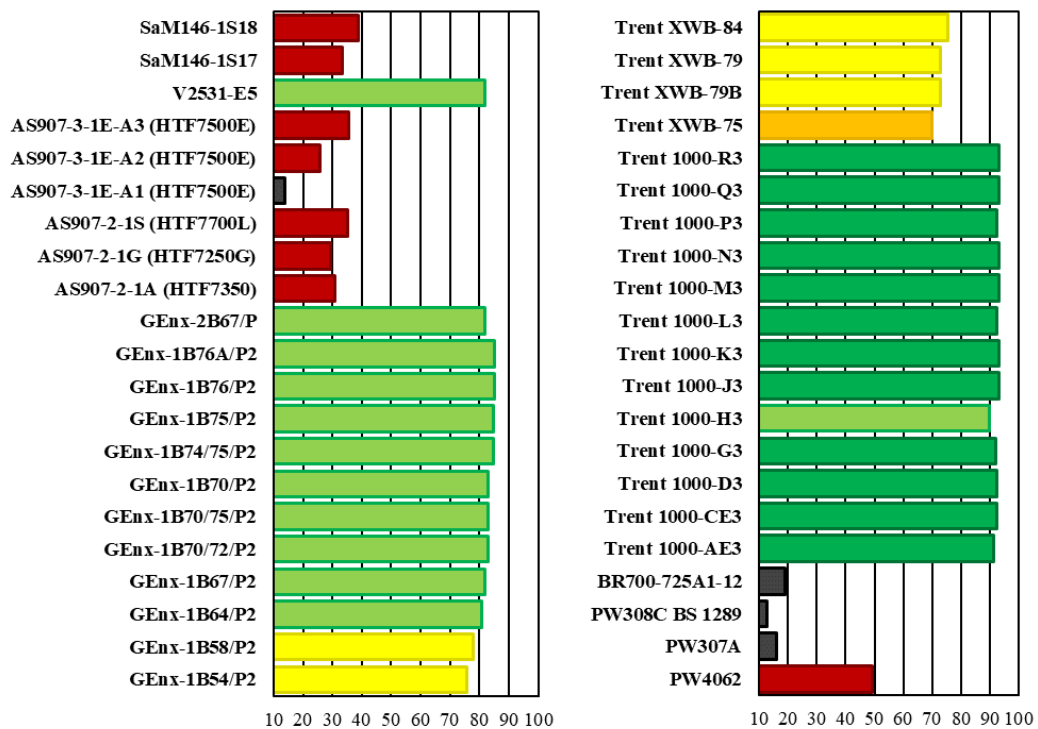


Рисунок 19 – Сравнение запасов по эмиссии CO для двигателей из второй выборки.

В отличие от предыдущей выборки с более современными двигателями, в выборке двигателей, подпадающих под нормы CAEP/6, количество двигателей с запасами по CO менее 50 % существенно выше и составляет 12 моделей. При чем за исключением PW4062, все

остальные двигатели – это двигатели с тягой менее 100 кН, в частности SaM-146, AS907, BR700, PW300. В этом контексте наименьшие запасы имеют двигатели PW308, PW307A, BR700 и AS907-3-1E-A1 (HTF7500E) – менее 20 %. Характерно также, что, как и в предыдущей выборке, двигатели компании Rolls Royce обладают достаточно высокими запасами по эмиссии CO, в особенности линейка Trent 1000, где за исключением одной модели, все остальные имеют запас более 90 %. Показавшая лучший запас по эмиссии NO<sub>x</sub> линейка двигателей Trent WXB при этом демонстрирует менее значительное преимущество в контексте CO: за исключением одной модели, все остальные имеют запас в диапазоне 50...75 %. Запасы по эмиссии CO у двигателей GE<sub>n</sub>x также больше 75 % по всему модельному ряду: в среднем они лежат в диапазоне 75...85 %.

Рассмотрение выборки двигателей, которые относятся к нормам CAEP/4 и CAEP/2, в целом не представляет особого интереса, так как в нее попадают двигатели совокупно только шесть модельных рядов – ПС-90, CFM56, GE90, PW308, Trent 970 и CF34. Во всех случаях, кроме GE90, КС у данных двигателей выполнена по классической богато-бедной схеме, а величина запаса по норме 2014 года не превышает 25.1 % (двигатель PW308A). ПС-90 ни в одной модификации не обеспечивает норм CAEP/8 по эмиссии NO<sub>x</sub>, поэтому в контексте современных и перспективных двигателей данная выборка не представляет интереса. При этом, именно ПС-90 обладает наибольшими запасами по эмиссии CO порядка 80 %. В сравнении с одной из наиболее массовых линеек двигателей компании CFM International – линейкой CFM56 – это действительно крайне высокий показатель, так как в среднем запасы по всей линейке CFM56 колеблются в диапазоне от минимальных 33 % до максимальных 66 %. Тем не менее, в контексте текущих норм по NO<sub>x</sub> линейка CFM56 позволяет обеспечить относительно неплохие показатели: максимально – 18.4 %, в среднем – порядка 10 %. В отношении последней выборки, можно заключить, что двигатели линейки GE90, хотя и используют условно первое поколение КС с БГ типа DAC, по отношению к текущим требованиям демонстрируют практически минимальные запасы по эмиссии NO<sub>x</sub> на уровне 4...5.5 %. Особенно, это заметно на фоне линеек двигателей Trent 970 и CF34, обладающих запасами по эмиссии NO<sub>x</sub> в среднем выше 19 и 15 %, соответственно.

Несмотря на то, что вопросы, связанные с прогнозированием нЛГЧ, были исключены из рассмотрения в работе вследствие невозможности проведения валидации расчетных моделей в рамках разрабатываемой методики, для сравнения малоэмиссионных технологий с точки зрения данного загрязнителя был проведен анализ запасов по трем показателям эмиссии нЛГЧ для двигателей из первой выборки в соответствии с таблицей 1. Актуальные требования по нормам концентрации нЛГЧ соответствуют CAEP/10, а нормы по массе нЛГЧ на единицу тяги и количеству нЛГЧ на единицу тяги соответствуют CAEP/11. Результаты сравнительного анализа представлены на рисунке 20.

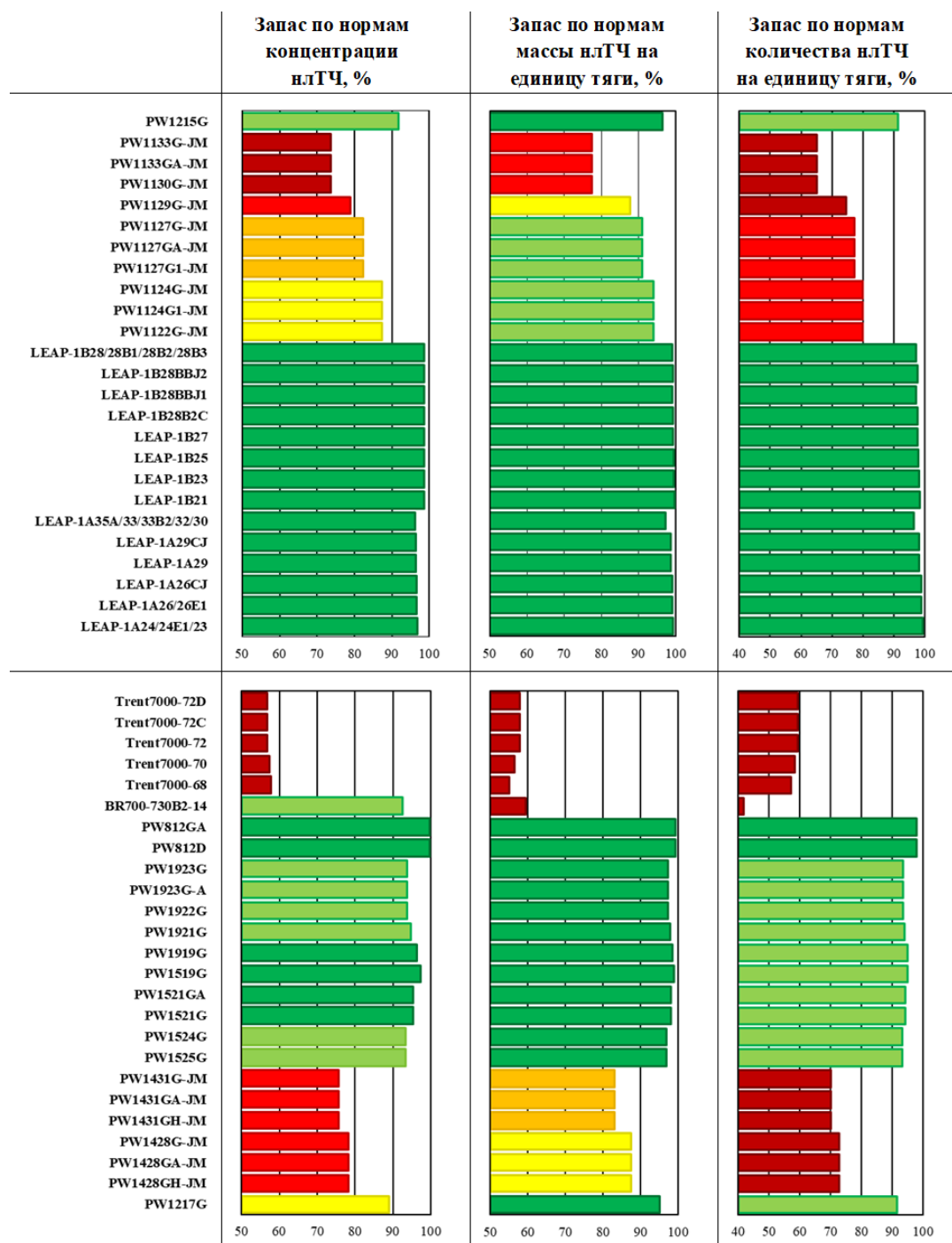


Рисунок 20 – Сравнение запасов по концентрации нЛГЧ, массе нЛГЧ на единицу тяги и количеству нЛГЧ на единицу тяги для двигателей из первой выборки.

На рисунке 20 было выбрано следующее цветовое обозначение диапазонов запаса показателей эмиссии нЛГЧ: менее 25 % запаса – черный, 25...75 % запаса – темно-красный, 75...80 % запаса – светло-красный, 80...85 % запаса – оранжевый, 85...90 % запаса – желтый, 90...95 % запаса – светло-зеленый, более 95 % запаса – темно-зеленый.

Аналогичным образом можно рассмотреть вторую выборку двигателей. Результаты сравнительного анализа представлены на рисунке 21. Цветовое обозначения диапазонов запасов принято аналогично тому, что было выбрано для рисунка 20.

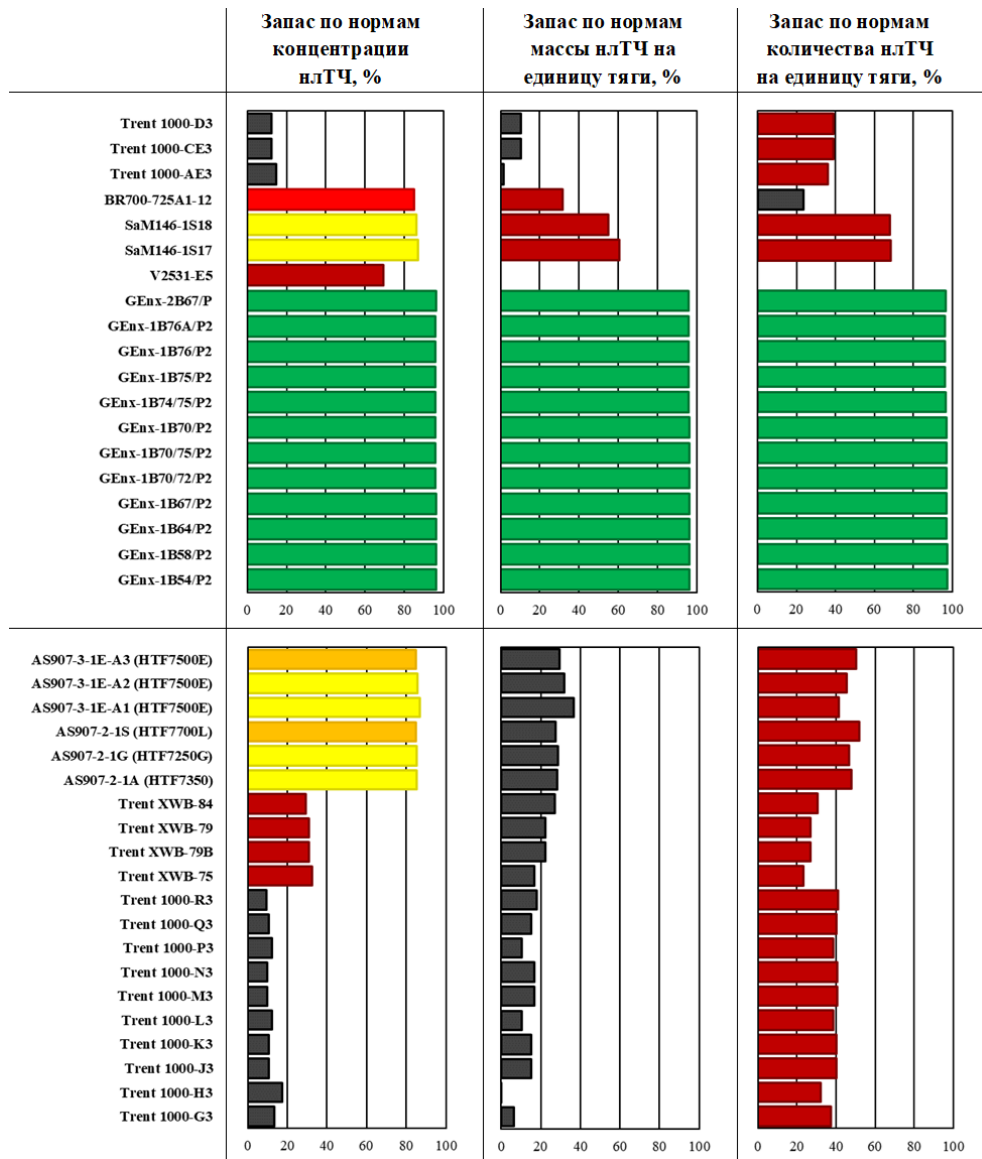


Рисунок 21 – Сравнение запасов по концентрации нЛТЧ, массе нЛТЧ на единицу тяги и количеству нЛТЧ на единицу тяги для двигателей из второй выборки.

Рассматривая запасы по эмиссии нЛТЧ, результаты анализа которых представлены на рисунке 20, можно отметить, что только двигатели линейки LEAP стабильно обеспечивают запас более 95 % к существующим требованиям по всем трем показателям. В случае двигателей компании Pratt & Whitney наблюдается значительный разброс значений, причем из основной линейки PW1000 ни один двигатель не обеспечивает запас более 95 % по всем трем показателям: такое наблюдается только у двигателей линейки PW800. Самые низкие показатели демонстрируют двигатели компании Rolls Royce: все двигатели в выборке обеспечивают менее 60 % по каждому из показателей, за исключением запаса по концентрации нЛТЧ у двигателя BR-700-730B2-14 на уровне 92.4 %. При этом данная модель имеет наихудший по всей выборке показатель запаса по нормам количества нЛТЧ на единицу тяги – чуть более 40 %.

Вторая выборка двигателей, результаты которой представлены на рисунке 21, подтверждает значительный потенциал к снижению эмиссии нЛГЧ при использовании КС с БГ типа TAPS. За исключением сравнительно хороших запасов по концентрации нЛГЧ у двигателей компании Honeywell на уровне более 80 %, в среднем запасы по эмиссии нЛГЧ у всех двигателей кроме GE9x по всем трем показателям находятся ниже 50 %. Наихудший результат ожидаемо наблюдается у двигателя IAE V2531-E5: несмотря на запас более 60 % по концентрации нЛГЧ, по массе и количеству нЛГЧ на единицу тяги норма данных показателей превышена более, чем на 150 % и 87 %, соответственно.

Дальнейшие выборки не представляют особого интереса: из них следует только, что даже при использовании устаревших типов КС двигатели линеек CFM56, GE90 и CF34 способны обеспечить запас в среднем более 50 % по всем трем показателям.

Таким образом, потенциально КС с БГ типа TAPS способны не только обеспечить наибольший запас по эмиссии NO<sub>x</sub> при относительно высоких запасах по CO и HC, но также решить проблему с нЛГЧ даже без использования альтернативных топлив. В случае же с КС богато-бедного типа ситуация является неоднозначной: хотя двигатели Pratt & Whitney линеек PW1000 и PW800 стабильно обеспечивают запас более 60 %, а двигатели Rolls Royce Trent 7000 стабильно более 50 %, – в рамках второй выборки КС с ББГ в среднем обеспечивают запасы не более 35 %, что является крайне низким показателем. В целом, это соответствует результатам работ [134-135].

Анализируя данные по выборкам в части индексов эмиссии на различных режимах ВПЦ можно обнаружить, что характер изменения индексов эмиссии NO<sub>x</sub> для двигателей с КС одного и того же типа оказывается крайне близок. Объединив все выборки по двигателям от CAEP/2 до CAEP/8 и приведя все величины индексов эмиссии NO<sub>x</sub> на режимах ВПЦ к индексу эмиссии на режиме Взлет для двигателей с бедными и богато-бедными КС, были определены среднеарифметические значения  $M$  и среднеквадратичные отклонения  $\sigma$  для каждого режима кроме режима Взлет. Результаты статистического анализа приведены в таблице 2.

Таблица 2 – Анализ распределения величины относительных  $EI_{NO_x}$  для двигателей с одинаковыми типами малоэмиссионных КС

Параметр	Режим		
	Набор высоты ( $0.85F_{00}$ )	Снижение ( $0.30F_{00}$ )	Малый газ ( $0.07F_{00}$ )
<i>КС с ББГ для CAEP/2 – CAEP/8</i>			
$M_{EI_{NO_x}/EI_{NO_x}, \max}$	0.794	0.414	0.194
$\sigma_{EI_{NO_x}/EI_{NO_x}, \max}$	0.045	0.119	0.06
<i>КС с ББГ для CAEP/6 – CAEP/8</i>			
$M_{EI_{NO_x}/EI_{NO_x}, \max}$	0.791	0.392	0.185

Продолжение таблицы 2

$\sigma_{EINOx/EINOx, \max}$	0.045	0.103	0.061
<i>КС с ББГ для CAEP/6 – CAEP/8</i>			
$M_{EINOx/EINOx, \max}$	0.791	0.392	0.185
$\sigma_{EINOx/EINOx, \max}$	0.045	0.103	0.061
<i>КС с БГ для CAEP/2 – CAEP/8</i>			
$M_{EINOx/EINOx, \max}$	0.543	0.29	0.13
$\sigma_{EINOx/EINOx, \max}$	0.098	0.091	0.05
<i>КС с БГ для CAEP/6 – CAEP/8</i>			
$M_{EINOx/EINOx, \max}$	0.528	0.287	0.132
$\sigma_{EINOx/EINOx, \max}$	0.084	0.093	0.052

Исходя из результатов анализа, приведенного в таблице 2, можно сделать вывод, что наибольший разброс значений в среднем характерен только для режима Снижение: среднеквадратичное отклонение составляет  $\pm 0.119$  для КС с ББГ и  $\pm 0.091$  для КС с БГ. Для КС с БГ отклонение также велико и на режиме Набор высоты – порядка  $\pm 0.098$ , в то время как у КС с ББГ отклонение на этом режиме наоборот наименьшее – порядка  $\pm 0.045$ . При этом для режимов и Малый газ среднеквадратичное отклонение не превышает 0.061, и из-за различий в размерах выборок по КС с ББГ и КС с БГ отклонения у КС с БГ получаются меньше. Характерной особенностью является тот факт, что на одних и тех же режимах среднеарифметические значения относительного индекса эмиссии  $NO_x$  для КС с БГ в среднем примерно в 1.5 раза ниже, чем среднеарифметические значения относительного индекса эмиссии  $NO_x$  для КС с ББГ.

Аналогичным образом можно также оценить поведение индексов эмиссии CO. Поскольку максимальное значение индекса эмиссии CO характерно на режиме Малый газ, то все величины индексов на остальных режимах были отнесены к значению на режиме Малый газ. В таблице 3 приведены результаты статистического анализа.

Таблица 3 – Анализ распределения величины относительных  $EI_{CO}$  для двигателей с одинаковыми схемами малоэмиссионных КС

Параметр	Режим		
	Взлет ( $1.00F_{00}$ )	Набор высоты ( $0.85F_{00}$ )	Снижение ( $0.30F_{00}$ )
<i>КС с ББГ для CAEP/2 – CAEP/8</i>			
$M_{EINOx/EINOx, \max}$	0.021	0.022	0.13
$\sigma_{EINOx/EINOx, \max}$	0.02	0.022	0.048
<i>КС с ББГ для CAEP/6 – CAEP/8</i>			
$M_{EINOx/EINOx, \max}$	0.023	0.026	0.135
$\sigma_{EINOx/EINOx, \max}$	0.023	0.025	0.046
<i>КС с БГ для CAEP/2 – CAEP/8</i>			
$M_{EINOx/EINOx, \max}$	0.009	0.016	0.108

Продолжение таблицы 3

$\sigma_{E_{NOx}/E_{NOx, max}}$	0.004	0.02	0.027
<i>КС с БГ для CAEP/6 – CAEP/8</i>			
$M_{E_{NOx}/E_{NOx, max}}$	0.009	0.017	0.111
$\sigma_{E_{NOx}/E_{NOx, max}}$	0.004	0.02	0.026

Результаты статистического анализа, приведенного в таблице 3, оказываются крайне схожи с результатами анализа  $E_{NOx}$ . Однако величина среднеквадратичного отклонения на режимах Взлет и Набор высоты оказывается почти равна среднему значению для КС с БГ. В случае КС с БГ на режиме Взлет величина среднеквадратичного отклонения примерно в два раза меньше среднего значения, но на режиме Набор высоты оказывается также примерно равна среднему значению. В целом, даже абсолютные значения индексов эмиссии CO по всей выборке оказываются крайне малы для режимов Взлет и Набор высоты: максимальные значения не превышают 0.83 г/кг-т и 1.73 г/кг-т для режимов Взлет и Набор высоты, соответственно. В отличие от  $NO_x$  поведение CO менее однозначно, в особенности учитывая, что для некоторых двигателей, например, PW1525G или PW1923G, значение индексов эмиссии CO на режимах Взлет и Набор высот оказывается равно нулю. При этом в среднем КС с БГ демонстрируют также более низкие значения в сравнении с богато-бедными КС: более, чем в два раза на режиме Взлет, примерно в 1.4 раза на режиме Набор высоты.

## 1.2 Анализ механизмов образования нормируемых загрязнителей

Основным механизмом образования NO при горении является тепловой механизм [136-140], описанный Я.Б. Зельдовичем. Расчетно-экспериментально установлено, что скорость образования оксидов азота зависит от температуры газа экспоненциально, причем при температурах порядка 1850...1900 К снижение выбросов за счет малоэмиссионных технологий становится все менее эффективным [140]. Максимальная термодинамическая температура  $T_{T max}$ , достигаемая в КС при полном сжигании топлива и использовании в качестве топлива авиационного керосина при температуре воздуха в КС порядка 900 К может достигать до 2700 К. В связи с этим, термический механизм, особенно в первичной зоне КС с богато-бедным горением и в пилотной зоне КС с бедным горением, является доминирующим при образовании оксидов азота [139-142].

Несмотря на важную роль механизма Зельдовича в образовании оксидов азота, они также могут формироваться по двум другим механизмам: «быстрому» (механизм Фенимора) и топливному механизмам [136]. Образование NO по данному механизму существенно прежде всего для низкотемпературных пламен. Хотя во многих работах [138, 143-147] отмечается, что вклад «быстрого» механизма в выбросы NO на большинстве режимов достаточно незначителен,

при уменьшении областей с  $T_{Г\max}$ , то есть при снижении влияния механизма Зельдовича, или на режиме малого газа влияние быстрого механизма может становиться даже существеннее термического из-за сильной зависимости от локального коэффициента избытка воздуха в топливовоздушной смеси [144].

Вследствие того, что образование оксидов азота по механизму Фенимора начинается даже при сравнительно невысоких температурах и актуально при использовании любых углеводородных топлив, единственным способом подавления механизма Фенимора является создание условий для протекания повторного сгорания (*reburning*) [148]. Фактически, это представляет собой протекание реакций в обратном порядке. В работе [149] было обнаружено, что подача метана  $\text{CH}_4$  за первичной зоной горения КС способно привести к существенному снижению эмиссии  $\text{NO}_x$  – вплоть до 50 %. Такие результаты являются крайне актуальными для совершенствования КС богато-бедного типа.

В отличие от механизмов Зельдовича и Фенимора, топливный механизм не имеет конкретной цепочки превращений и представляет собой условное название совокупности различных реакций окисления азота, химически связанного в топливе. Увеличение вклада топливного механизма в образование  $\text{NO}$  слабо связано с ростом температуры и давления, и определяется прежде всего только долей азота в топливе. Однако, хотя связанный азот в топливе практически полностью превращается в  $\text{NO}$  в процессе горения, из-за его крайне малой массовой доли в авиационном керосине, итоговый вклад оказывается пренебрежимо малым [134].

Оксид азота  $\text{NO}_2$  выступает промежуточным звеном при образовании  $\text{NO}$ . Образование  $\text{NO}$  происходит вследствие взаимодействия  $\text{NO}_2$  с монооксидом углерода  $\text{CO}$ , атомарным водородом  $\text{H}$ , атомарным кислородом  $\text{O}$  или гидроксильным радикалом  $\text{OH}$ . В работе [143] отмечается, что  $\text{NO}_2$  в среднем составляет 5...25 % от концентрации  $\text{NO}_x$ , причем в основном он образовывается в низкотемпературных областях, поэтому его учет необходим при рассмотрении низких режимов, например, режима малого газа.

Механизмы образования  $\text{CO}$  при использовании углеводородных топлив и, в особенности, авиационного керосина, обладающего довольно сложным составом, как правило, являются частью подмеханизмов окисления отдельных компонентов топлива [150]. В зависимости от выбранного состава топлива и степени подробности кинетического механизма суммарное количество реакций с участием  $\text{CO}$  может достигать нескольких сотен. То же самое справедливо для  $\text{HC}$ , однако, для них ситуация оказывается еще сложнее, поскольку несмотря на указание данного класса загрязнителей в нормах ИКАО, в них не содержится сведений о том, какие углеводороды формируют  $\text{HC}$ .

Стоит отметить, что, исходя из анализа литературы и различных источников, включая фундаментальные комплексные обзорные исследования, практически все технологии

малоэмиссионного горения направлены прежде всего на снижение именно эмиссии  $\text{NO}_x$ . Данный факт обусловлен двумя основными причинами. Во-первых, выбросы  $\text{CO}$  и  $\text{HC}$  напрямую связаны с полнотой сгорания топлива, следовательно, они влияют на ключевую характеристику всего двигателя – топливную эффективность (удельный расход топлива). Это означает, что задача по снижению величины эмиссии  $\text{CO}$  и  $\text{HC}$  направлена, прежде всего, не на удовлетворение экологических ограничений, а на достижение технико-экономического совершенства изделия в целом. Во-вторых, для двигателей нового поколения предполагается значительное увеличение параметров работы, в том числе увеличение температуры газа перед турбиной  $T_T$  до значений порядка 1900...2000 К, что, как было ранее указано, приводит к резкому увеличению скорости образования  $\text{NO}$ . Таким образом, обеспечение экологического совершенства двигателя достигается прежде всего путем обеспечения высокой полноты сгорания на всех режимах работы одновременно с низкой эмиссией  $\text{NO}_x$  и  $\text{нЛГЧ}$ .

### **1.3 Обзор возможностей, ограничений и особенностей различных расчетных методов анализа экологических характеристик КС**

#### **1.3.1 Аналитические и полуэмпирические подходы**

Использование аналитических и полуэмпирических зависимостей является наиболее выгодным способом анализа КС на ранних этапах разработки. В связи с тем, что вопросы экологического регулирования стали актуальны только после 1981 г., основной упор в развитии данных методик делался на исследовании основных характеристик, в частности, полноты сгорания. Значительный вклад в этом направлении был привнесён В.Е. Дорошенко (ЦИАМ), сформировавшим хорошо известную зависимость для связи полноты сгорания и параметра форсирования [151], регулярно рекомендуемую для использования в различных проектировочных методиках [152]. Тем не менее вопросы, связанные с продуктами сгорания и методами их расчета, в его работах не поднимаются.

В части эмиссии вредных веществ в отечественных источниках наиболее характерным примером такого рода зависимостей являются предложенные коллективом авторов из ГУП «Завод им. В.Я. Климова» (на данный момент – АО «ОДК-Климов») формулы определения индексов эмиссии  $\text{NO}_x$ ,  $\text{CO}$  и даже  $\text{HC}$  и  $\text{SN}$  [15-16]. В двух опубликованных работах представлено обобщение влияния не только режимных, но и конструктивных параметров КС на экологические характеристики. К сожалению, данные математические модели содержат значительное количество эмпирических коэффициентов, которые в самих работах не представлены, а в самих работах отсутствуют описание принятых обозначений. В связи с этими обстоятельствами оценить точность их прогнозирования применительно к современным КС

невозможно. Кроме того, на момент выхода развитие малоэмиссионных КС находилось на значительно более низком уровне, следовательно, учесть характерные особенности новых типов КС полученные зависимости без значительной переработки скорее всего не способны.

Также детально изложенные методики по определению эмиссии вредных веществ при помощи аналитических и эмпирических зависимостей изложены в [12]. Характерно то, что в отличие от [15-16] в данной работе рассматриваются прежде всего еще актуальные на момент 2008-2012 годов двигатели, такие как CFM-56, GE90 и PW4000. Основной акцент в работе сделан именно на определение эмиссии  $\text{NO}_x$ . В рамках анализа достаточно большого объема двигателей делается вывод о том, что первостепенную роль играют температура воздуха на входе в КС и время пребывания газа, таким образом особенности конструкции не учитываются.

Другие работы, например, [18-19, 24, 36, 72-74, 153], как правило, рассматривают лишь некоторые факторы влияния и чаще всего в отношении только одного из загрязнителей.

Отдельный интерес представляют расчетные коды, используемые в различных организациях для исследования процессов в КС. Так, например, в работе [74] указано, что исследование было проведено при помощи программной среды «КАМЕРА». Представленные результаты в части определения эмиссии  $\text{NO}_x$  демонстрируют хорошее совпадение с экспериментальными данными. Тот же программный код использован в работе [76], результаты которой также хорошо согласуются результатами испытаний. Однако подробности о функционировании самого ПО в работах отсутствуют, в связи с чем установить используются ли в нем эмпирические и аналитические зависимости не представляется возможным.

В целом большая часть зависимостей такого рода, причем как в отечественной, так и в зарубежной практике, продолжает оставаться коммерческой тайной предприятий и не подлежит открытому опубликованию, а также в значительной степени не актуализирована для анализа экологических характеристик современных и перспективных КС, в том числе для двигателей с высокими параметрами рабочего процесса.

### **1.3.2 Численное и компьютерное моделирование**

Численные методы и компьютерное моделирование, обладая значительным преимуществом в виде возможности более глубокого описания процесса и большей чувствительностью к изменению его параметров, геометрии и т.д., имеют, тем не менее, существенные недостатки такие, как требующийся значительный объем вычислительных ресурсов и время получения решения.

В современном машиностроении и научных исследованиях для решения практических задач, на данный момент активно используется различное открытое и коммерческое программное обеспечение, позволяющего в удобной заранее алгоритмизированной форме

проводить пре- и пост-процессинг, а также непосредственно расчеты, и получившее общее наименование «компьютерное моделирование» в соответствии с ГОСТ Р 57700.22-2020. Существуют также и различные специфические коды организаций, например, OpenNCC [154], разработанный в NASA Glenn Research Center, или «Лазурит» [155], разработанный в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», однако их применение требует значительно более высоких компетенций исследователя и дополнительной внешней среды для интеграции в цикл разработки.

Первичное разделение подходов к компьютерному моделированию процессов в КС можно провести по способу описания турбулентного течения, поскольку во многом именно газодинамика КС определяет ее характеристики. Одна часть работ опирается на использование классического подхода с использованием осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (Reynolds Averaged Navie-Stocks, RANS), другая часть – на использование вихреразрешающих подходов, таких как моделирование определенных вихрей (Detached Eddy Simulation, DES) и моделирование крупных вихрей (Large Eddy Simulation, LES).

Первый подход достаточно хорошо известен и прежде всего используется для течений в стационарной постановке. Он основывается на использовании дополнительной модели для вычисления турбулентной компоненты вязкости газа (или смеси газов). Уравнения модели турбулентности связывают турбулентную компоненту вязкости с параметрами турбулентного потока, тем самым замыкая систему уравнений Навье-Стокса. Наиболее распространенными и широко используемыми при анализе КС являются семейства моделей  $k-\varepsilon$  и  $k-\omega$  [20, 156].

Второй подход по мнению многих авторов является более достоверным с точки зрения отображения реальной картины течения и активно используется в последнее время при анализе процессов горения и распыла как отечественными, так и зарубежными исследователями. Однако, для использования LES/DES требуются крайне подробные и качественные сеточные модели и, как следствие, значительные даже по меркам компьютерного моделирования вычислительные ресурсы. Кроме того, в данном способе возможно исключительно нестационарное моделирование турбулентного течения, что накладывает дополнительные трудности при обработке результатов расчетов с целью проведения валидации с результатами испытаний. Все эти особенности существенно снижают применимость такого подхода в качестве составной части инженерных методик, необходимых для быстрой оценки влияния внесенных в конструкцию изменений на целевые характеристики изделия. Тем не менее, в работе [157] предлагается достаточно актуальный подход для учета преимуществ данного метода моделирования путем применения искусственного интеллекта, обученного на результатах LES/DES моделирования, для внесения корректировок в RANS-расчеты, в связи с чем в перспективе возможно использование такого комбинированного подхода.

Поскольку разрабатываемая методика прогнозирования ориентирована на использование на начальных этапах разработки КС, то, несмотря на потенциальное отклонение от более реалистичного описания турбулентного течения, предлагаемого в LES/DES подходе, использование стационарного RANS-подхода является более предпочтительным. Хотя семейства моделей  $k-\varepsilon$  и  $k-\omega$  были многократно проверены в различных задачах, а границы их применимости и требования к ним в традиционных задачах газовой динамики хорошо известны, выбор конкретной модели применительно к задачам с горением не является однозначным [67, 156, 159]. В работе [159] рекомендуется учесть коррекцию для искривлений линий тока при рассмотрении вихревых течений, что позволяет добиться высокого соответствия экспериментальным данным. В процессе анализа исследований отдельных моделей турбулентности из семейств  $k-\varepsilon$  и  $k-\omega$ , было определено, что наиболее распространенными при анализе процессов КС являются модель  $k-\varepsilon$  Realizable [160] и модель  $k-\omega$  SST [161].

Последующее разделение подходов к компьютерному моделированию процессов в КС можно провести по способу описания горения. На данный момент большинство коммерческих кодов содержит ограниченный набор моделей, которые можно разделить на два основных класса:

- 1) модели, учитывающие перенос каждой компоненты выбранной схемы горения;
- 2) модели, рассматривающие перенос обобщенной величины, характеризующей поток газа (reduced order models, ROM – модели с понижением порядка реакций).

К первому классу относятся такие модели как модель конечно-скоростной химии, использующая уравнение Аррениуса для определения констант химических реакций, модели диссипации вихря – по Сполдингу-Магнусену (Eddy Dissipation Model, EDM) [162] и по Магнессену-Хьертагеру (Eddy Dissipation Concept, EDC) [163], – которые определяют скорость образования компонент по полуэмпирическим зависимостям, а также модель переноса композиции смеси на основе функции плотности вероятности (Composition PDF) [164].

Очевидно, что использование исключительно конечно-скоростной химии применительно к моделированию горения в КС ГТД в силу существенной турбулентности рассматриваемых течений, которое, как хорошо известно, обладает значительным влиянием на процессы горения [162], не является корректным. Кроме того, данный подход является вычислительно затратным и в существенной степени неустойчивым, поскольку при его использовании вычисляется скорость образования каждой компоненты выбранной кинетической схемы.

Модель EDM напротив является крайне устойчивой и вычислительно не затратной, но при этом обладает рядом недостатков:

- 1) модель основана на допущении, что при числе Дамкелера  $Da$ , представляющего собой отношение масштаба протекания химической реакции и масштабу турбулентности, существенно большего 1, горение определяется только степенью перемешанности горючего и окислителя;

2) модель может использоваться только с глобальными кинетическими механизмами, причем реакции должны содержать только устойчивые соединения ( $\text{CO}$ ,  $\text{CO}_2$ ,  $\text{H}_2\text{O}$  и т.д.);

3) из п.2 следует, что модель склонна завышать температуру газа;

4) из-за того, что скорость образования веществ пропорциональна отношению  $\varepsilon$  к  $k$ , результат существенно зависит от выбранной модели турбулентности;

5) в уравнении для скорости образования веществ необходимо задать заранее эмпирический коэффициент пропорциональности  $A$ .

Несмотря на недостатки модели конечно-скоростной химии и модели EDM, их комбинация применяется для анализа процессов горения, например, в работе [27]. Применение такого подхода обладает определенным физическим смыслом. Внутри объема ЖТ всегда существуют области, где скорость протекания реакций крайне высока, а из-за значительного влияния турбулентности, особенно в современных КС с высокими параметрами рабочего процесса и высокой интенсификацией процессов смешения, продукты реакций образуются практически мгновенно и допущение о  $Da \gg 1$  справедливо, соответственно, и их описание можно свести к модели EDM. При этом в основной зоне КС с БГ либо в зоне смешения (разбавления) в КС с ББГ из-за более низких температур процессы замедляются, и образование продуктов уже больше зависит от скорости протекания реакций, что учитывается через конечно-скоростную химию. Эмиссия  $\text{NO}_x$ , которая в силу механизмов формирования оксидов азота не может быть сведена в брутто-форму и в этом случае обычно вычисляется по эмпирическим субмоделям, например, [166]. Таким образом, для КС с высокими режимными параметрами такая модель может быть достаточно эффективной, особенно в том случае, если заранее известно значение коэффициента  $A$  для модели EDM. Отдельные работы, например, [167], показывают, что этот коэффициент может быть сведен к зависимости от локального числа Рейнольдса  $Re$ , которое в свою очередь будет прямо пропорционально отношению  $k^2/\varepsilon$ , что, соответственно, полностью замыкает модель.

Последней моделью из первой группы является модель EDC, представляющая собой глубокую доработку модели EDM для использования с более подробными кинетическими механизмами и обеспечивающее хорошее соответствие с экспериментом [168]. Однако она имеет схожие с моделью конечно-скоростной химии недостатки: высокие вычислительные затраты и существенную численную неустойчивость, поскольку в ходе расчета вычисляется скорость образования каждой компоненты выбранной кинетической схемы.

ROM-модели, относящиеся ко второму классу, используют предположение о том, что все описание термохимических превращений может быть приведено к решению системы уравнений переноса для единого параметра  $f$ , представляющего собой массовую долю восстановленного топлива в смеси (mixture fraction, переменная смеси), для определения ее состава, и уравнения

переноса для среднеквадратичного отклонения переменной смеси  $f'$ , для учета влияния турбулентности в ламинарных пламенах. Данное семейство моделей получило общее название – модели тонких фронтов пламени (Flamelet Model) [169] – и предполагает, что процессы горения протекают в сепарированных слоях (фронтах) пламени. Для учета взаимодействия химии и турбулентности вводится функция распределения плотности вероятности пульсаций (ФПРВ, probability density function, PDF), поэтому иногда модель записывается как Flamelet PDF. Несмотря на возможность учета турбулентности потока, само горение предполагается ламинарным, отчего модель имеет два ключевых недостатка в классической формулировке – отсутствие возможности учета неполноты сгорания топлива и применимость только для существенно диффузионных пламен.

Для решения этих проблем, Van Oijen [170] предложил модель, получившую название Flamelet Generated Manifold (модель многообразия тонких фронтов пламени, FGM). В работе [169] крайне подробно изложен обзор применения различных модификаций данной модели применительно к анализу процессов горения. Основное преимущество заключается в дополнении классической модели тонких фронтов пламени уравнениями переменной хода реакции  $c$  и ее вариации  $c'$  (среднеквадратичным отклонением), которые вводят в систему возможность неполного протекания химических реакций, что обеспечивает возможность учета неполноты сгорания и невозможности протекания горения при определенных условиях, при которых традиционный подход будет демонстрировать устойчивое горение, а также позволяют рассматривать не только ламинарные пламена в турбулентном потоке, но и учитывать возможность перехода самого процесса горения из ламинарного в турбулентное, используя предположение о подобии этих процессов.

Тем не менее, одним из ключевых элементов, оказывающих значимое влияние на результаты моделирования процесса горения в моделях, использующих приближение тонкого фронта пламени, являются, стехиометрическое значение скалярной диссипации  $\chi_{ст}$ .

В классической концепции тонких фронтов пламени скалярная диссипация  $\chi$  по определению описывается как

$$\chi = 2D|\nabla f|^2, \quad (2)$$

где  $D$  – коэффициент диффузии в  $\text{м}^2/\text{с}$ . Таким образом, скалярная диссипация в соответствии с формулой (2) представляет собой меру скорости, с которой диффузия выравнивает концентрации реагентов тонком фронте пламени, и, соответственно, определяет структуру пламени. При переходе горения в турбулентный режим, определение  $\chi$  меняется:

$$\chi = \frac{\lambda}{\rho C_p} |\nabla c|^2, \quad (3)$$

где  $\lambda$  – коэффициент теплопроводности в Вт/(м·К),  $\rho$  – плотность в кг/м<sup>3</sup>,  $C_p$  – удельная теплоемкость при постоянном давлении в Дж/(кг·К). Таким образом, скалярная диссипация приобретает в соответствии с формулой (3) второй смысл и выступает как мера скорости, с которой термодинамическое состояние системы обеспечивает поддержание процесса горения. Значение  $\chi_{ст}$  достигается при стехиометрическом соотношении компонентов горючей смеси, то есть при  $f = f_{ст}$ .

Использование моделей тонкого фронта пламени начинается с решения задачи о ламинарном диффузионном фронте [165], стабилизированном на встречных струях горючего и окислителя, при этом для замыкания системы уравнений  $\chi$  представляется как

$$\chi(f, c) = \chi_{ст} \frac{\Phi(f, c)}{\Phi(f_{ст}, 1)}, \quad (4)$$

где  $\Phi(f, c)$  – функция плотности вероятности.

Формула (4) означает, что поскольку  $\chi$  определяет структуру пламени, то  $\chi_{ст}$ , в сущности, определяет то, какое количественное решение задачи будет получено. В большинстве рассмотренных работ не приведены данные относительно выбора стехиометрического значения скалярной диссипации. В работе [165] получена зависимость индекса эмиссии NO<sub>x</sub> от  $\chi_{ст}$ , однако для случая исключительно диффузионного горения без учета связи с СО и полнотой сгорания. Также, в работах [171-174] отмечено, что задаваемое перед началом табуляции PDF-функции значение  $\chi_{ст}$  для использования в модели FGM значительно влияет на прогнозируемый уровень эмиссии, но определенного способа ее предварительного задания не дано. Таким образом, при использовании модели FGM потребуется уделить особое внимание определению  $\chi_{ст}$ .

В [166] отмечается, что прямое определение таких веществ как NO<sub>x</sub> при использовании FGM из обобщенных переменных, т.е. из термохимического табулирования в координатах  $f, f', c, c'$ , как правило, оказывается неверным в силу того, что скорость образования NO<sub>x</sub> значительно меньше скорости окисления углеводородов и различных радикалов в процессе горения. Это касается как КС с ББГ, где в первичной зоне преобладают высокие температуры, так и КС с БГ, в которых пилотная зона хоть и мала, но тем не менее присутствует. Образование NO<sub>x</sub> в этих случаях очевидно будет существенно завышено. Поэтому для расчета их концентрации необходимо воспользоваться одним из двух возможных методов: использование эмпирических моделей как в случае комбинированной модели FR-EDM или моделирование образования NO<sub>x</sub> путем решения уравнений скалярного переноса в рамках самой модели FGM.

Для замыкания системы при использовании модели FGM необходимо осуществить выбор способ учета турбулентно-химического взаимодействия в качестве источников члена в уравнении для  $s$ . Поскольку в современных КС горение является смешанным – частично диффузионным, частично кинетическим, – необходимо обеспечить учет как ламинарной, так и

турбулентной скорости распространения пламени. Наиболее часто для этой цели используется модель Зимонта [175], что находит свое отражение в работах [60, 173, 176]. Определение скорости распространения пламени при этом зависит напрямую от ламинарной скорости распространения пламени для выбранного топлива и окислителя. Для большего удобства ее как правило при известных режимных параметрах можно задавать в виде полиномиальных зависимостей, коэффициенты которых выбираются исходя из заранее табулированных данных.

Зачастую, модели как из первого, так и из второго классов применительно к задаче определения концентраций продуктов сгорания используются лишь как первый этап, необходимый для получения распределения параметров процесса в расчетной области. Ранее, в контексте комбинированной модели FR-EDM уже указывалось об использовании эмпирических моделей для определения  $\text{NO}_x$ , однако такой подход не является единственным. Наиболее на данный момент известным методом для значительного снижения вычислительной сложности и повышения скорости определения концентраций продуктов сгорания является применение реакторных моделей (сети реакторов) [177], что отражено во многих работах, посвященных вопросам прогнозирования и снижения эмиссии вредных веществ, в частности, в [21-22, 40, 59-60, 178-179]. В основе метода лежит предположение о возможности укрупнения отдельных областей горения внутри объема ЖТ и замены их на простейшие реакторы, как правило, двух типов – идеального смешивания и идеального вытеснения – вместе с формированием связей между ними. Использование такого подхода дает возможность применять детальные кинетические механизмы, поскольку требуемое количество реакторов практически всегда на порядки меньше количества контрольных объемов сеточной модели, тем самым отражая практически всю потенциально возможную химию процессов, при чем расчет занимает сравнительно небольшое количество времени [21-22]. Однако, данный подход обладает рядом значительных недостатков:

1) точность и скорость получения результатов во многом зависят от количества реакторов и качества исходных данных, полученных по результатам CFD-моделирования, и при необходимости повышения числа реакторов для обеспечения точности преимущество в скорости вычислений будет снижаться;

2) исходя из п. 1 следует, что на качество и достоверность исходного CFD-расчета накладываются дополнительные требования при резком снижении количества потенциальных критериев валидации, что в итоге усложняет процесс корректировки модели из-за неопределенности того, какой подход вносит больший вклад в недостоверность результатов;

3) химические процессы рассматриваются без учета влияния турбулентности на сам процесс горения, только на газодинамику течения, поэтому результат будет определяться только

такими параметрами как температура, давление и коэффициент избытка воздуха в реакторе, что ограничивает применимость такого подхода в случае современных и перспективных КС;

4) при изменении конструкции или отдельных параметров рабочего процесса необходимо проводить повторный CFD-расчет для корректировки распределения значений параметров в расчетной области;

5) необходимость ручной разработки сети реакторов в расчетной области на основе результатов CFD-моделирования.

Вследствие этих недостатков использование реакторной модели в качестве основы для инженерной методики прогнозирования эмиссии вредных веществ на ранних этапах разработки не обладает принципиально большим потенциалом для применения в сравнении с современным RANS моделированием горения в полной постановке при использовании ROM-моделей.

Также стоит уделить определенное внимание вопросу о моделях распыла жидкого топлива, являющихся важным звеном в процессе анализа процессов горения. Использование наиболее подробного метода VOF-to-DPM [23, 180], представляющего собой комбинированный подход Эйлера-Лагранжа с рассмотрением перехода фазы жидкого топлива от модели Volume of Fluid (VOF, модели объемов, подход Эйлера) к модели Discrete Phase Model (DPM, модель дискретных частиц, подход Лагранжа), является крайне трудоемкой задачей, которая требует существенных временных затрат, поэтому слабо применима на начальном этапе разработки, хотя работы в этом направлении ведутся. Тем не менее, в рамках настоящей диссертации вопрос о разработке и проектировании ФУ и их детальном расчете не рассматривается, поскольку как правило данные изделия проектируются и доводятся параллельно с самой КС. Наиболее широко распространенной практикой при моделировании распыла жидкого топлива применительно к КС является использование подхода Лагранжа, например, путем использования модели DPM с описанием взаимодействия отдельных капель с потоком. В коммерческих кодах зачастую реализуются даже отдельные модели распыливающих устройств [181], позволяющие только по обобщенным характеристикам форсунки задавать начальное значение диаметров капель. Однако, в случае, когда заранее характеристики распыла неизвестны, при использовании струйных и центробежных форсунок значительно более экономным и удовлетворительно точным методом можно считать использование полуэмпирических зависимостей, изложенных, например, в [182-183]. Тем не менее, данные методики не учитывают влияние воздуха, поступающего из воздушных завихрителей, поэтому, например, определяемый среднезаутеровский диаметр капель  $D_{32}$  оказывается ниже реального. Отдельные модели типа LISA [184] позволяют уже постфактум учесть начальные процессы, такие как разрыв пленки жидкого топлива (первичное дробление), другие же модели, наоборот позволяют учесть процессы, происходящие непосредственно в самом топливовоздушном аэрозоле, такие как

измельчение капель вследствие взаимодействия с воздухом (модели вторичного дробления типа TAB/CAB [185]) или же наоборот их коагуляцию. Несмотря на то, что допущение при использовании подхода Лагранжа к моделированию распыла является достаточно существенным, оно обеспечивает наименьшее повышение вычислительной сложности задачи и при качественной постановке достаточно неплохое соответствие с результатами испытаний при корректном выборе места подачи капель в расчетной области.

### 1.3.3 Методы машинного обучения и искусственный интеллект

В последнее время наблюдается активный рост применения методов машинного обучения и искусственного интеллекта в различных областях науки и техники. Это обусловлено высокой скоростью работы даже с крайне большими массивами данных, анализ которых человеком в адекватные сроки практически невозможен, возможностью работать с разнородными данными (текст, числа, изображения, трехмерная графика, видео и др.), а также способностью решать большой спектр задач (прогнозирование, классификация, кластеризация и др.).

Применительно к КС искусственные нейронные сети рассматриваются в большинстве случаев в контексте использования в системах контроля и регулирования. Работы в данном направлении ведутся уже достаточно давно, однако касательно применения на практике в системах управления двигателям и его параметрами на данный момент сведений нет. Тем не менее работы [76, 186-188] показывают, что при использовании интеллектуального управления работой КС можно обеспечивать дополнительное снижение эмиссии  $\text{NO}_x$ .

В контексте использования нейронных сетей для непосредственного прогнозирования характеристик стоит отметить, что большинство работ концентрируются либо на использовании исключительно экспериментальных данных [189-190], либо рассматривают не отдельно КС, а двигатель целиком [191-193], при этом не обобщают результаты на различные варианты конструкций, фактически создавая элемент цифрового двойника конкретного изделия в части экологических характеристик. Учитывая потенциал методов искусственного интеллекта (ИИ) для использования в качестве рекомендательного и предиктивного инструмента, при наличии достаточно подробной базы данных возможно реализовать алгоритм, способный практически мгновенно определять необходимые характеристики изделия, в частности, экологические характеристики КС и эмиссию вредных веществ. Отдельные работы [194-195] показывают возможности, позволяющие существенно упростить процесс прогнозирования  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$  за счет использования нейросетевых моделей. При этом применение ИИ совместно с компьютерным моделированием для формирования упрощенных моделей с целью проведения быстрых инженерных расчетов уже известно: применение генеративного ИИ, обученного на большом объеме данных, позволяет прогнозировать поля обтекания различных объектов практически

мгновенно, что может быть использовано как при оптимизации уже известных конструкций планера и фюзеляжа, так и для разработки новых форм [196-199].

Поскольку течение КС не может быть сведено к двумерной форме, генерация полей распределения параметров для них затруднительна. Кроме того, для ранних этапов разработки более релевантно получение прежде всего численных значений. Существует довольно большое количество моделей машинного обучения и архитектур нейронных сетей, но в рамках прогнозирования численных табличных данных наиболее часто используемыми в опубликованных работах [200-202] и рекомендуемыми в основополагающих трудах по использованию машинного обучения [203-204] являются:

- 1) линейные и полиномиальные регрессии;
- 2) многослойный персептрон (MLP);
- 3) модели градиентного бустинга типа XGBoost.

Все представленные модели предполагают классическое «обучение с учителем», то есть использование части выборки данных для анализа самой нейронной сетью и части выборки для подачи информации о том, какие значения должны получаться.

Основная проблема при использовании нейронных сетей – это вероятность «переобучения» [203-204]. Это особое состояние, при котором использование обучающих данных влияет на весовые коэффициенты так, что любое отклонение от данных обучения приводит к полной неопределенности прогнозирования. Строго формализованного способа определения переобучения нет, поэтому единственным адекватным вариантом является проведение валидации. Снижения вероятности переобучения достигается либо путем увеличения выборки и возможных сценариев поведения системы, либо наоборот путем уменьшения выборки, если большая часть данных, использованных при обучении, неоднородна, то есть содержит один наиболее весомый характерный признак, который по сути значительно уменьшает влияние других. Для исключения такой проблемы необходимо, чтобы значения всех признаков были представлены как в обучающей, так и в тестовой выборке в как можно более равных объемах.

### **Выводы по главе 1**

1. Единственное универсальное с точки зрения размеров двигателя решение для соответствия жестким экологическим требованиям – применение схем организации малоэмиссионного горения. Среди всего многообразия вариантов существующих концепций наиболее проработаны схемы богато-бедного горения, усовершенствованного богато-бедного горения, двузонного бедного горения. В перспективе при решении ряда проблем можно ожидать появление также технологий многоточечного прямого впрыска обедненной смеси.

2. Определенные запасы к действующим нормам эмиссии демонстрируют существенное преимущество КС с БГ над КС с ББГ с точки зрения  $\text{NO}_x$  в части максимальных значений, а также в части средних по выборке значений относительных индексов эмиссии  $\text{NO}_x$  на всех режимах по отношению к индексу эмиссии на режиме Взлет. При этом в среднем по выборке двигателей, попадающих под нормы CAEP/8, устойчиво высокий запас обеспечивает именно КС с УББГ (TALON-X). При рассмотрении двигателей GE9x и LEAP, в которых используется КС с БГ типа TAPS, соответственно, было обнаружено, что именно первое поколение TAPS обеспечивало стабильно низкую эмиссию  $\text{NO}_x$  при высоких запасах по CO, в то время как второе поколение TAPS обеспечивает только запасы по эмиссии CO, а в части запасов по  $\text{NO}_x$  существенно зависит от  $\lambda_k$ , причем с ростом величина запаса начинает достаточно активно падать. Также обнаружено, что КС с БГ типа TAPS позволяют обеспечить предельно высокие запасы в части эмиссии нЛТЧ даже при использовании традиционного топлива. С одной стороны, КС с УББГ, например, TALON-X, обеспечивают запас по эмиссии CO менее 75 %, но с другой также КС с ББГ линейки двигателей Trent 7000 имеют крайне высокие запасы по CO, из чего можно сделать вывод, что запас по  $\text{NO}_x$  в КС с ББГ потенциально может быть обеспечен путем незначительного снижения полноты сгорания.

3. Учитывая растущие параметры рабочего цикла действующие нормы могут стать существенной проблемой при разработке новых двигателей. Установлено, что рост эмиссии  $\text{NO}_x$  напрямую зависит от температуры в КС, причем при температурах порядка 1850 К и выше рост становится экспоненциальным. Таким образом, основным направлением для снижения эмиссии  $\text{NO}_x$  является максимальное снижение совокупного объема зон горения с температурой более 1850 К.

4. На данный момент не существует расчетных методик для определения экологических характеристик современных и перспективных КС, применимых на ранних этапах разработки. Существующие методы компьютерного и численного моделирования не являются однозначным решением проблемы определения характеристик, так как математическая модель, заложенная в них, требует валидации. Из существующих подходов наилучшую применимость для начального этапа разработки способно обеспечить использование RANS-подхода совместно с моделью дискретной фазы для имитации распыливания жидкого топлива и моделями горения типа FR-EDM и FGM. Использование ИИ и нейросетевых моделей для определения эмиссии вредных веществ в известных научных исследованиях ограничено рассмотрением отдельных изделий, обобщение на различные конструкции и факторы влияния в известных научных исследованиях не рассматривалось.

## 2 Разработка и валидация математических моделей для анализа процессов горения в КС

### 2.1 Выбор объектов для валидации расчетных моделей и формирование методики проведения валидации

#### 2.1.1 Критерии и обоснование выбора объектов для валидации

Единственным способом для однозначного обеспечения достоверности получаемых данных при помощи компьютерного моделирования является успешное прохождение компьютерной моделью процедуры валидации [87].

В соответствии с [205] под валидацией программного обеспечения компьютерного моделирования (ПО КМ) понимается процесс определения соответствия результатов использования ПО КМ (компьютерной модели, программы) реальному миру. Это означает, что валидация обеспечивает обоснование того, что КМ в заявленной области применения позволяет правильно с определенной точностью отразить протекание реальных процессов. Компьютерная модель выполняется в компьютерной (вычислительной) среде и представляет собой совокупность данных и программного кода, необходимого для работы с данными, таким образом, в контексте прикладного ПО для использования методов вычислительной газодинамики, компьютерная модель является реализацией в выбранном ПО совокупности дискретизированной геометрической модели (сеточной модели), математической модели и результатов моделирования.

Поскольку в рамках исследования предполагается оценка влияния как параметров работы, так и геометрической конфигурации элементов КС, для определения наиболее качественной математической модели необходимо наличие нескольких различающихся геометрически и по параметрам работы объектов, чтобы обеспечить уверенность в достоверности получаемых результатов в отсутствии испытаний.

Критерии при выборе объектов валидации были сформулированы следующим образом:

1) наличие экспериментальных данных для объекта, в которых содержится как минимум 5 точек с различными параметрами рабочего процесса и определены как минимум эмиссии  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$  на выходе из КС, потери полного давления на выходе из КС, максимальное значение радиальной неравномерности температуры на выходе из КС;

2) наличие трехмерной геометрической модели, соответствующей реальному объекту, использованному при испытаниях.

В рамках работы были определены следующие объекты, которые отвечают вышеприведенным критериям:

1) объект № 1: петлевая кольцевая малоразмерная одноярусная КС;

- 2) объект № 2: кольцевая противоточная малоразмерная одноярусная КС;
- 3) объект № 3: прямоточная кольцевая одноярусная КС с ББГ;
- 4) объект № 4: прямоточная кольцевая двухъярусная КС с УББГ;

Условные схемы рассмотренных объектов приведены на рисунке 22.

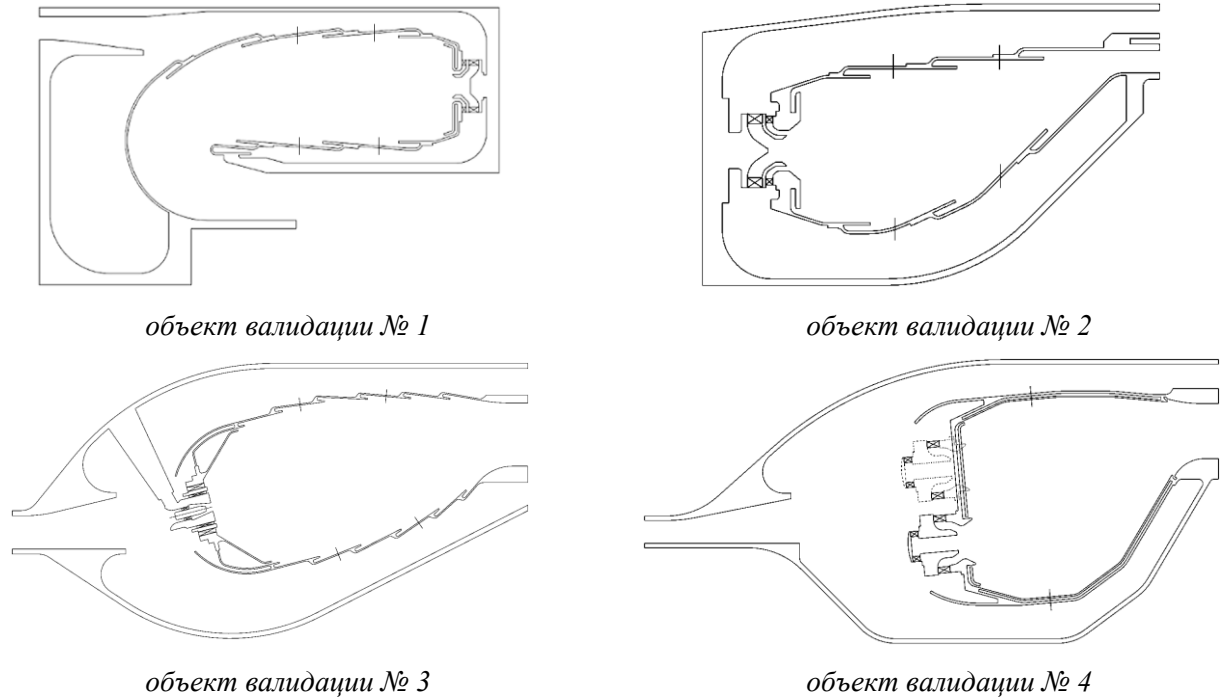


Рисунок 22 – Схемы объектов валидации

Выбранные объекты отвечают ранее сформулированным критериям и, кроме того, демонстрируют определенное разнообразие форм и размеров жаровой трубы, параметров рабочего процесса и типов используемых форсунок. Это означает, что в случае, если одна и та же математическая модель обеспечит по результатам валидации количественно согласовывающиеся с экспериментом данные, то ее можно считать достаточно достоверной и применимой для дальнейших исследований.

### **2.1.2 Выбор валидационного базиса и формирование методики проведения валидации применительно к КС**

В соответствии с [206] к валидационному базису предъявляется ряд требований, основным из которых является наличие результатов испытаний, которым должны соответствовать результаты расчета по разработанной компьютерной модели. При этом явных требований о минимально необходимом объеме рассматриваемых параметров и диапазоне их изменений на данный момент в рамках действующих стандартов пока не предусмотрено. В случае КС ситуация осложняется тем, что в связи с особенностями конструкции применение бесконтактных способов измерения в ней ограничено, а использование инвазивных методов

должно быть организовано так, чтобы оказывать минимальное влияние на рабочий процесс. Существуют отдельные разработки, представленные, например, в работах [207-208], но такие способы исследования обладают невысокой точностью либо применимы только для лабораторных модельных объектов, не отражающих полноту процессов, протекающих в реальных КС. При этом большинство этих явлений имеют явно нестационарный характер, а регистрируемые параметры, как правило, представляют собой интегральные характеристики. Эти обстоятельства с одной стороны значительно сужают доступный спектр валидируемых параметров, а с другой требуют применения определенных допущений, в особенности, в части осреднения результатов по времени. При этом для достижения максимально возможной достоверности при моделировании в дальнейшем необходимо, чтобы расчетные результаты, полученные при помощи компьютерной модели, хорошо соответствовали экспериментальным данным как в части экологических, так и в части основных характеристик.

В валидационный базис в части основных характеристик можно включить:

- 1) потери полного давления  $\Delta p_{КС}$  в Па или в относительном виде в %;
- 2) полноту сгорания топлива  $\eta$ , определенная по составу продуктов сгорания или по температуре, в %;
- 3) среднюю температуру газа на выходе из КС  $T_{вых}$  в К;
- 4) эпюры радиальной  $\Theta_r$  и, в случае испытаний полноразмерной КС, максимальной (окружной)  $\Theta_t$  неравномерности температурного поля на выходе из КС, а также их максимальные значения  $\Theta_{rmax}$  и  $\Theta_{tmax}$ ;
- 5) приведенную скорость на входе в диффузор КС  $\lambda_{вх}$ ;
- 6) приведенную скорость на выходе из КС  $\lambda_{вых}$ .

В части экологических характеристик можно включить только отдельные компоненты состава продуктов сгорания на выходе из КС, в частности:

- 1) мольные доли оксидов углерода  $[CO_2]$  в %,  $[CO]$  в  $млн^{-1}$  %;
- 2) мольную долю остатка кислорода  $[O_2]$  в %;
- 3) мольные доли оксидов азота  $[NO]$ ,  $[NO_2]$  в  $млн^{-1}$  % либо их сумма  $[NO_x]$  в  $млн^{-1}$  %

Отсутствие НС в валидационном базисе обусловлено тем, что состав учитываемых газоанализаторами несожженных углеводородов является неопределенным и сопоставить его с результатами расчета достаточно проблематично. Поэтому при проведении расчетов эмиссия НС, если это требуется, может быть определена косвенно путем пересчета из формулы определения полноты сгорания. Тем не менее, как правило, СО и НС хорошо коррелируют друг с другом и ситуация, при которой эмиссия СО крайне мала, а эмиссия НС крайне высока при

Минимальный размер валидационного базиса должен включать:

- 1) потери полного давления  $\Delta p_{КС}$  в Па или в относительном виде в %;

- 2) средняя температура газа на выходе из КС  $T_{\text{вых}}$  в К;
- 3) максимальное значение радиальной  $\Theta_{\text{гмак}}$  неравномерности температурного поля на выходе из КС;
- 4) мольные доли монооксида углерода [CO] в  $\text{млн}^{-1} \%$ ;
- 5) мольные доли оксидов азота [NO], [NO<sub>2</sub>] в  $\text{млн}^{-1} \%$  либо их сумма [NO<sub>x</sub>] в  $\text{млн}^{-1} \%$ .

Комбинирование основных и экологических характеристик в валидационном базисе позволяет убедиться, что компьютерная модель достоверно воспроизводит реальные физические процессы в рассматриваемой системе, так как учитывается их взаимное влияние.

Зачастую, в качестве альтернативы мольным долям CO, NO<sub>x</sub> и HC, как было указано в таблице 1, используют индексы эмиссии  $EI_p$ , измеряемые в г вещества в расчете на кг топлива, которые, упрощенно, можно определить по формуле:

$$EI_p = \frac{[p](L_0\alpha_{\text{хим}} + 1)\frac{M_p}{M_{\text{ПС}}}}{1000}, \quad (5)$$

где  $[p]$  – объемная (мольная) концентрация (доля) конкретного вещества  $p$  в продуктах сгорания (NO<sub>x</sub>, CO и др.) в  $\text{млн}^{-1} \%$ ;

$\alpha_{\text{хим}}$  – коэффициент избытка воздуха, оцененный по химическому составу, для обработки результатов эксперимента, в случае обработки расчетных данных может быть заменен на коэффициент избытка воздуха по ЖТ  $\alpha_{\text{жт}}$ ;

$M_p$  – молекулярная масса вещества  $p$ ;

$M_{\text{ПС}} \approx 29.3$  г/моль – средневзвешенная молекулярная масса продуктов сгорания на выходе из КС.

Формула (5) является упрощением способа вычисления, предложенного в методике ИКАО [3]. Проверка на большом объеме экспериментальных данных показала, что погрешность при ее использовании составляет менее 1 % в сравнении с полным методом. Причина выбора такой формулы обосновывается тем, что в дальнейшем она также будет использоваться для определения индексов эмиссии при обработке результатов расчетных исследований, в которых, как было ранее отмечено, достаточно сложно определить, например, долю несгоревших углеводородов, которая в случае методики ИКАО, являющейся исключительно экспериментальной, само собой известна.

Особую сложность представляет вопрос, связанный с валидацией распыливания жидкого топлива. Однако, поскольку в рамках работы предполагается использование модели дискретной фазы (DPM), то результаты испытаний форсунок фактически становятся граничными условиями, в связи с чем валидация распыливания может не проводиться.

Основная методика валидации расчетных моделей в части определения их достоверности при прогнозировании экологических характеристик заключается в следующем:

- 1) выбирается минимум 1 объект для проведения валидации;
- 2) для каждого выбранного объекта валидации выбирается по крайней мере 3 разных режима испытаний с различными параметрами рабочего процесса;
- 3) исходя из возможностей стендового оборудования и располагаемой математической модели для анализа процессов горения в КС, происходит определение характеристик для включения в валидационный базис либо, если испытания уже были проведены, происходит наполнение валидационного базиса результатами проведенных испытаний;
- 4) проводятся испытания объекта валидации, если экспериментальных данных до этого не было получено;
- 5) при использовании выбранной математической модели для анализа процессов горения в КС проводится расчет с определением характеристик, включенных в валидационный базис;
- 6) происходит сравнение относительных отклонений результатов расчета от результатов экспериментального исследования и проверяется удовлетворяет ли полученный результат выбранным критериям прохождения валидации.

Стоит отметить, что выбор непосредственно самого количественного значения критерия для прохождения валидации достаточно сложно осуществить. Ни в ГОСТ, ни в работах по вопросам валидации и верификации не встречается единого подхода или точных рекомендаций по назначению предельного отклонения. Тем не менее, в случае КС можно исходить из следующих соображений:

- 1) неустранимая погрешность приборов для измерения давления, температуры и расхода при организации проведения эксперимента в соответствии с требованиями ИКАО в среднем не превышает 2.5 % от верхнего предела измерений;
- 2) колебания показаний приборов вследствие неполной стационарности процессов горения в КС при выходе на режим, как правило, составляют порядка 1...2 % относительно текущего измеряемого значения;
- 3) неустранимая погрешность химических газоанализаторов, удовлетворяющих требованиям ИКАО, при определении состава продуктов сгорания в среднем не превышает 2...2.5 % от верхнего предела измерений;
- 4) к неустранимой погрешности химических газоанализаторов для определения состава продуктов сгорания стоит добавить в среднем от 5 до 10 % на погрешность в связи с охлаждением пробы при ее заборе в газоанализатор.

Исходя из этих соображений, рационально выбрать в качестве верхнего предела допустимого отклонения по основным характеристикам значение 5 %, а для экологических

характеристик – 10 %. Очевидно, что чем больше объектов для проведения валидации и чем больше режимов испытаний с различными параметрами рабочего процесса было выбрано, тем более достоверными можно считать полученные результаты, так как снижается вероятность случайного совпадения. Тем не менее, даже валидация по одному объекту и ограниченному количеству экспериментальных точек позволит с большей долей уверенности говорить о достоверности количественного результата прогнозирования.

## 2.2 Проведение стендовых испытаний в обеспечение валидации математических моделей

### 2.2.1 Стендовое оборудование для проведения испытаний КС

Набор используемого стендового оборудования формируется на основе цели испытаний и разработанной для нее программы. Например, поскольку существенное влияние на эмиссию вредных веществ в авиационных двигателях оказывает именно качество распыливания, то в связи с невозможностью определить его при установке ФУ непосредственно в КС, испытания ФУ проводятся отдельно при атмосферных условиях с имитацией параметров рабочих режимов аналогично методике, изложенной в [182-183].

Принципиальная схема испытательного стенда для исследований отсеков или малоразмерных КС приведена на рисунке 23.

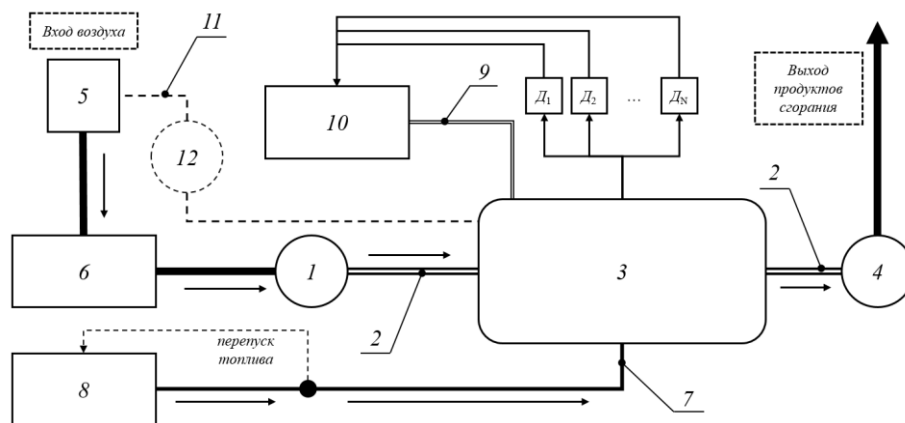


Рисунок 23 – Принципиальная схема испытательного стенда для исследований КС

В соответствии с рисунком 23 для обеспечения параметров режима по давлению и расходу используются два дросселя: первый, условно холодный дроссель 1, находится до входа в основную линию 2 объекта 3 и регулирует расход воздуха и давления, второй, горячий дроссель 4, расположен за выходом из объекта и регулирует давление на выходе. Воздух подается в систему из воздушно-компрессорной станции (ВКС) 5 в холодном состоянии, поэтому между дросселем и входом в объект расположен теплообменный аппарат (ТА) 6. Топливо в форсунки подается по отдельной топливной линии 7 давление в которой нагнетается при помощи

топливного насоса 8. Сбор данных о давлении, температуре и расходе идет при помощи  $N$  датчиков  $D_i$ . Забор пробы газа для химического анализа продуктов сгорания осуществляется по отдельной пробоотборной линии 9, по которой проба передается в газоанализатор. Результаты измерений обрабатываются в системе управления стендом 10. При испытаниях секторов кольцевых КС часть воздуха перед входом в ТА или перед входом в объект может дополнительно отводиться на охлаждение боковых стенок по дополнительной линии 11, регулирование при этом обеспечивается за счет дополнительного холодного дросселя 12. Также часть воздуха может отводиться после ТА перед входом в объект в испытаниях индивидуальных трубчатых или плоских отсеков КС для подачи охлаждающего воздуха непосредственно через стенки ЖТ, что особенно актуально для бедных КС.

Так как качество валидации во многом определяется качеством выбора валидационного базиса, необходимо обеспечить наличие максимального количества соответствующих измерительных средств. В таблице 4 указан минимальный перечень и характеристики оборудования для проведения испытаний КС в обеспечение валидации.

Таблица 4 – Перечень средств измерений, контрольного, испытательного и вспомогательного оборудования, используемых при проведении испытаний

Наименование измеряемого параметра, единица измерений	Диапазон измерений параметра	Допустимая погрешность измерений	Наименование средства измерений	Метрологические характеристики средства измерений	
				Диапазон СИ	Предел погрешности
Давление воздуха и газа, кПа	0 - 600	$\pm 2\%$ от ВП	Измеритель давления, датчик	0 - 1000	$\pm 1\%$ от ВП
Расход воздуха, кг/с	0 – 5	$\pm 3\%$ от ВП	Измеритель расхода воздуха	0 - 5	$\pm 2,5\%$ от ВП
Давление топлива, кПа	0 - 6000	$\pm 2\%$ от ВП	Измеритель давления, датчик	0 - 4000	$\pm 0,1\%$ от ВП
Расход топлива интегрированный, г/с	2 - 20	$\pm 1\%$ от ВП	Измеритель расхода топлива	2 - 20	$\pm 1,0\%$ от ВП
Температура, °С	0 - 1300	$\pm 1\%$ от ВП	Преобразователь термоэлектрический	0 - 1300	Класс 2
Химический анализ пробы газа					
НС млн <sup>-1</sup> %	0 - 2000	$\pm 7\%$ от ВП	Газоанализатор	0 - 2000	$\pm 2\%$ от ВП
СО млн <sup>-1</sup> %	0 - 1000			0 - 1000	
СО <sub>2</sub> %	0 - 6000			0 - 6000	
О <sub>2</sub> %	0 - 30			0 – 30	
NO млн <sup>-1</sup> %	0 – 1000			0 - 1000	
NO <sub>2</sub> млн <sup>-1</sup> %	0 - 1000			0 - 1000	
ВП - верхний предел измерений; СИ – средства измерений.					

Результаты испытаний записывают в индивидуальные текстовые файлы непрерывно для всех измерительных средств кроме газоанализатора: проба для химического анализа забирается после определенного времени удержания на режиме, при этом в момент забора фиксируются параметры рабочего процесса.

## **2.2.2 Методика проведения испытаний и обработки результатов в обеспечение валидации применительно к КС**

С целью объединения всех условий и особенностей анализа в рамках работы была сформирована единая методика проведения испытаний и обработки результатов в обеспечении валидации, касающаяся как непосредственного проведения испытаний, так и обработки полученных результатов.

1. Проводится определение расходных характеристик форсунок объекта испытаний по топливу и испытания по распыливанию жидкого топлива фронтными модулями, в ходе которых определяется угол факела распыла, распределение осевой составляющей скорости капель по диаметру факела на выбранном расстоянии от среза сопла форсунки, распределение среднезаутеровского диаметра  $D_{32}$  по диаметру факела на выбранном расстоянии от среза сопла форсунки.

2. Выбирается набор основных регистрируемых параметров для испытаний с горением, в частности определяются потери полного давления в КС, перепады полного и статического давления между выбранными областями, температура элементов КС и температура газа на выходе из КС, индексы эмиссии либо мольные доли  $\text{NO}_x$  ( $\text{NO}$ ,  $\text{NO}_2$ ),  $\text{CO}$ ,  $\text{CO}_2$  и  $\text{HC}$  на выходе из КС по результатам химического анализа пробы продуктов сгорания, полнота сгорания на выходе из КС на основе результатов химического анализа.

3. Проводится подготовка и проверка измерительного оборудования, объекта испытаний и проверка систем стенда.

4. Выбор режимов проведения испытаний и формирование программы испытаний. Минимальный объем испытаний объекта должен включать различных индивидуальных 3 режима с различными параметрами давления, температуры и расхода воздуха на входе в объект.

5. Проведение испытаний:

- а) запуск стенда;
- б) диагностика утечек из воздушной линии;
- в) инициализация средств измерения;
- г) включение непрерывной записи измеряемых параметров;
- д) холодная продувка объекта;
- е) включение подогревателя воздуха;

- ж) выход на параметры пускового режима;
- з) запуск (зажигание) объекта до появления устойчивого горения;
- и) занесение момента запуска объекта в протокол испытаний с фиксацией времени и измеряемых параметров при запуске, в том числе, коэффициента избытка воздуха при запуске  $\alpha_{\text{зап}}$ ;
- к) плавный выход на параметры требуемого режима;
- л) занесение момента выхода на требуемый режим в протокол испытаний с фиксацией времени и измеряемых параметров;
- м) ожидание на режиме для снижения влияния инерционности измерительного оборудования (не менее 2 минут)
- н) замер основных регистрируемых параметров (не менее 1 минуты для непрерывно записываемых параметров при частоте записи 10 Гц, не менее 2 замеров для дискретных параметров);
- о) занесение момента начала перехода к следующему в протокол испытаний с фиксацией времени;
- п) повторение п. ж) – о) в соответствии с режимами проведения испытаний;
- р) занесение момента окончания испытаний объекта в протокол испытаний с фиксацией времени;
- с) отключение непрерывной записи результатов испытаний;
- т) отключение подачи топлива в объект;
- у) отключение подогревателя воздуха;
- ф) плавное снижение параметров работы стенда;
- х) продувка объекта;
- ц) отключение подачи воздуха в объект.

6. В случае чрезвычайной ситуации или аварии испытания прерываются, перед проведением новых проводится диагностика объекта.

7. В случае выхода из средства объекта измерения для любого из основных регистрируемых параметров испытания прерываются, перед проведением новых проводится диагностика объекта.

8. В случае выхода из средства объекта измерения одного или нескольких дополнительных регистрируемых параметров испытания продолжают с занесением в протокол информации о выходе из строя средства измерения, идентификационные данные этого средства измерения, время обнаружения проблемы с присвоением номер контрольной точки события.

Дальнейшие пункты с 9 по 14 касаются обработки результатов испытаний с целью валидации данных с расчетными исследованиями.

9. Обработка результатов испытаний проводится отдельно для непрерывных и дискретных основных регистрируемых параметров:

- для непрерывных параметров проводится статистический анализ для каждого режима, в ходе которого определяется количество точек измерений на режиме, среднеарифметические значения параметров, величины среднеквадратических отклонений параметров, после чего из выборки удаляются строки, в которых хотя бы один параметр имел значение вне диапазона среднеквадратических отклонений, и итоговым значением принимается среднеарифметическое по обновленной выборке;

- для дискретных параметров итоговым принимается среднеарифметическое значение.

10. Проводится компьютерное моделирование с предлагаемой математической моделью в соответствии с режимами. Варьируемые параметры математической модели изменяются до тех пор, пока не будет получено наименьшее отклонение по  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$  при отклонениях других параметров не более 5 % в зависимости от абсолютного значения с учетом погрешности измерительных средств.

11. В ходе испытаний определяется также коэффициент избытка воздуха, оцененный по химическому составу,  $\alpha_{\text{хим}}$ .

12. Определяются экспериментальные индексы эмиссии  $EI_{\text{CO}}$  и  $EI_{\text{NO}_x}$  в соответствии с формулой (5).

13. Контрольная точка замера эмиссии считается полностью пригодной для использования в дальнейшей валидации, если отклонение  $\alpha_{\text{хим}}$  от  $\alpha_{\text{жт}}$  составляет не более 10 % для основных теплонапряженных режимов и не более 15 % для режимов близких по параметрам рабочего процесса к режиму малого газа.

14. Если отклонение определенной по пробе  $\alpha_{\text{хим}}$  в рассматриваемой контрольной точке замера эмиссии от  $\alpha_{\text{жт}}$  составляет более 15 %, то для валидации она принимается как вспомогательная, при этом в расчете расход топлива переопределяется так, чтобы соответствовать величине, требуемой для обеспечения  $\alpha_{\text{хим}}$ .

15. Проводится определение относительных и абсолютных величин отклонений результатов расчетов от результатов испытаний. Определение абсолютных значений требуется по причине того, что индексы эмиссии  $\text{CO}$  на режиме взлета и  $\text{NO}_x$  на режиме малого газа, например, оказываются близки к 1 г/кг-т, из-за чего даже при той же абсолютной величине отклонения, что и в случае индекса эмиссии  $\text{CO}$  на режиме малого газа и индекса эмиссии  $\text{NO}_x$  на режиме взлета, где они как правило имеют порядок для КС средних размеров в диапазоне 10 – 50 г/кг т, относительная погрешность будет существенно выше.

## **2.3 Проведение валидации математических моделей для анализа процесса горения в КС и определения экологических характеристик**

### **2.3.1 Выбор кинетических механизмов горения топливовоздушных смесей и составов имитации суррогатов керосина**

Выбор кинетического механизма горения и суррогата керосина оказывает существенное влияние на результаты расчетного исследования, причем как в случае моделирования с использованием конечных скоростей протекания химических реакций, так и при использовании различных ROM-моделей [42, 173]. С точки зрения использования кинетических механизмов при проведении компьютерного и численного моделирования процессов горения существует общее утверждение, что более высокое качество результатов в части достоверности определяется в первую очередь подробностью механизма. Однако, чем более детальный механизм выбирается для расчета, тем выше вычислительная сложность задачи, причем это касается не только моделей конечно-скоростной химии, но и моделей тонких пламен. Хотя использование ROM-моделей снижает вычислительную сложность, из-за большого числа компонент в детальных механизмах значительно увеличивается необходимый для корректного расчета размер PDF-таблиц, при чем необходимо увеличение разрешения по всем переменным. Любое предварительное сокращение механизма, как правило, путем уменьшения количества компонентов, рассматривается только в контексте определенных диапазонов допустимых параметров рабочего процесса. Тем не менее известны работы, например, [209-211], в которых применение редуцированных кинетических механизмов обеспечивает достаточно высокую точность.

Помимо выбора кинетического механизма крайне важен также учет состава топлива [43, 212-213]. В случае керосина стоит отметить, что подавляющее большинство предлагаемых на сегодняшний день суррогатов, используемых при компьютерном моделировании процессов горения, корректней всего определять, как имитацию состава, которая, как правило, описывает только ряд свойств реального керосина. Это обусловлено тем, что практически невозможно обеспечить постоянство химического состава нефтепродуктов, а состав суррогата, потенциально способного хорошо описывать весь комплекс физико-химических и эксплуатационных свойств, будет не только крайне сложным, но и потребует крайне сложной математической модели для его использования [214]. Детальность описания состава керосина также будет влиять на требуемый размер кинетического механизма, поскольку в этом случае становится необходимым учесть все реакции, которые могут протекать с компонентами, входящими в его состав. При этом большинство реальных свойств топлива, оказывающих значимое влияние на работу КС, довольно сложно учесть в инженерной математической модели, например, коксование топлива в топливных форсунках. Ограничивая рассмотрение только

химической кинетикой, с точки зрения анализа экологических характеристик при использовании моделей тонких пламен выбранный вариант состава имитации суррогата керосина окажет наибольшее влияние на эмиссию вредных веществ посредством влияния на стехиометрическое соотношение  $L_0$ , низшую теплоту сгорания топлива  $H_u$  и образование соединений в цепочках химических реакций, приводящих к образованию  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$ . Это означает, что выбор состава имитации суррогата в том числе достаточно сильно связан с выбором кинетического механизма.

В рамках данной работы для последующей валидации был выбран ограниченный набор кинетических механизмов и составов топлива, имитирующих суррогаты керосина. Выбирались механизмы только с уже включенными подмеханизмами образования  $\text{NO}_x$ . Полный перечень выбранных кинетических схем представлен в таблице 5.

Таблица 5 – Кинетические механизмы горения керосин-воздушной смеси для проведения валидации

№	Наименование механизма и/или ключевой автор	$N_{\text{ком}}$	$N_{\text{реак}}$	Предложенная имитация суррогата керосина
1	RKM12 (Kundu et al.) [215]	14	18	$\text{C}_{11}\text{H}_{21}$
2	RKM14 (Kundu et al.) [216]	17	29	$\text{C}_{12}\text{H}_{23}$
3	RKM45 (Луховицкий, Шарипов, Тарасенко) [210]	45	252	$n\text{C}_{10}\text{H}_{22} + \text{C}_6\text{H}_6$
4	SK54 (Yao et al.) [217]	54	269	$n\text{C}_{12}\text{H}_{26}$
5	HyChem Skeletal (A2, HT) [218]	73	1037	$\text{C}_{11}\text{H}_{21}$ ( <i>posf10325</i> )
6	SJF5 (Савельев, Савельева, Торохов, Тарасенко) [212]	78	356	1) $n\text{C}_{10}\text{H}_{22} + \text{C}_6\text{H}_6$ ; 2) $n\text{C}_{12}\text{H}_{26} + n\text{C}_{10}\text{H}_{22} + i\text{C}_{16}\text{H}_{34} + \text{C}_7\text{H}_8 + \text{C}_8\text{H}_{18}$
7	SK91 (Luche et al.) [219]	91	680	1) $n\text{C}_{10}\text{H}_{22} + \text{C}_6\text{H}_6$ ; 2) $n\text{C}_{10}\text{H}_{22} + \text{C}_3\text{H}_7 + \text{C}_9\text{H}_{18}$
8	HyChem Detailed (A2, DHT) [220]	199	1585	$\text{C}_{11}\text{H}_{22}$ ( <i>posf10325</i> )
9	DKM225 (Dagaut et al.) [221]	225	1800	1) $n\text{C}_{10}\text{H}_{22} + \text{C}_6\text{H}_6$ ; 2) $n\text{C}_{10}\text{H}_{22} + \text{C}_3\text{H}_7 + \text{C}_9\text{H}_{18}$
10	POLIMI (Creck HT&LT) [222]	236	5781	1) $n\text{C}_{10}\text{H}_{22} + \text{C}_6\text{H}_6$ ; 2) $n\text{C}_{12}\text{H}_{26} + n\text{C}_{10}\text{H}_{22} + i\text{C}_{16}\text{H}_{34} + \text{C}_7\text{H}_8 + \text{C}_8\text{H}_{18}$
$N_{\text{ком}}$ – количество химических веществ (компонент) в кинетическом механизме; $N_{\text{реак}}$ – количество реакций в кинетическом механизме.				

Механизмы № 5, № 6, № 8, № 9 и № 10 являются скелетными (или фундаментальными) и содержат только основные цепочки превращения, а остальные механизмы за исключением № 1 и № 2 относятся к классу редуцированных механизмов, то есть получены путем сокращения числа компонент и реакций детальных или скелетных механизмов при помощи различных методов [211]. Механизмы № 1 и № 2 достаточно сложно формально классифицировать, поскольку они описывают не цепочки превращения реальных углеводородов, а синтетически

сгенерированные условные схемы протекания реакций с однокомпонентными имитациями суррогата керосина формата  $C_nH_m$ . Тоже актуально и в случае механизмов № 3 и № 8, поскольку имитация суррогата *posf10325* в рамках первой же реакции в механизме разлагается на целый ряд простейших углеводородов порядка не выше  $C_6$ , а в самих механизмах в целом отсутствуют компоненты с порядком  $C_8$  и выше. Тем не менее в работе [218] данные механизмы при сравнении с экспериментом демонстрируют крайне высокое качество, поэтому они были приняты для дальнейшего анализа.

Поскольку в работе также рассматриваются альтернативные топлива, а именно синтезируемое по технологии Фишера-Тропша SAF-топливо типа BtL (Biomass to Liquid) [223-224], то для него предусмотрен свой кинетический механизм, однако, вследствие отсутствия необходимых экспериментальных данных, валидация для них проводиться не будет. Компенсировать отсутствие валидационного базиса позволяет тот факт, что механизм № 6 и механизм для SAF практически идентичны, что позволяет по крайней мере обеспечить качественный анализ результатов.

### 2.3.2 Выбор вариантов математических моделей для анализа процессов горения в КС и определения экологических характеристик

Для проведения компьютерного моделирования было выбрано несколько вариантов математических моделей. Выбор именно указанных моделей обусловлен различными источниками, в которых их использование позволило достичь хороших результатов при проведении валидации [20, 27, 30-33, 37, 41, 51-52, 55, 60, 156, 158-159, 176, 224-229]. Полный перечень представлен в таблице 6.

Таблица 6 – Варианты математических моделей для получения расчетных данных с целью дальнейшей валидации

№ мат. модели	Модель турбулентной вязкости	Модель горения	Модель образования NOx	Модель образования остальных ПС
1	$k$ - $\epsilon$ RNG, МПФ	Комбинированная модель FR/EDM	Термический механизм Зельдовича с дополнениями на основе [230]	Двухстадийная кинетика Вестбрука и Драйера [231-232]
2	$k$ - $\epsilon$ Realizable, МПФ			
3	$k$ - $\omega$ SST			
4	$k$ - $\epsilon$ RNG, МПФ	Модель FGM с замыканием TXB по модели Зимонта	Уравнения скалярного переноса для NO и NO <sub>2</sub> (кинетический механизм из таблицы 2)	Уравнение скалярного переноса для CO; PDF с механизмом из таблицы 2 для остальных ПС
5	$k$ - $\epsilon$ Realizable, МПФ			
6	$k$ - $\omega$ SST			

МПФ – масштабируемые пристеночные функции [233];  
 FR-EDM – комбинированная модель конечно-скоростной химии и модели диссипации вихря;  
 FGM – модель многообразия тонких фронтов пламени (Flamelet Generated Manifold);  
 TXB – турбулентно-химическое взаимодействие.

Выбор математических моделей для проведения многокритериальной валидации основывался на том, что для корректного отражения физико-химических процессов, протекающих в КС, модель должна учитывать турбулентно-химическое взаимодействие, обладать низкими требованиями к вычислительным ресурсам, обеспечивать хорошую сходимость результатов моделирования в короткие сроки.

В связи с большим набором вариантов математических моделей и кинетических механизмов было решено провести валидацию следующим образом:

1) первичная валидация с минимальным валидационным базисом на одном объекте для одного режима для исключения из рассмотрения тех моделей и механизмов, которые не обеспечивают требуемую точность;

2) основная валидация с минимальным валидационным базисом на том же объекте для остальных режимов с целью снижения вероятности случайно обеспеченной точности;

3) дополнительная валидация на остальных объектах с расширенным валидационным базисом для определения возможности использования в КС различной размерности и при различных параметрах рабочего процесса.

Математическая модель была принята в следующем виде:

1) выбирается стационарная периодическая постановка для объектов, представляющих собой полноразмерные КС с рассмотрением только единичного сектора, включающего одно ФУ для одноярусных КС и два ФУ для двухъярусных КС (объекты № 1-4), и стационарная полная (непериодическая) постановка для отсеков КС (объекты № 5-6);

2) за исключением периодических границ для секторов полноразмерных КС, граничные условия (ГУ) для всех типов КС одинаковы:

- на входе в расчетную область ГУ представляют собой одномерный массив (вектор) вида  $S = \{p, T, I_t, d_r\}$ , где  $p$  – полное давление потока воздуха,  $T$  – полная температура потока воздуха,  $I_t$  – интенсивность турбулентности потока воздуха,  $d_r$  – гидравлический диаметр;

- на выходе из расчетной области задается ГУ в виде массового расхода газа  $G$ ;

- в связи с отсутствием сопряженного теплообмена, все стенки, ограничивающие расчетную область, за исключением входов, выходов и периодических границ, задаются как адиабатические.

3) моделирование течения газа проводится путем решения итерационным методом системы уравнений Навье-Стокса для сжимаемого газа совместно с уравнениями модели турбулентности, уравнениями модели дискретной фазы, уравнениями модели горения и уравнениями эмпирической модели  $\text{NO}_x$  для моделей № 1-3 из таблицы 6 или уравнениями скалярного переноса для моделей № 4-6 из таблицы 6.

4) выбор модели турбулентной вязкости – в соответствии с таблицей 6, с учетом субмоделей для ограничения перепроизводства турбулентной энергии и модели повышения разрешающей способности в областях с изгибами и резкими углами;

5) выбор модели горения топливно-воздушной смеси – в соответствии с таблицей 6, для моделей № 1-3 используется глобальный кинетический механизм Вестбрука-Драйера [231-232] для горения однокомпонентной имитации керосина  $C_{12}H_{23}$ , для моделей № 4-6 используются кинетические механизмы и составы имитации суррогатов керосина в соответствии с таблицей 5;

6) для имитации распыла используется модель дискретной фазы (DPM) с учетом испарения капель, начальные размеры капель задаются по распределению Розин-Раммлера, использование которого является проверенным и достаточно распространенным способом имитации неоднородности аэрозоля, регулярно применяющимся при исследовании КС, причем так, чтобы среднезаутеровский диаметр капель  $D_{32}$ , а также минимальный  $D_{min}$  и максимальный  $D_{max}$  диаметры соответствовали полученным в ходе испытаний;

7) для жидкой фазы топлива учитывалась зависимость отдельных теплофизических свойств от температуры: для керосина данные были взяты из [234] и для SAF данные выбирались в соответствии с [223-224];

8) метод интерполяции градиентов потока для всех вариантов математических моделей – ориентированный по ячейкам метод наименьших квадратов (Least Squares Cell Based), метод интерполяции давления – схема PRESTO (PREssure STaggering Option) [235], схема адвекции для всех уравнений – второго порядка по направлению потока;

9) величины коэффициентов релаксации задавались в диапазоне 0.3...1 для всех переменных кроме массовых источников модели дискретной фазы – для нее коэффициент релаксации был снижен до величины 0.25 для улучшения сходимости одновременно с использованием схемы высокого разрешения при слежении за траекториями капель (High Resolution Particle Tracking).

В связи с возможностью изменения результатов моделирования и стабильности решения при использовании различных алгоритмов решения в стационарной постановке были рассмотрены два варианта глобальных схем решения:

1) полностью неявный совмещенный алгоритм установления совместно со схемой дискретизации уравнения неразрывности методом Рхи-Чоу [236] в псевдо-стационарной постановке (COUPLED) [237];

2) полу-неявный алгоритм установления совместно с методом для уравнений со связью по давлению (Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations, SIMPLE) [235].

Для вывода о степени сходимости получаемых результатов использовались оценки поведения и количественного значения невязок, распределение дисбаланса массы внутри сеточной модели и нарушение в балансе расходов между входом-выходами.

### 2.3.3 Проведение расчетных исследований и выбор математической модели для анализа процессов горения в КС и определения экологических характеристик по результатам валидации

Перед проведением валидации было проведено исследование сеточной сходимости и анализ результатов при изменении алгоритмов решения. Для дискретизации расчетной области был выбран наиболее современный метод – построение мозаичной полуструктурированной гексополиэдрической сеточной модели (метод «poly-hexcore») [210]. Идея данного метода заключается в следующем: большая часть объема расчетной области заполняется кубическими элементами, а оставшийся объем, связывающий полученную структурированную сетку с ограничивающими расчетную область поверхностями, заполняется полиэдрическими элементами. Поскольку наиболее существенные процессы, ведущие к образованию вредного выброса как раз характерны для ядра потока, применение сеточных моделей такого типа особенно оправдано, поскольку препятствует возникновению некорректных градиентов потока в узлах.

Для отработки сеточной сходимости и алгоритмов решения был выбран объект валидации № 1. Параметры рабочих режимов для выбранной КС приведены в таблице 7.

Таблица 7 – Параметры рабочих режимов объекта валидации №1

№ режима	$p_{вх}$ , кПа	$T_{вх}$ , К	$G_{вх}$ , кг/с	$G_T$ , кг/с	$\alpha_{жт}$
1	473	485	1.5	0.025	6.72
2	440	472	1.4	0.023	5.63
3	420	462	1.33	0.021	4.52
4	330	433	1.15	0.014	4.24
5	164	392	0.62	0.006	3.91

Для предварительных исследований устойчивости решения был выбран максимальный режим – режим № 1 из таблицы 7.

Как и предполагалось, для модели  $k-\omega$  SST потребовалось более детальное разрешение расчетной области вблизи пристеночного слоя для обеспечения  $y^+ \approx 1$ . Наименьшие требования объему сеточной модели были получены при использовании модели  $k-\varepsilon$  Realizable. Наибольшие порядки невязок для всех моделей был характерен для уравнения неразрывности. Общие результаты исследования математических моделей № 1-3 из таблицы 3 на сеточную сходимость и устойчивость решения представлены в таблице 8.

Таблица 8 – Результаты исследования устойчивости моделей № 1-3.

№ мат. модели	Схема решения	Наибольший порядок невязок при достижении сходимости	Общее время достижения сходимости, час	Осцилляция невязок относительно среднего значения, %	Объем сеточной модели для обеспечения сходимости, млн ячеек
1	SIMPLE	$10^{-2}$	46	13.3	13
	COUPLED	$10^{-2}$	18	11.2	13
2	SIMPLE	$10^{-3}$	17	0.8	6
	COUPLED	$10^{-4}$	10	0.5	6
3	SIMPLE	$10^{-2}$	85	8.7	22
	COUPLED	$10^{-2}$	34	4.3	22

Исходя из результатов, представленных в таблице 8, можно сделать вывод о существенном влиянии схемы решения на результаты моделирования при использовании моделей № 1 и 3, повышенные требования к сеточной модели, а также общую продолжительность процесса достижения сходимости при использовании обоих решателей. Наибольший порядок невязок при достижении сходимости всегда наблюдался для уравнения неразрывности. Для всех моделей полученный результат был стабильней при использовании схемы COUPLED, при этом сходимость была достигнута почти в 2 раза быстрее, что согласуется с результатами [237]. Для модели № 1 никакими средствами, в том числе путем замены типа пристеночных функций, не удалось обеспечить снижение осцилляции невязок относительно среднего значения менее 5 %.

Валидация на предмет обеспечения данными моделями соответствия результатам испытаний приведена на рисунке 24. В связи с значительными осцилляциями невязок и определяемых характеристик в моделях № 1 и № 3 было решено использовать осредненные значения с глубиной осреднения примерно в 200 итераций.

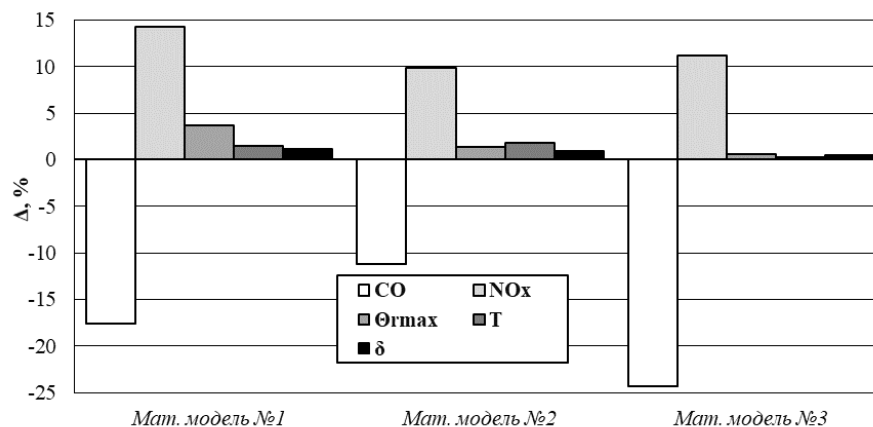


Рисунок 24 – Валидация математических моделей № 1-3 на основе валидационного базиса объекта № 1 для режима № 1

Как видно из рисунка 24, использование моделей № 1-3 из таблицы 6 не обеспечивает приемлемой точности моделирования: погрешность определенных расчетным путем экологических характеристик превышает 10 %.

Поскольку для математических моделей № 4-6 из таблицы 6 требуется также выбор кинетического механизма, то их оценка в части устойчивости и сеточной сходимости проводилась только при использовании механизма № 3 из таблицы 5, который прошел процедуру валидации на том же объекте при использовании математической модели, близкой к модели № 5 из таблицы 6 [210]. Результаты анализа представлены в таблице 9.

Таблица 9 – Результаты исследования устойчивости моделей № 4-6.

№ мат. модели	Схема решения	Наибольший порядок невязок при достижении сходимости	Общее время достижения сходимости, час	Осцилляция невязок относительно среднего значения, %	Объем сеточной модели для обеспечения сходимости, млн ячеек
4	SIMPLE	$10^{-1}$	52	14.3	18
	COUPLED	$10^{-2}$	23	12.6	18
5	SIMPLE	$10^{-2}$	16	0.9	6
	COUPLED	$10^{-3}$	8	0.6	6
6	SIMPLE	$10^{-2}$	94	5.9	30
	COUPLED	$10^{-2}$	41	4.9	30

Как и в случае моделей № 1-3, не удалось обеспечить приемлемую сходимость при использовании модели турбулентности  $k$ - $\epsilon$  RNG ни путем уточнения сеточной модели, ни путем замены пристеночных функций. Для модели  $k$ - $\omega$  SST относительно удачных результатов удалось добиться только путем существенного уточнения сеточной модели до объемов порядка 30 млн. ячеек, в том числе за счет наращивания количества призматических слоев в пристеночной области до 15 для максимального приближения к  $y^+ \approx 1$ . В то же время для модели  $k$ - $\epsilon$  Realizable сходимость достигалась при использовании сеточной модели объемом всего 6 млн. ячеек и 5 призматических слоев. При этом отклонения основных и экологических характеристик, полученных в ходе расчета, также оставалась существенно завышены для всех моделей кроме модели № 5. Результаты валидации для математических моделей № 4-6 представлены на рисунке 25. Для моделей № 4 и № 6, как и в случае моделей № 1 и № 3, использовались осредненные значения с той же глубиной осреднения в связи с значительными осцилляциями невязок и определяемых характеристик.

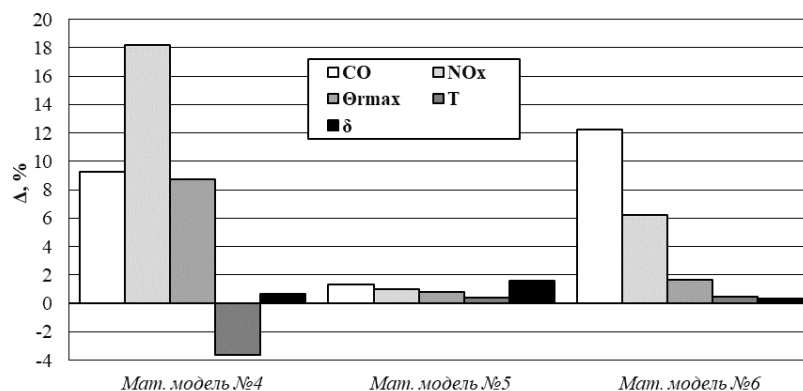


Рисунок 25 – Валидация математических моделей № 4-6 на основе валидационного базиса объекта № 1 для режима № 1

Поскольку выбор кинетического механизма не может значительно влиять на саму устойчивость численной схемы и сходимость, можно сделать вывод, что модель № 5 является наиболее выгодной для использования в инженерной модели внутрикамерных процессов с точки зрения затрат времени, стабильности решения и качества получаемых результатов. Кроме того, необходимость осреднения невязок в определенной степени снижает доверие к моделям № 4 и № 6 с учетом стационарного моделирования.

Хотя обеспеченная при использовании кинетического механизма № 3 из таблицы 5 точность оказалось достаточно высокой, используемый состав суррогата во многом, как ранее было сказано, является достаточно грубым. При этом использование еще более компактного механизма при обеспечении с его помощью приемлемой точности моделирования потенциально может еще существенней сократить затраты времени на моделирование. В связи с этим было решено провести валидацию остальных кинетических механизмов в соответствии с таблицей 5. Результаты валидации в виде сравнения относительных величин отклонения основных и экологических характеристик от результатов испытаний представлены на рисунках 26 и 27, соответственно.

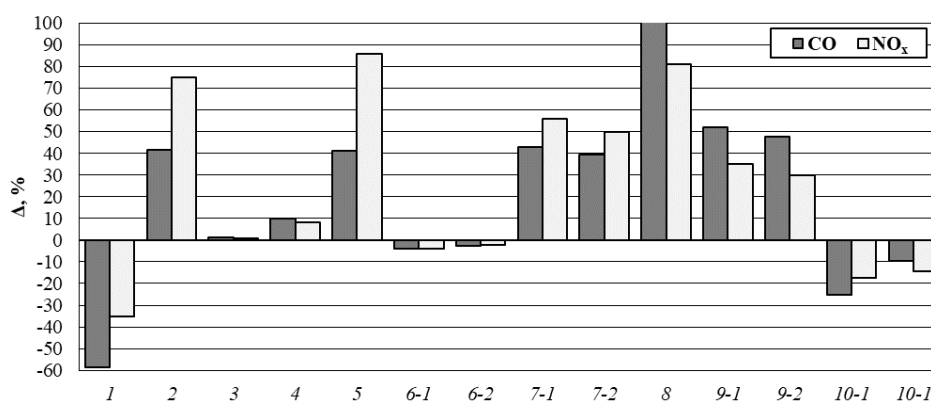


Рисунок 26 – Валидация кинетических механизмов на основе валидационного базиса объекта № 1 в части экологических характеристик

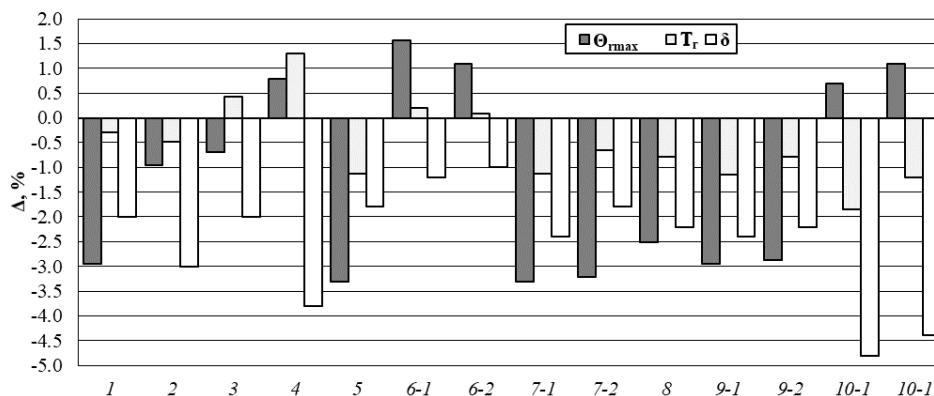


Рисунок 27 – Валидация кинетических механизмов на основе валидационного базиса объекта № 1 в части основных характеристик

В целом, все рассмотренные механизмы позволяют обеспечить приемлемое качество прогнозирования по основным характеристикам: отклонения не превышают 5 %, – при этом только кинетические механизмы № 3, № 6-1 и № 6-2 позволяют обеспечить крайне высокое качество прогнозирования экологических характеристик, что нагляднее заметно при ограничении всей выборки и увеличении масштаба, как показано на рисунке 28.

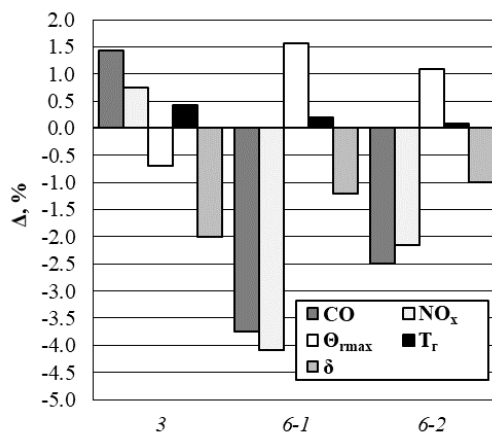


Рисунок 28 – Отклонения основных и экологических характеристик для механизмов № 3, № 6-1 и № 6-2 в другом масштабе

Наихудший результат был получен при использовании механизма № 8: отклонение по эмиссии CO составило более 300 % при отклонении по  $NO_x$  на уровне более 80 %. При этом известно, что механизм № 5, представляющий собой скелетную (фундаментальную) часть механизма № 8, обеспечивает хоть и неудовлетворительный уровень прогнозирования, но при этом существенно меньше завышает эмиссию CO. То же самое актуально и для механизмов № 7 и № 9. Механизм № 4 проходит по нижней границе допустимых отклонений, но в силу возможности описания суррогата керосина только при помощи н-додекана завышает величину температуры на выходе из КС и в целом уступает по качеству механизмам № 3, № 6-1 и № 6-2.

Поскольку существует вероятность, что совпадение является случайным, то в соответствии с сформулированной методикой валидации необходимо проверить поведение математической модели совместно с кинетическим механизмом при других параметрах работы КС. Результаты анализа для механизма № 6-2 представлены на рисунке 29.

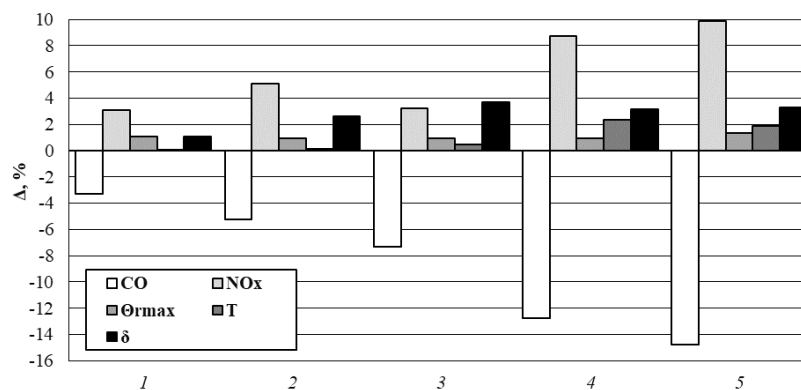


Рисунок 29 – Валидация кинетического механизма № 6-2 на основе валидационного базиса объекта № 1 для режимов № 1-5

Как видно из результатов, представленных на рисунке 29, при понижении параметров рабочего процесса происходит плавное ухудшение точности прогнозирования. Однако уже на режиме № 4 отклонения по CO превышают допустимое значение в 10 %, а при переходе на параметры режима № 5 отклонение по CO становится более 14 %. Хотя достигнутая точность по NO<sub>x</sub> и основным характеристикам в среднем остается на приемлемом уровне, значительное занижение эмиссии CO определяет необходимость рассмотреть альтернативный подход с использованием механизма № 3 и упрощенным составом имитации суррогата керосина. Результаты валидации приведены на рисунке 30.

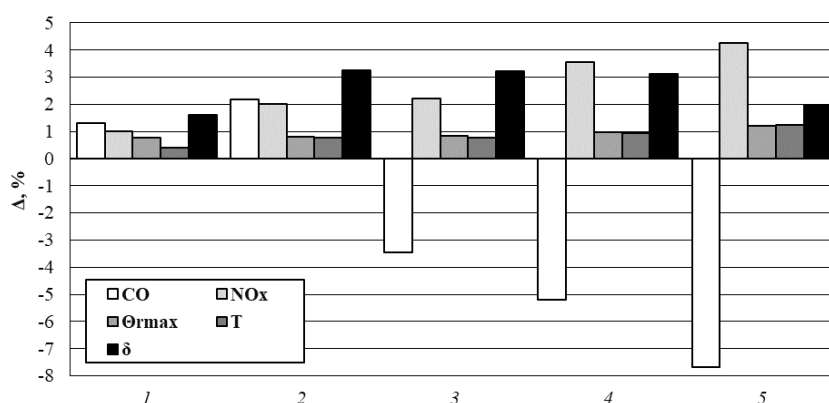


Рисунок 30 – Валидация кинетического механизма № 3 на основе валидационного базиса объекта № 1 для режимов № 1-5

Как и в случае с механизмом № 6-2 наблюдается завышение выбросов CO, однако отклонение не превышает 10 %. Также наблюдается, что при переходе от параметров режима № 2

к параметрам режима № 3 характер отклонения СО меняется. При детальном сравнении можно достаточно однозначно заключить, что механизм № 3 является более предпочтительным по результатам валидации, чем альтернативные варианты.

Тем не менее, в контексте параметров перспективных авиационных ГТД, даже параметры максимального режима работы объекта валидации № 1 находятся ниже параметров малого газа. Для уверенности в том, что полученные значения не являются случайными, необходимо проверить качество выбранной математической модели совместно с кинетическим механизмом на других объектах валидации. Параметры рассмотренных режимов работы для объекта валидации № 3 представлены в таблице 10.

Таблица 10 – Параметры рабочих режимов объекта валидации №3

№ режима	$p_{вх}$ , кПа	$T_{вх}$ , К	$G_{вх}$ , кг/с	$G_{жт}$ , кг/с	$G_t$ , кг/с	$\alpha_{жт}$
1	445	675	15.3	13.1	0.25	3.6
2	675	685	22.8	19.5	0.37	3.6
3	1440	720	47.8	40.6	0.64	4.3
4	445	670	14.9	12.7	0.26	3.4
5	680	675	23.1	19.7	0.40	3.3
6	755	710	24.9	21.3	0.43	3.3
7	1650	740	53.2	45.2	0.83	3.7
8	1750	765	56.2	47.7	1.01	3.2

Результаты валидации выбранной математической модели совместно с кинетическим механизмом на основе валидационного базиса объекта № 3 представлены на рисунке 31.

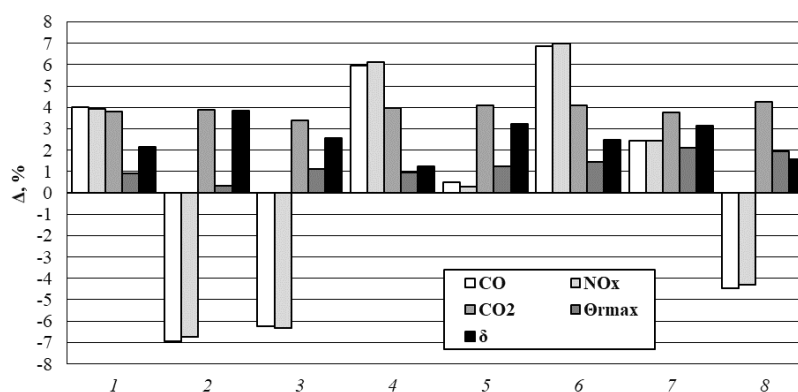


Рисунок 31 – Валидация математической модели совместно с кинетическим механизмом на основе валидационного базиса объекта № 3

Как видно из результатов, представленных на рисунке 31, математическая модель сохраняет точность при определении как основных, так и экологических характеристик в случае нового объекта: отклонения результатов прогнозирования не превышают 8 %, что соответствует результатам, полученным ранее на объекте валидации № 1.

Перейдем к рассмотрению объекта валидации № 4. Параметры рассмотренных режимов работы для него представлены в таблице 11.

Таблица 11 – Параметры рабочих режимов объекта валидации №4

№ режима	$p_{вх}$ , кПа	$T_{вх}$ , К	$G_{вх}$ , кг/с	$G_{жт}$ , кг/с	$G_t$ , кг/с	$\alpha_{жт}$
1	1350	650	21.0	18.4	0.30	4.00
2	1350	760	18.0	15.8	0.31	3.50
3	1350	770	18.5	16.3	0.30	3.75
4	1350	780	18.0	16.0	0.35	3.00
5	1750	830	18.5	16.2	0.40	2.75
6	1750	850	23.0	20.3	0.52	2.60
7	1750	860	23.5	20.5	0.53	2.50

Результаты валидации выбранной математической модели совместно с кинетическим механизмом на основе валидационного базиса объекта № 4 представлены на рисунке 32.

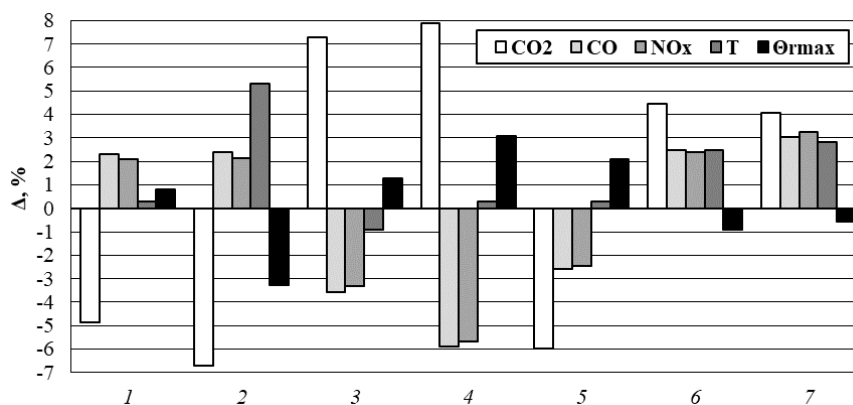


Рисунок 32 – Валидация математической модели совместно с кинетическим механизмом на основе валидационного базиса объекта № 4

В соответствии с результатами, представленными на рисунках 31-32, выбранная математическая модель № 5 совместно с кинетическим механизмом № 3 обеспечивает высокую точность прогнозирования как по основным, так и по экологическим характеристикам в относительно широком диапазоне температур и давлений.

Как было ранее отмечено в первой главе настоящей диссертации, значительное влияние на результаты моделирования при использовании модели FGM оказывает выбор стехиометрического значения скалярной диссипации  $\chi_{ст}$ . В ходе валидации данный параметр подбирался вручную методом последовательных приближений, причем он оказывался индивидуальным для каждого режима и для каждого механизма. Однако в отсутствии экспериментальных данных осуществить такой выбор становится невозможно. С учетом того, что определение валидированной математической модели прежде всего было направлено на создание инструмента для проведения достоверных расчетно-параметрических исследований,

значительная неопределенность столь важного параметра является существенной проблемой. В связи с этим, была выдвинута гипотеза, что  $\chi_{ст}$  зависит только от параметров рабочего процесса: давления, температуры, коэффициента избытка воздуха, расхода воздуха и т.д.

Для аппроксимации такого рода наиболее подходящим инструментом являются классические методы машинного обучения, в частности методы построения регрессии [203]. При помощи разных вариантов задания регрессии была проведена аппроксимация на полученных в ходе расчета эмпирически установленных значениях скалярной диссипации с использованием хорошо известной библиотеки scikit-learn [238] для языка Python. Предварительно, исходная выборка в соответствии с общепринятым подходом была разделена на обучающую, которая используется для настройки модели, валидационную, которая используется для определения гиперпараметров модели, и тестовую, в которой содержатся данные для окончательной проверки модели. В качестве метрик качества использовались средняя относительная ошибка  $MRE$ , определяемая как:

$$MRE_{cp} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \left| \frac{y_{i \text{ тест}} - y_{i \text{ прогноз}}}{y_{i \text{ тест}}} \right| \times 100 \%, \quad (6)$$

– а также максимальная относительная ошибка  $MSE_{макс}$ , определяемая как:

$$MRE_{макс} = \max \left| \frac{y_{i \text{ тест}} - y_{i \text{ прогноз}}}{y_{i \text{ тест}}} \right| \times 100 \%, \quad (7)$$

где  $N$  – количество данных в тестовой выборке;

$y_{i \text{ тест}}$  –  $i$ -ое значение в тестовой выборке;

$y_{i \text{ прогноз}}$  –  $i$ -ое значение, прогнозируемое для тех же параметров, что и  $y_{i \text{ тест}}$ .

Метрики качества разработанных моделей для аппроксимации в зависимости от типа регрессии и включенных признаков представлены в таблице 12.

Таблица 12 – Качество разработанных моделей аппроксимации стехиометрического значения скалярной диссипации

Метрика качества	Тип регрессии			
	Линейная регрессия $f_1(p_{вх}, T_{вх}, \alpha_{жт})$	Полиномиальная регрессия $f_2(p_{вх}, T_{вх}, \alpha_{жт})$	Полиномиальная регрессия с членами второй степени $f_3(p_{вх}, T_{вх}, \alpha_{жт})$	Полиномиальная регрессия $f_4(p_{вх}, T_{вх}, \alpha_{жт}, G_{жт}, N_{сек})$
$MRE_{cp}, \%$	72.98	64.23	18.26	5.23
$MRE_{макс}, \%$	121.6	81.2	25.3	6.52

Прогнозируемое стехиометрическое значение скалярной диссипации при использовании полиномиальной регрессии с полным блоком параметров для исходной выборки обеспечивает погрешность не более 7 %. Для оценки возможности использования полученной аппроксимации

$\chi_{ст}$  в дальнейшем исследовании было решено использовать экспериментальные точки объекта валидации № 2. Параметры рассмотренных режимов работы для объекта валидации № 2 представлены в таблице 13.

Таблица 13 – Параметры рабочих режимов объекта валидации № 2

№ режима	$p_{вх}$ , кПа	$T_{вх}$ , К	$G_{вх}$ , кг/с	$G_{жт}$ , кг/с	$G_T$ , кг/с	$\alpha_{жт}$
1	550	550	1.10	1.10	0.019	4.0
2	510	482	0.95	0.95	0.014	4.6
3	380	435	0.88	0.88	0.016	3.7
4	355	420	0.83	0.83	0.015	3.8
5	370	430	0.70	0.70	0.009	5.3

Результаты валидации выбранной математической модели совместно с кинетическим механизмом на основе валидационного базиса объекта № 2 представлены на рисунке 33.

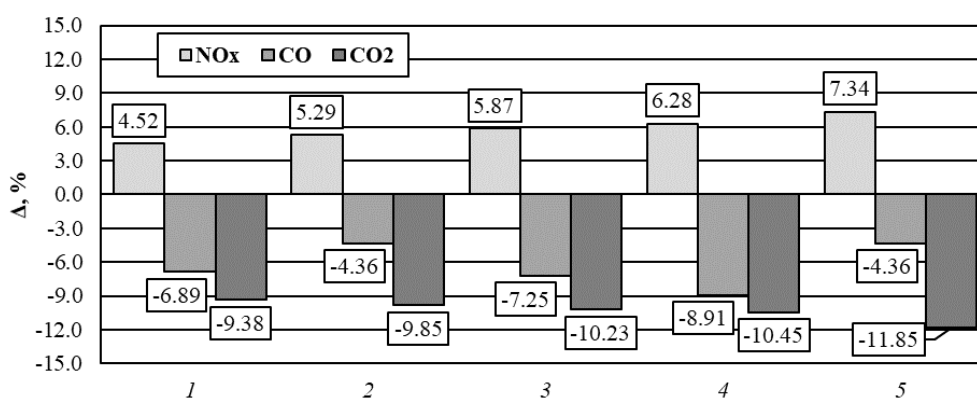


Рисунок 33 – Валидация математической модели совместно с кинетическим механизмом и предсказанным значением  $\chi_{ст}$  на основе валидационного базиса объекта № 2

Результаты сравнения расчетов с аппроксимирующего полиномом и эмпирическим подбором оптимальной точки представлены в таблице 14.

Таблица 14 – Качество разработанных моделей аппроксимации стехиометрического значения скалярной диссипации  $\chi_{ст}$

№ режима	Предсказанное значение $\chi_{ст}$ , с <sup>-1</sup>	Оптимальное значение $\chi_{ст}$ , с <sup>-1</sup>	Абсолютный прирост отклонения по NO <sub>x</sub> , %	Абсолютный прирост отклонения по CO, %
1	2.35	2.08	4.75	1.87
2	2.35	2.12	5.43	2.18
3	2.7	2.20	5.89	4.40
4	3.1	3.53	5.22	2.26
5	3.6	4.03	6.17	4.21

Как видно из результатов сравнения, представленного в таблице 14, использование аппроксимирующего полинома увеличивает отклонение в среднем на 3 процентных пункта

относительно расчета с эмпирическим подбором. В отдельных точках погрешность прогнозирования экологических характеристик ухудшается, как, например, в точке 4 с исходных -8.91 % до -11.17 % для CO, что превышает определенный ранее допустимый предел в 10 %. Тем не менее, средняя точность по-прежнему остается высокой, обеспечивая достоверность определения экологических характеристик на уровне 93 %, что означает возможность применения определенной математической модели для анализа процессов горения в КС совместно с полученной аппроксимацией стехиометрических значений скалярной диссипации.

### **Выводы по главе 2**

1. На основе нормативной документации и с учетом специфики КС, предложена методика проведения валидации, критерии выбора объектов валидации и наполнения валидационного базиса для разработки компьютерных моделей комплексного анализа внутрикамерных процессов. На основе этого произведен выбор объектов валидации. С учетом располагаемого стендового оборудования для проведения испытаний КС ГТД и сформулированной методики проведения валидации, предложена методика проведения испытаний КС в обеспечение валидации расчетных моделей.

2. На основе анализа литературных источников, определены наиболее подходящие варианты математических моделей, кинетических механизмов горения керосин-воздушных смесей и составов имитации суррогатов керосина. Выбраны общие неизменные составляющие численной схемы и математической модели для разработки компьютерной модели внутрикамерных процессов. По результатам многокритериальной валидации выбрана математическая модель № 5 совместно с кинетическим механизмом № 3, обеспечившая среднюю точность в 96 % при прогнозировании экологических характеристик и 99 % при прогнозировании основных характеристик КС.

3. Для обеспечения возможности автоматизированного использования валидированной математической модели в отсутствие экспериментальных данных была проведена аппроксимация полученных в ходе работы эмпирически установленных стехиометрических значений скалярной диссипации при помощи методов машинного обучения. Оценка применимости полученной полиномиальной регрессии была проведена на объекте валидации № 2. Получено, что использование аппроксимирующего полинома увеличивает отклонение в среднем на 5 процентных пунктов относительно расчета с эмпирическим подбором, при этом средняя точность изменилась только на 3 %: с исходных 96% до 93 %, – что позволяет применять полученную аппроксимацию для дальнейших исследований.

### 3 Проведение расчетно-параметрических исследований для анализа влияния различных факторов на экологические характеристики КС и разработка моделей аппроксимации для их прогнозирования

#### 3.1 Структурный анализ современных КС для определения факторов влияния на экологические характеристики

Ранее было введено основное принципиальное разделение малоэмиссионных КС по способу организации горения на богато-бедный тип и бедный тип, а также обсуждены основные особенности, характеризующие данные подходы. Проведенный анализ позволяет определить характерные элементы конструкции КС различных типов для вывода обобщенной модельной схемы каждого из них, необходимой для дальнейшего расчетно-параметрического исследования. Тем не менее, для сокращения объема варьируемых параметров и исключения заведомо некорректных соотношений необходимо определить корректные диапазоны изменения параметров. Для этого заранее была разработана условная модельная КС, внешний вид которой представлен на рисунке 34.

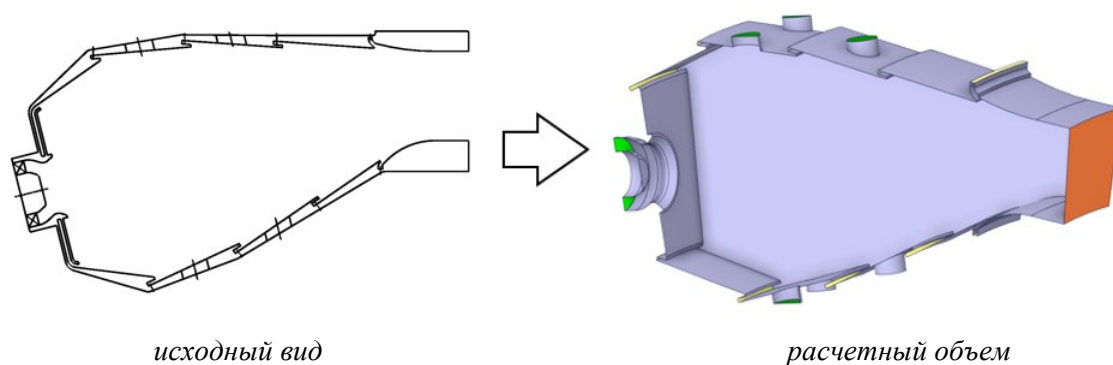


Рисунок 34 – Общий внешний вид модельного объекта для предварительных исследований

Модельная КС является одноярусной, кольцевой, с организацией горения по традиционной трехзонной богато-бедной схеме, содержащей 24 форсунки и 4 ряда основных отверстий, расположенных двумя рядами и примыкая к наружному и внутреннему кольцевым каналам, соответственно. Для дальнейших исследований рассматривается единичный сектор, содержащий только одну форсунку. Размерность и параметры соответствуют двигателю в классе тяги 60...120 кН со степенью двухконтурности порядка 4...6. Для сокращения объема варьирования геометрических параметров предусмотрены следующие упрощения:

- 1) ФУ содержит только один завихритель воздушного потока с граничным условием на входе по полному давлению с заданием закрутки потока  $\omega$ ;
- 2) входной участок, включая преддиффузор, диффузор и внезапное расширение, удален, а для их учета в системе корректируется значение полного давления в граничном условии для ФУ;

3) кольцевые каналы удалены, моделирование работы основных отверстий и системы охлаждения ЖТ осуществляется при помощи граничных условий по массовому расходу.

Закрутка потока  $\omega$  формулируется следующим образом:

$$\omega = \frac{W_\tau}{|W|} = \frac{W_\tau}{\sqrt{W_{ax}^2 + W_\tau^2}}, \quad (8)$$

где  $W_\tau$  – тангенциальная компонента скорости потока в м/с;

$W_{ax}$  – осевая компонента скорости потока в м/с;

$|W|$  – модуль скорости потока воздуха на входе в диффузор в м/с.

Таким образом, модельная КС редуцируется только до внутреннего объема ЖТ, в котором протекают основные внутрикамерные процессы. В качестве параметров режима работы модельной КС для дальнейших расчетных исследований выбраны значения, соответствующие условному режиму номинальной тяги, в частности: полное давление на входе в КС  $p_{пол\ вх} = 27.5$  атм; температура воздуха на входе в КС  $T_{вх} = 780$  К; массовый расход воздуха на входе в КС  $G_{вх} = 54.5$  кг/с; массовый расход воздуха через ЖТ  $G_{жт} = 48$  кг/с; коэффициент избытка воздуха, оцененный по ЖТ,  $\alpha_{жт} = 2.8$ . Предполагается, что на систему охлаждения приходится порядка 25 % от  $G_{жт}$ , на основные отверстия – порядка 60 % от  $G_{жт}$ , на ФУ – порядка 15 % от  $G_{жт}$ . Закрутка потока выбирается на уровне  $\omega = 0.8$ .

Для задания граничных условий используется следующая последовательность действий.

1) Принимаем, что приведенная скорость на входе в диффузор КС  $\lambda_{вх} = 0.285$ . Выбираем потери полного давления на диффузоре  $\Delta p_d = 0.0185$  и степень расширения диффузора  $n_d = 2$ , что означает, что приведенная скорость на выходе из диффузора  $\lambda_d = 0.143$ .

2) Определяем модуль скорости потока воздуха на входе в диффузор  $|W|$  в соответствии с формулой:

$$|W|_d = \lambda_d \cdot \sqrt{\frac{2kRT_{вх}}{k+1}} \quad (9)$$

где  $R$  – индивидуальная газовая постоянная для воздуха, принимая равной 287.3 Дж/(кг·К).

3) Исходя из определения полного давления:

$$p_{пол\ вх} = p_{ст\ вх} + \frac{\rho_{вх} |W|_d^2}{2} \quad (10)$$

4) Считая воздух идеальным газом, плотность воздуха на входе в КС  $\rho_{вх}$  определяется как

$$\rho_{вх} = \frac{p_{ст\ вх}}{RT_{вх}} \quad (11)$$

5) Объединяя формулы (10) и (11) получаем статическое давление на входе в КС  $p_{ст\ вх}$ :

$$p_{ст\ вх} = \frac{p_{пол\ вх}}{1 + \frac{|W|_д^2}{2RT_{вх}}}, \quad (12)$$

б) Исходя из выбранных потерь полного давления на диффузоре, определяем полное давление на фронтальной плите в соответствии с соотношением:

$$p_{пол\ фр} = p_{пол\ вх} (1 - \Delta p_d) \quad (13)$$

Аналогично, используя (9)-(13), определяется статическое давление на фронтальной плите.

7) Граничное условие по массовому расходу с учетом закрученного потока требует задания величины тангенциальной компоненты скорости  $W_{\tau\ \phi y}$ . Несмотря на заранее известный угол закрутки потока, величина полной скорости на входе в завихрители ФУ заранее неизвестна. Тем не менее, распределение воздуха через элементы КС задается сразу, в том числе и через ФУ. Тогда величина осевой компоненты скорости  $W_{ax\ \phi y}$  и связь с тангенциальной могут быть получены исходя из соотношений:

$$W_{ax\ \phi y} = \frac{G_{\phi y}}{\rho_{\phi y} S_{\phi y}}, \quad (14)$$

где  $G_{\phi y}$  – массовый расход воздуха через ФУ в кг/с;

$\rho_{вх}$  – плотность воздуха на выходе из ФУ в кг/м<sup>3</sup>;

$S_{\phi y}$  – площадь проходного сечения ФУ в м<sup>2</sup>.

Следовательно, тангенциальная компонента скорости  $W_{\tau}$  определяется как:

$$W_{\tau\ \phi y} = W_{ax\ \phi y} \cdot \omega \quad (15)$$

Поскольку система воздушных завихрителей фронтального устройства является одним из неизменных элементов для малоэмиссионных КС любого типа, необходимо уделить им особое внимание. Они имеют два основных назначения: участие в подготовке топливоздушнной смеси требуемой дисперсности, распределенной в соответствии с выбранной схемой организации горения, что достигается за счет механического воздействия закрученного воздуха на топливную струю или пленку, и формирование зон обратных токов [182]. Первая задача в полной постановке, как ранее было показано, является крайне трудоемкой не только для компьютерного моделирования, но даже для экспериментального исследования. В связи с этим отработанную и обеспечивающую хорошие характеристики систему распыливания эффективно использовать как основу для проектирования новых КС, а в расчет всей КС встраивать непосредственно характеристики, уже полученные в результате проведенных исследований. Вторая задача взаимосвязана с первой, но тем не менее является более простой, так как влияние завихрителей на формирование ЗОТ в отсутствие дополнительных элементов в виде конфузорных сопел или

конфузорно-диффузорных камер смешения во фронтальном устройстве однозначно связано только с закруткой потока: с ростом угла закручивания потока наружный вихрь, прилегающий к фронту КС, уменьшается пропорционально углу закручивания [239-241]. При наличии в ФУ конфузорно-диффузорного выходного участка за счет прилипания потока к стенке диффузора, имеющего некоторый отличный от нуля угол раскрытия, размер внутреннего вихря ЗОТ будет расти активнее, причем чем больше угол раскрытия, тем сильнее закрутка потока влияет на увеличение внутреннего вихря ЗОТ.

Для оценки влияния выходного участка была проведена серия расчетов с оценкой влияния угла раскрытия и сужения диффузора и конфузора, соответственно, в конфузорно-диффузорном сопле ФУ на эмиссию вредных веществ. Для моделирования течения в модельной КС применялась математическая модель, выбранная в ходе валидации во второй главе. Закрутка потока была выбрана постоянной, равной примерно 0.8. При анализе диффузора конфузор был зафиксирован с углом сужения 30 градусов, а при анализе конфузора был зафиксирован диффузор с углом раскрытия 45 градусов. Результаты количественного анализа представлены на рисунке 35.

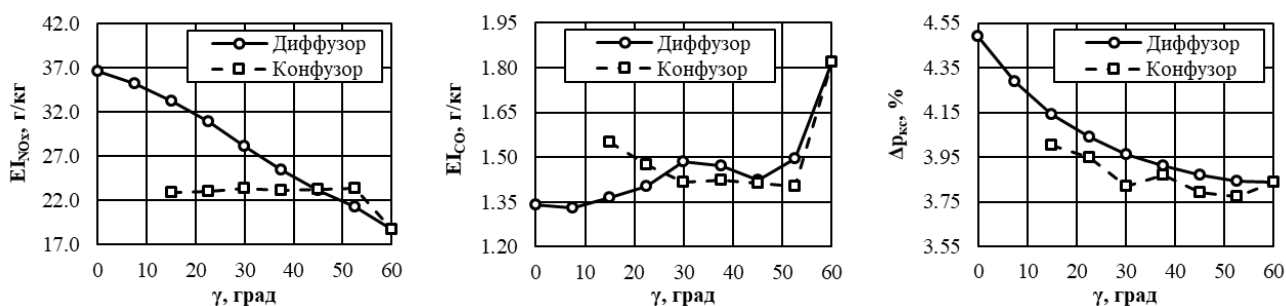


Рисунок 35 – Зависимости индексов эмиссии  $NO_x$  и  $CO$ , а также потерь полного давления в КС от угла раскрытия и сужения диффузора и конфузора, соответственно, конфузорно-диффузорного выходного участка ФУ

Исходя из результатов, представленных на рисунке 35, можно сделать следующие выводы. Во-первых, увеличение угла раскрытия диффузора приводит к предсказуемому уменьшению эмиссии  $NO_x$  и потерь полного давления, но менее неоднозначно сказывается на изменении эмиссии  $CO$ . Во-вторых, конфузор оказывает менее существенное, но более непредсказуемое влияние на характеристики работы КС, чем диффузор: вплоть до угла сужения конфузора, равного примерно 52.5 градусам, практически не происходит изменение эмиссии  $NO_x$ , наблюдается слабое снижение эмиссии  $CO$ , а при увеличении угла сверх 52.5 градусов происходит крайне резкое снижение эмиссии  $NO_x$  и повышение эмиссии  $CO$ .

На рисунке 36 представлено качественное сравнение результатов моделирования при варьировании угла раскрытия диффузора.

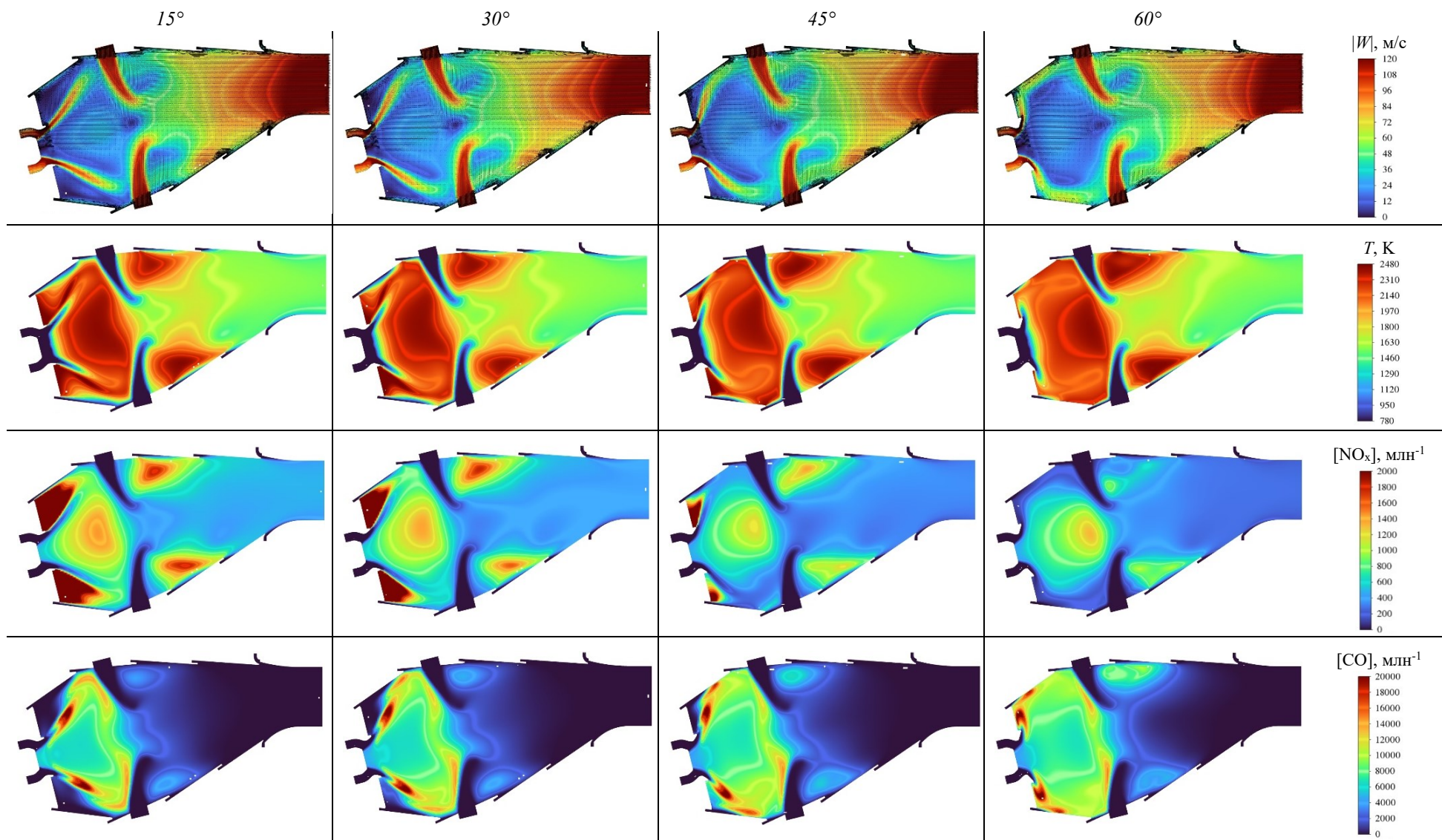


Рисунок 36 – Поля распределения абсолютного значения скорости с наложенными векторными полями, температуры газа, мольной доли  $NO_x$  и  $CO$  при различных углах раскрытия диффузора конфузорно-диффузорного выходного участка ФУ в секторе модельной КС

Исходя из результатов, представленных на рисунке 36, можно сделать вывод, что увеличение угла раскрытия диффузора также ведет к уменьшению пристенной периферийной ЗОТ, примыкающей к фронтальной плите, вплоть до ее вырождения при углах более 60 градусов, и одновременному росту внутренней ЗОТ. В ходе качественного анализа результатов также было обнаружено, что изменение угла раскрытия конфузора практически не меняет объем центрального и периферийного ЗОТ.

Формирование одной единственной ЗОТ, состоящей только из внутреннего вихря, способствует снижению выбросов  $\text{NO}_x$ , но ухудшает стабилизацию пламени и не позволяет увеличить диапазон устойчивого горения с точки зрения бедного срыва пламени [182, 242], поэтому раскрытие диффузора более чем на 45 градусов или сужение диффузора более чем на 60 градусов не имеет смысла для рассмотрения. Поскольку входной участок КС, представляющий собой в современных КС, как правило, безотрывной диффузор и участок резкого расширения с отрывом потока, вносит вклад в потери полного давления на уровне примерно 1.5...2 %, при целевом значении порядка 4...6 % потерь полного давления для всей КС, угол раскрытия диффузора должен быть не менее 30 градусов. С точки зрения комбинации потерь полного давления и экологических характеристик, оптимальным диапазоном углов раскрытия диффузора и углов сужения конфузора является  $30 < \gamma < 52.5$ .

Далее, было рассмотрено влияние закрутки потока  $\omega$ , которая является одной из основных характеристик завихрителя. В целом, рост закрутки воздушного потока в ФУ положительно сказывается на снижении эмиссии вредных веществ, что обусловлено увеличением степени перемешанности топливоздушная смеси, а также центральной и периферийной ЗОТ [243]. Однако для получения количественной оценки степени влияния было решено провести расчетно-параметрическое исследование. При анализе конфузор был зафиксирован с углом сужения 30 градусов, а угол раскрытия диффузора варьировался. На рисунке 37 представлены результаты моделирования.

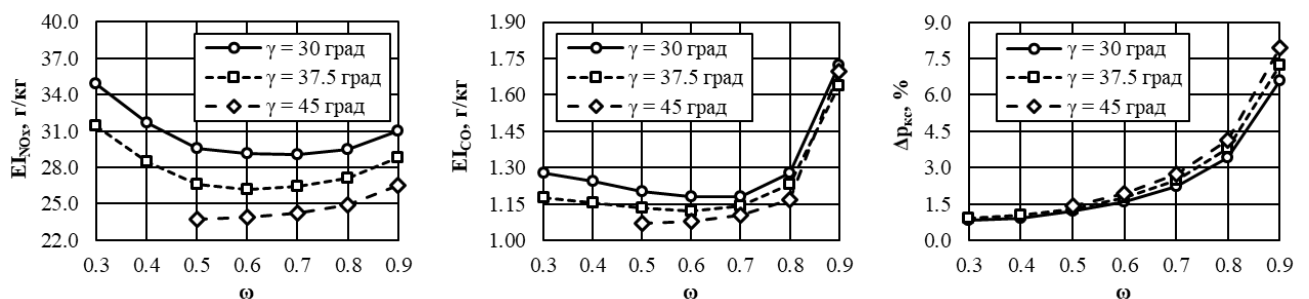


Рисунок 37 – Зависимости индексов эмиссии  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$ , а также потерь полного давления в КС от закрутки потока

Как видно из результатов, представленных на рисунке 37, после увеличения закрутки потока выше 0.7 начинается стремительный рост эмиссии CO. При этом, как и ожидалось, потери полного давления с увеличением закрутки растут. Эмиссия NO<sub>x</sub> в целом имеет тренд на убывание с увеличением закрутки потока при  $\omega < 0.8$ , но при  $\omega > 0.8$  вновь начинает возрастать. В целом, это соответствует известным данным относительно влияния закрутки потока на экологические характеристики КС [243]. При этом при низкой закрутке потока и угле раскрытия диффузора 45 градусов возникает отрыв потока, из-за резко падает полнота сгорания, что косвенно выражается в значительном увеличении CO и снижении температуры газа на выходе из КС, поэтому на рисунке 33 эти точки пропущены. Исходя из того, что перепад полного давления на ФУ должен составлять примерно 2-3 %, то, чтобы обеспечить суммарные потери полного давления в КС не выше 5 % с учетом потерь на входном участке КС, и при этом гарантировать отсутствие отрыва потока на выходе из ФУ, необходимо выбирать закрутку потока в интервале  $0.6 < \omega < 0.8$ .

Таким образом, учет воздушных завихрителей в методике будет производиться через граничное условие с заданием двух переменных: расхода воздуха  $G_v$  и закрутки потока  $\omega$ , – а также через корреляционный коэффициент  $\kappa$ , учитывающий влияние типа выходного участка ФУ через углы сужения и раскрытия конфузорной и диффузорной составляющих, соответственно. Как было ранее сказано, ввиду сложности процесса распыливания учет характеристик распыливания будет производиться путем использования модели дискретных частиц (DPM) с учетом трех ключевых переменных: расхода топлива  $G_t$ , среднезауэтеровского диаметров капель  $D_{32}$  и закрутки топливной пленки (струи)  $\omega_t$ , обеспеченной в форсунке.

Помимо ФУ на работу КС существенное влияние оказывает конструкция ЖТ, а именно ее объем и длина, которые, прежде всего, влияют на полноту сгорания топлива и время пребывания газа. Выбор высоты фронта во многом обусловлен как геометрическими ограничениями других узлов, так и размерами выбранного ФУ. В соответствии с рекомендациями, приведенными в [242, 244-250], высота фронта должна выбираться в диапазоне 2...2.5 максимальных диаметров ФУ для одноярусной КС и в диапазоне 2.5...3 максимальных диаметров ФУ для двухъярусных КС.

Тем не менее, в проектировочных методиках не приводится однозначной зависимости о влиянии высоты фронта ЖТ на эмиссию вредных веществ. Для учета данного геометрического фактора влияния было проведено расчетное исследование с изменением геометрии базовой конструкции. Результаты расчетного анализа представлены на рисунке 38. Поскольку потери полного давления, а также максимальное значение радиальной неравномерности температурного поля в ходе исследования оставались постоянными, они не приводятся.

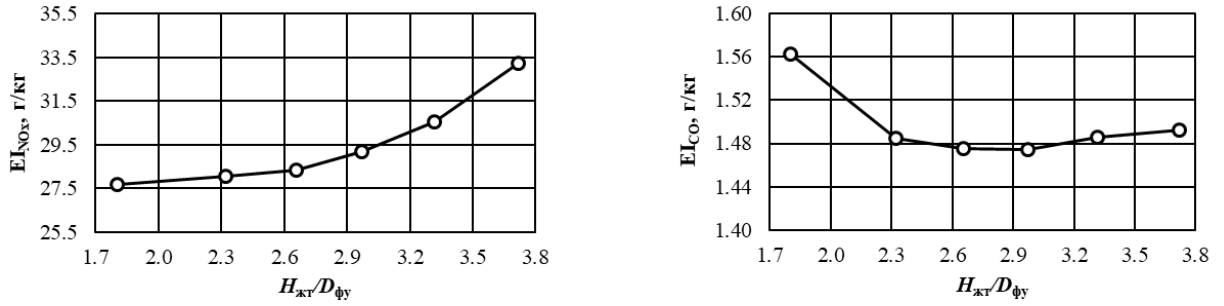


Рисунок 38 – Зависимости индексов эмиссии NO<sub>x</sub> и CO от соотношения высоты фронта ЖТ к максимальному диаметру ФУ

Из результатов исследования, представленных на рисунке 38, следует, что увеличение высоты фронта ЖТ способствует росту выбросов NO<sub>x</sub>. Выброс CO при этом сначала снижается, а при достижении соотношения высоты фронта ЖТ к максимальному диаметру ФУ на уровне 2.93 вновь начинает расти. На рисунке 39 представлено качественное сравнение результатов моделирования.

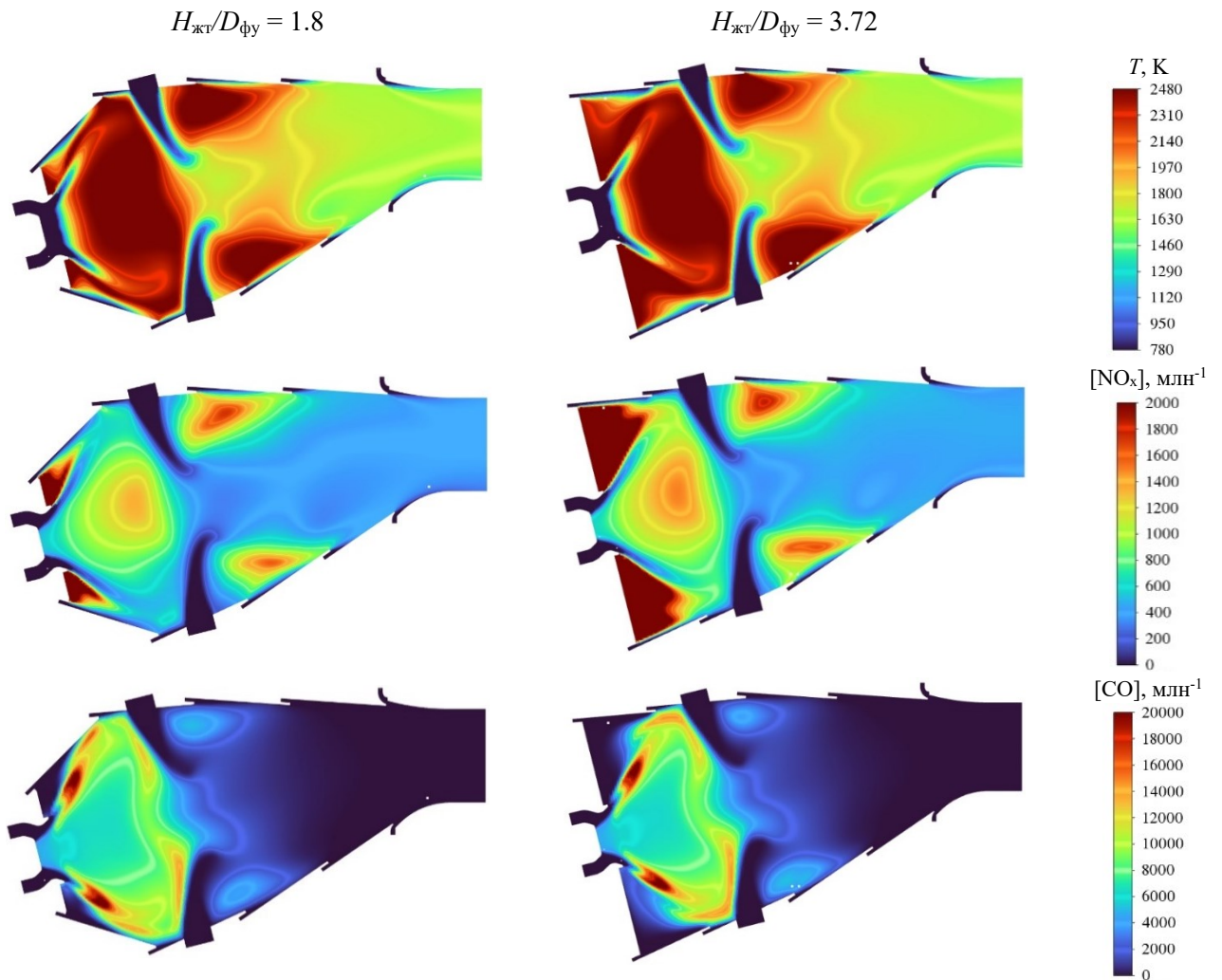


Рисунок 39 – Поля распределения температуры газа, мольных долей NO<sub>x</sub> и CO при двух разных соотношениях высоты фронта ЖТ к максимальному диаметру ФУ

Как видно из рисунка 39, при увеличении высоты фронта растут размеры периферийного высокотемпературного ЗОТ, в котором происходит активная наработка  $\text{NO}_x$ . С точки зрения бедных срывов, наличие более мощной ЗОТ ведет к большей устойчивости горения на низких режимах, а также к улучшению запуска КС. Кроме того, чересчур малая высота фронта, как в случае с соотношением  $H_{\text{жт}}/D_{\text{фв}} = 1.8$  ведет к увеличению выбросов  $\text{CO}$ . Поэтому с точки зрения экологических характеристик оптимальный диапазон  $2 < H_{\text{жт}}/D_{\text{фв}} < 3$ , где прирост  $\text{NO}_x$  составляет не более 5 %.

Таким образом, выбор высоты фронта ЖТ в рекомендуемом диапазоне – в рамках модельной КС на уровне примерно 1.76 максимальных диаметров ФУ – действительно обеспечивает оптимальные значения эмиссии.

Длина ЖТ определяется высотой фронта ЖТ и ее объемом. Однако рекомендуется выбирать пару «длина ЖТ - высота ЖТ» так, чтобы длина ЖТ была не менее 1.5 высот фронта ЖТ для двухъярусных КС и не менее 2 высот фронта ЖТ для одноярусных КС [242, 244-251].

Максимальная длина ЖТ ограничивается прежде всего исходя из двух соображений:

- 1) уменьшение времени пребывания газа, что положительно сказывается на снижении эмиссии  $\text{NO}_x$ ;
- 2) уменьшение длины двигателя в целом, что улучшает его массогабаритные характеристики.

Для определения объема ЖТ  $V_{\text{жт}}$  на этапе проектирования может быть использован ряд формул, опирающихся на параметры КС. В простейшем случае, объем ЖТ может быть получен исходя из величины удельной теплонапряженности  $Q_v$ :

$$V_{\text{жт}} = \frac{G_{\text{вх}} H_u \eta}{\alpha_{\text{жт}} L_0 Q_v p_{\text{вх}} \pi(\lambda_{\text{вх}})}, \quad (16)$$

где  $\pi(\lambda_{\text{вх}})$  – значение газодинамической функции давления при  $\lambda = \lambda_{\text{вх}}$ .

В.Е. Дорошенко предложил использовать следующую зависимость между параметрами рабочего процесса в КС и параметром форсирования  $K_v$  [151]:

$$K_v = A_0 \frac{G_{\text{вх}}}{p_{\text{вх}}^{1.25} \cdot T_{\text{вх}} \cdot V_{\text{жт}}}, \quad (17)$$

где  $A_0$  – эмпирический коэффициент, зависящий от параметров КС-прототипа.

Обобщение расчетно-экспериментальных данных позволило связать полноту сгорания топлива  $\eta$  с параметром форсирования для кольцевых КС, обобщенная формула в этом случае для диапазона  $0.05 < K_v < 0.5$  имеет вид:

$$\eta = f(K_v) = 1 - 0.8K_v^2 \quad (18)$$

Таким образом, выражая объем ЖТ из (17) и  $K_v$  из (18), получаем связь объема ЖТ и параметров КС:

$$V_{\text{ЖТ}} = \frac{A_0 G_{\text{ВХ}}}{p_{\text{ВХ}}^{1.25} T_{\text{ВХ}} \sqrt{\frac{1-\eta}{0.8}}} \quad (19)$$

В работе [250] приводится следующий подход к определению объема ЖТ:

$$V_{\text{ЖТ}} = 0.0041 Q_{\text{ВХ}} \frac{3 + 3 \frac{p_{\text{ВХ}}}{p_{\text{ВХ}0}}}{\frac{p_{\text{ВХ}}}{p_{\text{ВХ}0}}} \frac{1 + \frac{2550}{\alpha_{\text{ЖТ}}}}{70 + 0.325 T_{\text{ВХ}}} \sqrt{\frac{z_{\text{Г}0}}{z_{\text{Г}}}}, \quad (20)$$

где индекс «0» относится к параметрам КС-прототипа;

$Q_{\text{ВХ}}$  – объемный расход воздуха на входе в КС в м<sup>3</sup>/с;

$z_{\text{Г}}$  – количество горелок (ФУ).

Применение (16) требует предварительной оценки величины теплонапряженности, которую довольно сложно оценить предварительно. С другой стороны, применение формул (19) и (20) также оказывается проблематичным, прежде всего, из-за необходимости определения эмпирического коэффициента  $A_0$  в случае формулы (19) и целого ряда параметров в формуле (20), для чего требуется наличие прототипа КС. Тем не менее, в отсутствии точного прототипа, оценка по формуле (19) предполагается только наличие коэффициента пропорциональности  $A_0$ . Оценка объемов ЖТ для объектов валидации при использовании формулы (19) вместе с рекомендуемым в [246] значения  $A_0$ , численно равного  $1.735 \cdot 10^6$ , представлена в таблице 15.

Таблица 15 – Сравнение оценок объема ЖТ по формуле (12) с реальным объемом ЖТ

№ объекта	Объем ЖТ, л	Оценка объема ЖТ по формуле (12), л	Отклонение от значения по формуле (12), %
1	4.02	6.9	71.695
2	2.25	4.09	81.357
3	35.15	44.75	27.323
4	28.38	20.16	-28.953

Анализируя данные в таблице 15 можно заключить, что использование (19) существенно завышает потребный объем ЖТ для КС малоразмерных двигателей (объекты валидации № 1 и № 2) и КС большой размерности (объект валидации № 3). Занижение наблюдается только для двухъярусной КС (объект валидации № 4). В связи с малым количеством данных, интерполяция данных для формирования функции корректировки фактически невозможна. Поэтому была проведена подготовка дополнительных модельных секторов КС с различными объемами ЖТ для расчетной количественной оценки влияния объема ЖТ на эмиссию вредных веществ.

Увеличение объема достигалось за счет увеличения длины КС. Объемы ЖТ полученных модельных КС представлены в таблице 16.

Таблица 16 – Объемы дополнительных модельных КС для исследования

Обозначение	Объем ЖТ, л	$L_{\text{жт}}/H_{\text{жт}}$	Увеличение по сравнению с базовой версией, %	Отклонение от значения по формуле (12), %
v1	15.43	1.77	-28.20	-48.47
v2	18.39	2.10	-14.43	-38.59
v3	21.49	2.36	0.00	-28.23
v4	22.78	2.60	6.00	-23.92

Поскольку в случае варианта «v4» даже удлинение на 6 % оказалось слишком большим, было решено рассмотреть еще два дополнительных варианта расположения рядов основных отверстий. Таким образом, вместо одного варианта «v4» были рассмотрены три: базовый вариант «v4-1» с близким расположением ОО к фронту и расстоянием между рядами как в базовом варианте «v3», вариант «v4-2» с близким расположением ОО к фронту и увеличенным расстоянием между рядами и вариант «v4-3» с дальним расположением ОО к фронту и расстоянием между рядами как в базовом варианте «v3». За счет этого удалось одновременно оценить влияние осевого расположения ОО на эмиссию вредных веществ. Результаты исследования представлены на рисунке 40.

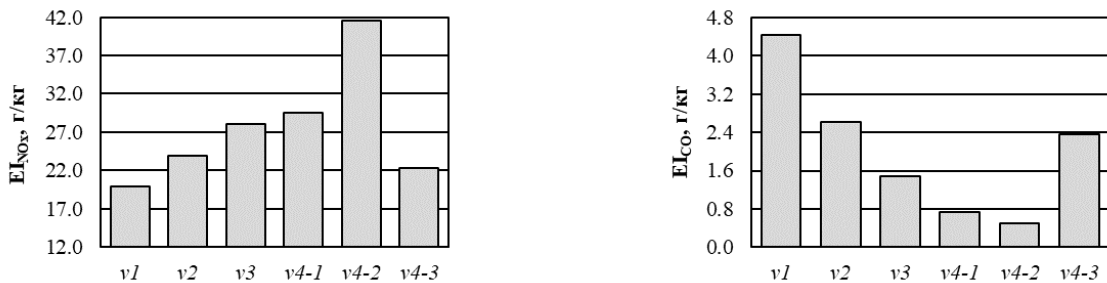


Рисунок 40 – Влияние объема ЖТ на индексы эмиссии  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$

Исходя из результатов, представленных на рисунке 40, можно сделать следующие выводы: уменьшение размеров ЖТ за счет длины на примерно 28.2 % приводит к снижению выбросов  $\text{NO}_x$  не более чем на 30 % при почти двукратном увеличении эмиссии  $\text{CO}$ , в то время как увеличение размеров ЖТ за счет длины всего на 6 % приводит к росту выбросов  $\text{NO}_x$  лишь на 5 % при более чем двукратном снижении выбросов  $\text{CO}$ . Тем не менее, такой эффект наблюдается только в случае корректного размещения основных отверстий, так как в варианте расположения «v4-2» рост эмиссии  $\text{NO}_x$  составляет уже 50 % при трехкратном снижении выбросов  $\text{CO}$ , а в варианте «v4-3» наблюдается наоборот снижение эмиссии  $\text{NO}_x$  более чем на 20 % при приросте выбросов  $\text{CO}$  на 50 %. Таким образом, учитывая выбранные в таблице 16

соотношения  $L_{жт}/H_{жт}$ , подтверждается, что назначение объема ЖТ может проводиться достаточно успешно даже без использования формул (16), (19) и (20), а лишь по соотношению  $L_{жт}/H_{жт}$ .

В части специфики организации горения для КС с ББГ и УББГ существенно важными элементами конструкции являются основные отверстия (ОО) ЖТ. Их количество и диаметры находятся в зависимости от соотношения расходов воздуха, которую необходимо пропустить через них и через фронтное устройство, и требуемых потерь полного давления в КС. При этом важным условием является обеспечение такой скорости истечения струи, при котором глубина проникновения будет не больше достаточной, поскольку при слишком высокой скорости истечения струя будет доходить до противоположной стенки ЖТ и, соударяясь с ней и дестабилизируя течение. Тот же эффект может быть получен в случае, если основные отверстия в наружной и внутренней стенках расположены друг напротив друга, так как при избыточной скорости струи будут соударяться. Если скорость наоборот слишком мала, струи воздуха не обеспечат необходимое смещение [244, 248, 252].

При фиксированном перераспределении воздуха между элементами КС с ББГ или УББГ, известной расходной характеристике ФУ по воздуху и заданных потерях полного давления совокупная площадь сечений всех рядов ОО, необходимая для обеспечения пропускания требуемого расхода воздуха, в целом достаточно однозначно определена. Наиболее очевидным решением является назначение одного и того же диаметра для всех ОО. Например, для в случае распределения, выбранного для используемой в предварительных исследованиях модельной КС, при размещении ОО так, чтобы количество рядов  $N_{ряд}$  было равно 4, а количество отверстий в каждом ряду  $N_{отв}$  было равно 48, получаем требуемый диаметр порядка 12 мм. Стоит отметить, что выбор  $N_{отв}$  обычно делается таким образом, чтобы быть кратным количеству ФУ  $N_{фУ}$ . При этом достигается следующее распределение средних по зонам КС с ББГ коэффициента избытка воздуха:

$$\begin{aligned}\alpha_I &= \frac{G_{фУ} + \frac{1}{5} G_{охл}}{L_0 G_T} = \frac{0.15 G_{жт} + \frac{1}{5} (0.25 G_{жт})}{L_0 G_T} \approx 0.55 \\ \alpha_{II} &= \frac{G_{фУ} + \frac{1}{2} G_{оо} + \frac{2}{5} G_{охл}}{L_0 G_T} = \frac{0.15 G_{жт} + \frac{1}{2} (0.6 G_{жт}) + \frac{2}{5} (0.25 G_{жт})}{L_0 G_T} \approx 1.52 \\ \alpha_{III} &= \frac{G_{фУ} + G_{оо} + \frac{3}{5} G_{охл}}{L_0 G_T} = \frac{0.15 G_{жт} + 0.6 G_{жт} + \frac{3}{5} (0.25 G_{жт})}{L_0 G_T} \approx 2.49\end{aligned}\quad (21)$$

где  $\alpha_I$  – средний коэффициент избытка воздуха в первичной зоне (зона горения);

$\alpha_{II}$  – средний коэффициент избытка воздуха во второй зоне (зона разбавления);

$\alpha_{III}$  – средний коэффициент избытка воздуха в третьей зоне (зона охлаждения);

$G_{охл}$  – массовый расход воздуха на охлаждения ЖТ в кг/с;

$G_t$  – массовый расход топлива в кг/с;

$G_{oo}$  – массовый расход воздуха через систему ОО в кг/с.

Значения, представленные в формуле (21), отвечают хорошо коррелируют со стандартным распределением коэффициентов избытка воздуха по зонам случае КС с ББГ. Тем не менее, не исключено, что другие варианты как значений диаметров ОО и их количества в каждом ряду, так и изменение перераспределения воздуха между ФУ и ОО могут повлиять не только на неравномерность температурного поля на выходе из КС, но и на экологические характеристики. Для анализа степени влияния этих факторов были проведены параметрические исследования с модификацией модельной КС. Базовая версия и схема установки в ней ОО представлена на рисунке 41.

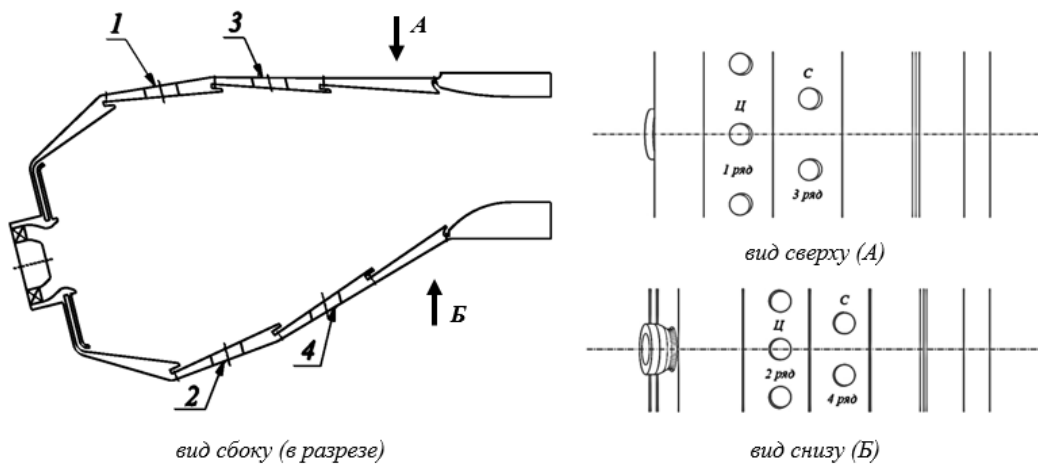


Рисунок 41 – Пояснительная схема расположения основных отверстий при варьировании, где «Ц» – центральное расположение, «С» – смещенное положение.

Первыми были проведены расчетные исследования для анализа влияния перераспределения воздуха между ОО и ФУ при сохранении суммарной величины расхода воздуха через ОО и ФУ и скорости воздуха истечения из ФУ и ОО. Для этого была составлена достаточно простая система линейных алгебраических уравнений, связывающая условие неизменности суммарного расхода через ОО и ФУ и условие неизменности скорости истечения воздуха через ФУ и ОО:

$$\begin{cases} G_{\text{фy}} + G_{\text{oo}} = G'_{\text{фy}} + G'_{\text{oo}} \\ G'_{\text{фy}} = G_{\text{фy}} \left( S'_{\text{фy}} / S_{\text{фy}} \right) \\ G'_{\text{oo}} = G_{\text{oo}} \left( S'_{\text{oo}} / S_{\text{oo}} \right) \end{cases}, \quad (22)$$

где  $S_{\text{фy}}$  и  $S_{\text{oo}}$  – площади проходных сечений ФУ и ОО, соответственно, в исходной КС, а  $S'_{\text{фy}}$  и  $S'_{\text{oo}}$  – площади проходных сечений ФУ и ОО, соответственно, в новой КС, которые определяются как:

$$\left\{ \begin{array}{l} S_{\text{oo}} = \frac{1}{4} \pi d_{\text{oo}}^2 N_{\text{отв}} \\ S_{\text{oo}}' = \frac{1}{4} \pi d_{\text{oo}}'^2 N_{\text{отв}} \\ S_{\text{фу}} = \frac{1}{4} \pi (d_{\text{фу нар}}^2 - d_{\text{фу вн}}^2) N_{\text{фу}} \\ S_{\text{фу}}' = \frac{1}{4} \pi (d_{\text{фу нар}}'^2 - d_{\text{фу вн}}^2) N_{\text{фу}} \end{array} \right. , \quad (23)$$

где  $d_{\text{oo}}$  и  $d_{\text{oo}}'$  – диаметры ОО в исходной и новой КС, соответственно;

$d_{\text{фу нар}}$  и  $d_{\text{фу вн}}$  – наружный и внутренний диаметры ФУ, соответственно, в исходной КС;

$d_{\text{фу нар}}'$  – наружный диаметр ФУ в новой КС;

$N_{\text{фу}}$  и  $N_{\text{отв}}$  – количество ФУ и ОО, соответственно.

Решая систему (22) совместно с (23) относительно  $d_{\text{фу нар}}'$ , считая, что  $d_{\text{oo}}'$  является известной величиной, получаем:

$$d_{\text{фу нар}}' = \sqrt{(d_{\text{фу нар}}^2 - d_{\text{фу вн}}^2) \left( \frac{G_{\text{oo}}}{G_{\text{фу}}} \left( 1 - \frac{d_{\text{oo}}'^2}{d_{\text{oo}}^2} \right) + 1 \right) + d_{\text{фу вн}}^2} \quad (24)$$

По формуле (24) можно определить параметры обновленных моделей КС. Они представлены в таблице 17, где под  $h_{\text{фу}}$  понимается половина разности  $d_{\text{фу нар}}$  и  $d_{\text{фу вн}}$ , то есть высота воздушного канала ФУ.

Таблица 17 – Параметры КС с измененным перераспределением воздуха между ОО и ФУ

Обозначение	$h_{\text{фу}}$ , мм	$d_{\text{oo}}$ , мм	Доля $G_{\text{фу}}$ от $G_{\text{жт}}$ , %	Доля $G_{\text{oo}}$ от $G_{\text{жт}}$ , %	$\alpha_1$	$\alpha_{\text{п}}$
<i>a1</i>	13.30	8.0	48.33	26.67	1.48	1.99
<i>a2</i>	11.89	9.0	41.25	33.75	1.28	1.87
<i>a3</i>	10.19	10.0	33.33	42.67	1.06	1.78
<i>a4</i>	8.11	11.0	24.58	50.42	0.82	1.66
<i>a5</i>	5.50	12.0	15.00	60.00	0.55	1.52
<i>a6</i>	1.98	13.0	4.58	70.42	0.27	1.38

Увеличение размеров ФУ, которое было получено в вариантах «*a1*», «*a2*» и «*a3*», приводит к значениям коэффициента избытка воздуха в зоне горения  $\alpha_1 > 1$ , что позволяет перейти от традиционной схемы ББГ к схеме УББГ, то есть убрать 3 и 4 ряды ОО, увеличив площадь 1 и 2 рядов ОО. Для анализа эффективности такого перехода были подготовлены еще три дополнительных варианта КС со схемой УББГ, параметры которых представлены в таблице 18.

Таблица 18 – Параметры модельных КС при переходе на схему УББГ

Обозначение	$h_{\text{фУ}}$ , мм	$d_{000}$ , мм	Доля $G_{\text{фУ}}$ от $G_{\text{жТ}}$ , %	Доля $G_{000}$ от $G_{\text{жТ}}$ , %	$\alpha_1$	$\alpha_{\text{II}}$
<i>a1-1</i>	13.30	11.31	48.33	26.67	1.48	1.99
<i>a2-1</i>	11.89	12.73	41.25	33.75	1.28	1.87
<i>a3-1</i>	10.19	14.14	33.33	42.67	1.06	1.78

Результаты исследования моделей КС при переходе на схему УББГ представлены на рисунке 42.

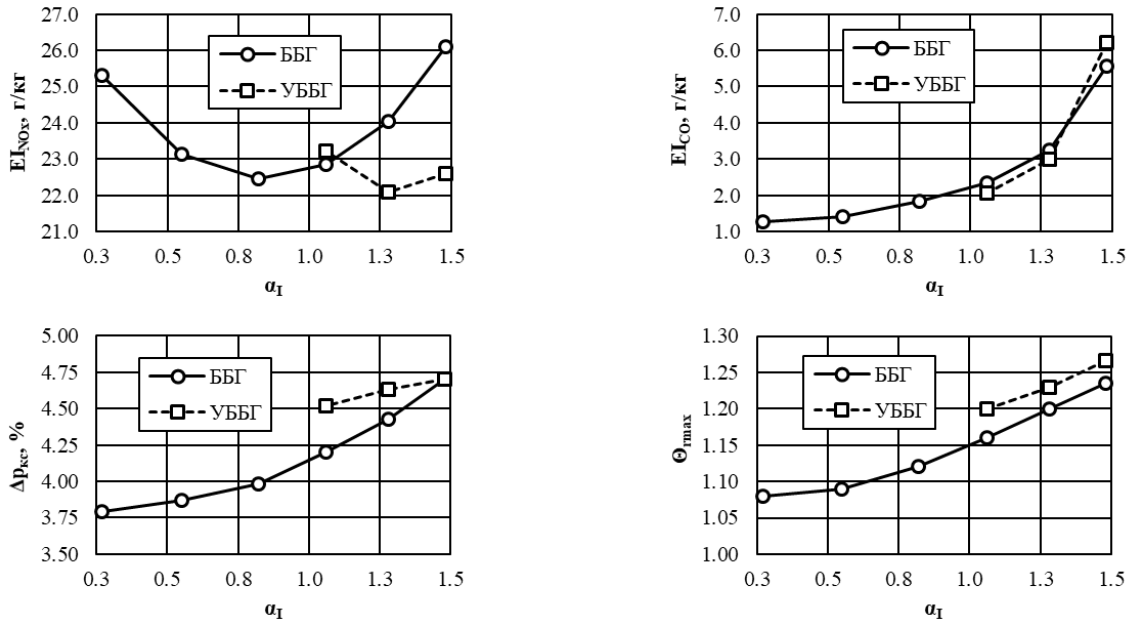


Рисунок 42 – Зависимости индексов эмиссии  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$ , а также потерь полного давления и максимального значения радиальной неравномерности температурного поля на выходе из КС при перераспределении воздуха между ОО и ФУ от коэффициента избытка воздуха в зоне горения.

Как видно из рисунка 42, для КС с ББГ схемой как обеднение первичной зоны, так и обогащение приводит к росту эмиссии  $\text{NO}_x$ . В это же время, применение КС с УББГ позволяет снизить величину эмиссии  $\text{NO}_x$  относительно КС с ББГ при  $\alpha_1 = 1.48$  и  $\alpha_1 = 1.28$ , но при достижении  $\alpha_1 = 1.06$  величина эмиссии резко возрастает. Для обоих вариантов наблюдается также рост эмиссии  $\text{CO}$ , потерь полного давления и неравномерности температурного поля при увеличении доли воздуха, проходящей через ФУ, при этом в случае ББГ температурная неравномерность и потери полного давления оказываются ниже. С точки зрения эмиссии  $\text{CO}$  КС с УББГ при  $\alpha_1 = 1.28$  и  $\alpha_1 = 1.06$  демонстрирует более низкие значения, но в наиболее обедненном варианте наблюдается увеличение выбросов почти на 12 %. Кроме этого, переход на УББГ приводит к возрастанию как потерь полного давления, так и максимального значения радиальной неравномерности температурного поля на выходе из КС при одинаковых значениях  $\alpha_1$  по сравнению с традиционной схемой ББГ. Тем не менее, стоит отметить, что поскольку в рамках

исследования рассматривается только максимальный режим работы, соответствующий режиму «Взлет», избыточное обеднение первичной зоны как способ снижения эмиссии  $\text{NO}_x$  возможно только в том случае, если это позволяют пределы бедного срыва пламени для используемого ФУ на низких режимах работы двигателя. Качественный анализ для сравнения результатов КС с ББГ и КС с УББГ представлен на рисунке 43.

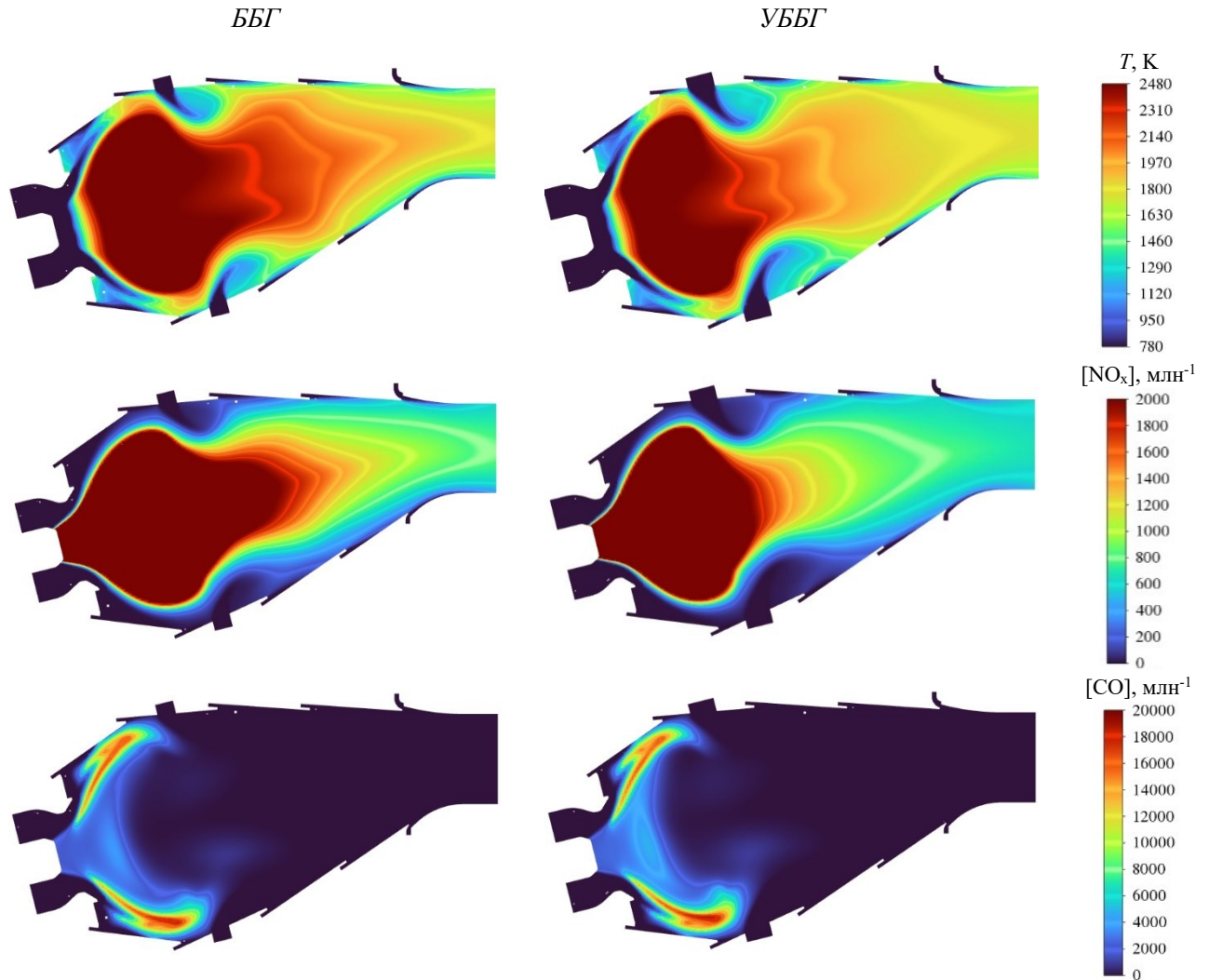


Рисунок 43 – Поля распределения температуры газа, мольных долей  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$  при использовании технологии ББГ и УББГ

Как видно из рисунка 43, даже незначительно более интенсивное смешение богатой смеси с вторичным воздухом в зоне разбавления для КС с УББГ приводит к более быстрому падению температуры газа, и, следовательно, к снижению интенсивности образования  $\text{NO}_x$ . Тем не менее, глубина проникновения струй вторичного воздуха остается достаточно малой.

Далее, было проведено варьирование диаметров ОО при сохранении совокупной площади ОО. Расходы воздуха через ряды корректировалась соответствующим образом, пропорционально изменению площади, чтобы обеспечить неизменность скорости потока воздуха. На рисунке 44 представлены результаты проведенного параметрического исследования. Обозначение

вариантов построено следующим образом: буквы «С», «М» и «Б» обозначают, соответственно, стандартное значение диаметра ОО, равное 12 мм, уменьшенное, равное 8 мм, и увеличенное, равное примерно 15 мм, а их очередность совпадает с очередностью, представленной на схеме расположения ОО из рисунка 41.

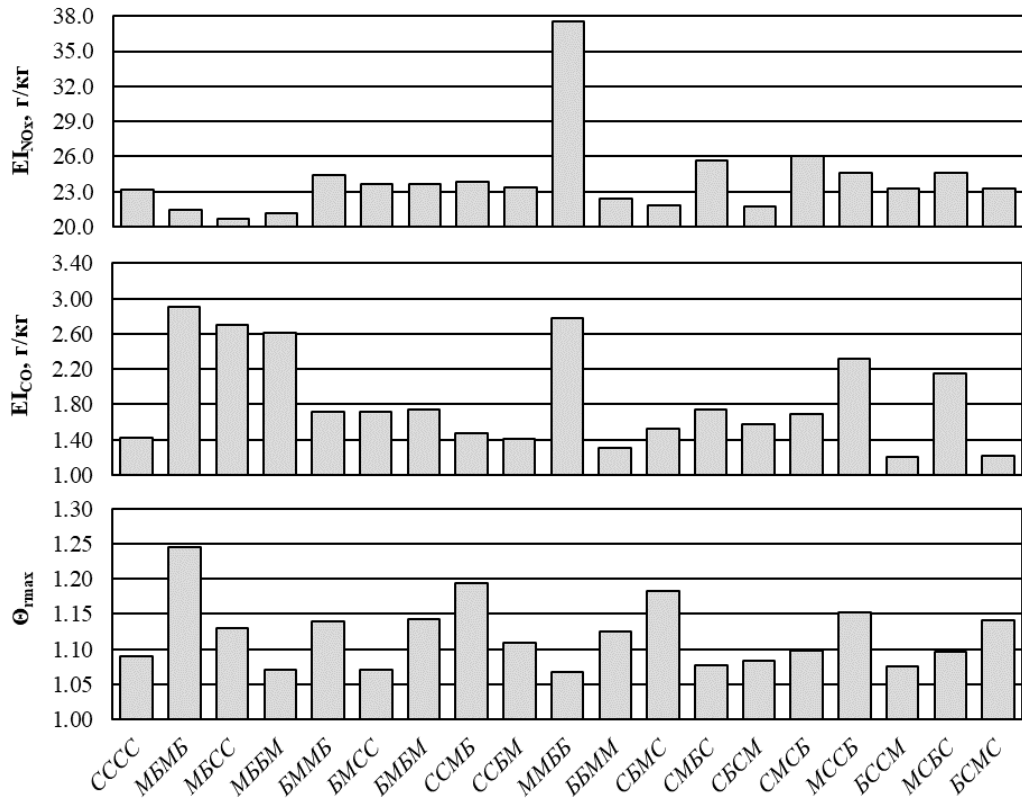


Рисунок 44 – Зависимости индексов эмиссии  $NO_x$  и  $CO$ , а также максимального значения радиальной неравномерности температурного поля на выходе из КС при различных вариантах перераспределения воздуха в системе ОО

Как видно из рисунка 44, варьирование распределения воздуха через систему ОО в целом слабо сказывается на эмиссии  $NO_x$ , но существуют сочетания со значительным влиянием на эмиссию  $CO$  и максимальное значение неравномерности температурного поля. При этом не всегда снижение  $NO_x$  означает одновременный рост  $CO$  и наоборот, однако в большинстве случаев перераспределения воздуха в системе ОО изменения находятся в пределах 5...10%. Единственным вариантом распределения воздуха через ОО, который резко выбивается из общей выборки за счет одновременного довольно значительно роста как  $NO_x$ , так и  $CO$ , является вариант по схеме «ММББ». Если рассмотреть средний коэффициент избытка воздуха в зоне разбавления для данного варианта, то получим, что  $\alpha_{п} \approx 1.06$ . Это означает, что в зоне разбавления наблюдается практически стехиометрическое горение, что при наличии богатой первой зоны приводит к резкому повышению эмиссии  $NO_x$  почти на 40% относительно базового варианта. При этом, длины зоны разбавления уже не хватает, чтобы дожечь топливо полностью,

поэтому одновременно также возрастают выбросы CO. Данное объяснение также подтверждается качественным анализом при сравнении полей распределения  $\text{NO}_x$  исходного варианта «СССС» и варианта «ММББ», который представлен на рисунке 45.

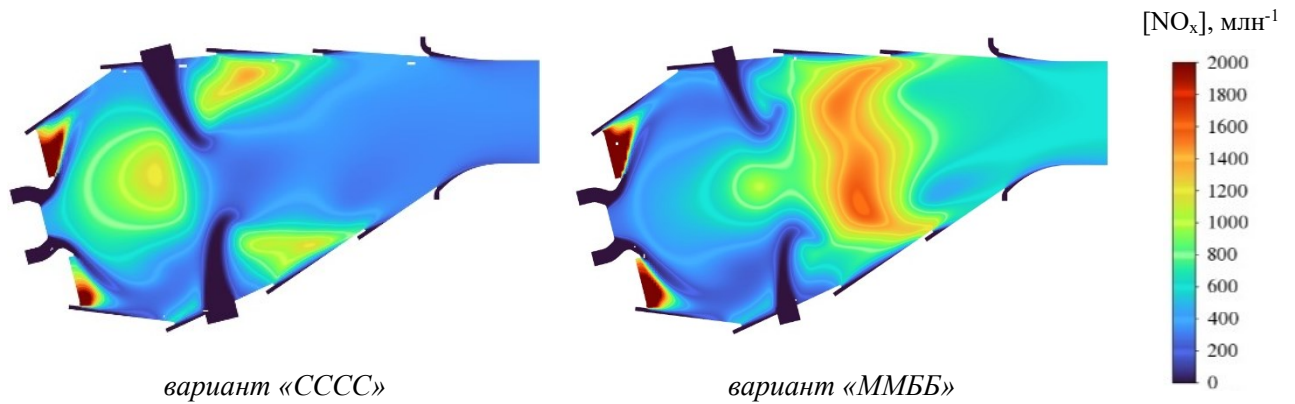


Рисунок 45 – Сравнение полей распределения мольной доли  $\text{NO}_x$  в продольном сечении КС с вариантами расположения ОО по системе «СССС» и «ММББ»

В остальных вариантах значение  $\alpha_{\text{д}}$  находится в интервале от 1.29 до 1.99, причем при обеднении до 1.754 и 1.99 снижение  $\text{NO}_x$  относительно базового варианта практически отсутствует, а при обогащении до 1.29 рост  $\text{NO}_x$  составляет всего чуть более 6 %.

Помимо перераспределения воздуха через систему ОО возможно также изменение количества отверстий в ряду  $N_{\text{отв}}$  при сохранении скорости их втекания в объем жаровой трубы, что, прежде всего, повлияет на глубину проникновения струй вторичного воздуха. Как было ранее показано в случае с переходом к КС с УББГ это может вносить значительный вклад в эффективность снижения выбросов вредных веществ. Относительно базового варианта «d1» с  $N_{\text{отв}} = 24$  и диаметров отверстий  $d_{\text{оо}} = 12$  мм были также рассмотрены вариант «d2» с уменьшением количества отверстий до  $N_{\text{отв}} = 12$  и соответствующим увеличением диаметра до  $d_{\text{оо}} = 17.6$  мм и вариант «d3» с увеличением до  $N_{\text{отв}} = 48$  отверстий и соответствующим уменьшением диаметра до  $d_{\text{оо}} = 8.8$  мм. Результаты проведенного параметрического исследования представлены на рисунке 46.

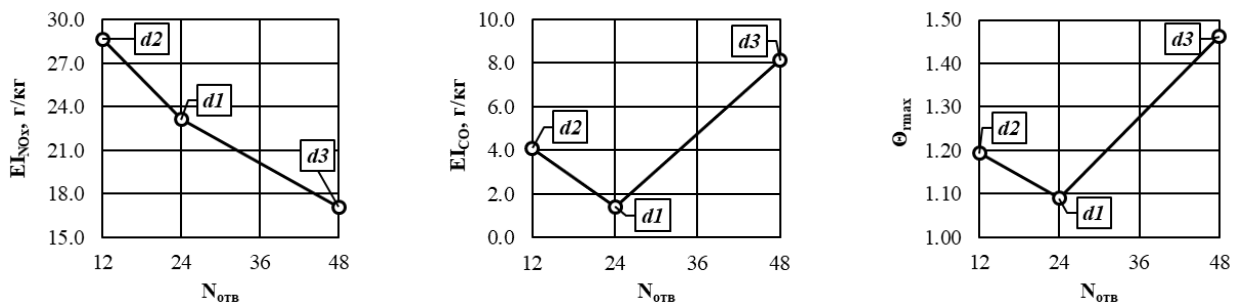


Рисунок 46 – Зависимости индекса эмиссии  $\text{NO}_x$  и CO, а также максимального значения радиальной неравномерности температурного поля на выходе из КС от количества ОО в ряду

Как видно из рисунка 46, уменьшение количества ОО в ряду негативно сказывается не только на эмиссию  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$ , но также и на неравномерность температурного поля. Исходя из выводов, сделанных ранее по результатам анализа различных вариантов перераспределения воздуха в системе ОО и перераспределении воздуха между ОО и ФУ от коэффициента избытка воздуха в зоне горения, можно предположить, что полученный результат связан, прежде всего, с избыточной глубиной проникновения струй вторичного воздуха, приводящей к их соударению и, соответственно, снижению эффективности разбавления во второй зоне КС. С другой стороны, увеличение количества ОО в ряду до 48 ведет, наоборот, к снижению глубины проникновения, поэтому, несмотря на снижение эмиссии  $\text{NO}_x$ , оно сопровождается существенным увеличением эмиссии  $\text{CO}$  и неравномерности температурного поля, что также согласуется с ранее полученными результатами.

В соответствии с рекомендациями [237-243], ряды основных отверстий, ограничивающие первую зону горения в продольном направлении, следует размещать на расстоянии порядка 0.5...1 от высоты фронта КС. Поскольку влияние в продольном направлении было косвенно оценено в ходе исследования влияния длины ЖТ, причем, данная рекомендация была подтверждена, возникает необходимость также рассмотреть влияние расположения системы ОО в окружном направлении.

Тем не менее, в указанных работах расположению ОО относительно ФУ в окружном направлении уделено относительно немного внимания. Исключением являются работы Мингазова Б.Г., где в соответствии с методикой, описанной в [18, 19, 248], оно может определяться исходя из коэффициентов смещения, однако, основной задачей в этом случае является контроль за неравномерностью температурного поля на выходе из КС, а не улучшение экологических характеристик. Как было ранее обнаружено при варьировании диаметров ОО, даже при довольно слабом в среднем влиянии этого фактора на эмиссию вредных веществ, был определен как минимум один сценарий, при котором наблюдался активный рост одновременно выбросов  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$  при достаточно адекватном значении максимальной неравномерности температурного поля на выходе из КС. Данный результат определяет необходимость проверки гипотезы о влиянии расположения ОО в окружном направлении на экологические характеристики. Для этого было проведено расчетно-параметрическое исследование в секторе модельной КС. Схема обозначения для каждого варианта расположения ОО соответствует той, что была приведена ранее на рисунке 47. Результаты проведенного анализа представлены на рисунке 41.

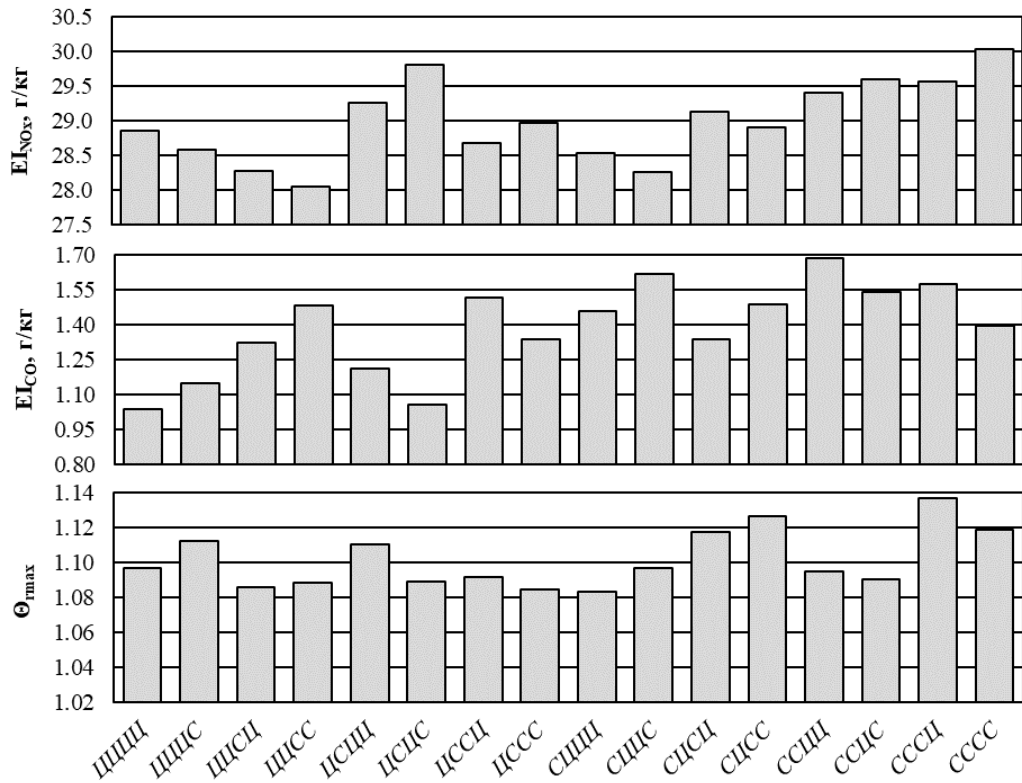


Рисунок 47 – Зависимости индексов эмиссии  $NO_x$  и  $CO$ , а также максимального значения радиальной неравномерности температурного поля на выходе из КС от способа установки рядов ОО относительно ФУ

Исходя из результатов, представленных на рисунке 47, можно сделать вывод, что влияние расположения ОО в окружном направлении на индекс эмиссии  $NO_x$  достаточно незначительно: разница между максимальным и минимальным значением в выборке немногим меньше 7 %, что составляет примерно 2 г/кг-т в абсолютном выражении, при среднем значении индекса эмиссии  $NO_x$  порядка 29 г/кг-т и среднеквадратичном отклонении порядка  $0.32 \text{ г}^2/(\text{кг-т})^2$ . С другой стороны, влияние на индекс эмиссии  $CO$  с точки зрения разницы между максимальным и минимальным значением в выборке превышает 46 %, что составляет примерно 0.65 г/кг-т в абсолютном выражении, однако среднеквадратичное отклонение достигает всего  $0.04 \text{ г}^2/(\text{кг-т})^2$  при среднем значении индекса эмиссии  $CO$  порядка 1.4 г/кг-т. Наиболее неожиданным оказалось влияние изменения расположения ОО на результаты оценки максимального значения радиальной неравномерности температурного поля: с одной стороны, разница между максимальным и минимальным значением превышения абсолютной неравномерности, равной 1, в выборке составила более 53 % при средней величине превышения на уровне 0.1, однако среднеквадратичное отклонение составило всего  $2.6 \cdot 10^{-4}$ . Это означает, что в среднем, исключительно статистически, для большинства сценариев расположения ОО данным фактором влияния можно пренебречь, однако в отдельных случаях разница может быть существенна.

Поперечное сечение основных отверстий в большинстве современных КС принимается круглым. На ранних этапах в традиционных схемах использовались ОО с поперечными сечениями различных форм, однако во многом это было продиктовано эмпирическим подходом к разработке КС, при котором основная задача заключалась в улучшении характеристик бедного срыва пламени, что, в отсутствие системы воздушных завихрителей, образующих устойчивые ЗОТ, обеспечивалось только за счет ЗОТ, формируемых струями воздуха из множества отверстий в ЖТ. Анализ влияния форм ОО, результаты которого представлены в [253], показывает, что какие-либо преимущества при использовании отверстий с формой поперечного сечения, отличной от круглого, применительно к снижению эмиссии вредных веществ для более современных конструкций отсутствуют.

Также требует внимания вопрос об отклонении оси основного отверстия от перпендикулярности к оси ФУ. В работе [248] приводится только зависимость траектории струи от соотношения скоростных напоров струи и поперечного сносящего потока, угла втекания струи и расходов струи и поперечного потока, однако влияние на экологические характеристики не рассмотрено. Предложенная формула имеет следующий функциональный вид:

$$\frac{y}{d_{\text{оо}}} = 0.8 \left( \frac{\rho_{\text{оо}} W_{\text{оо}}^2}{\rho_{\text{жт}} W_{\text{жт}}^2} \right)^{0.5} \left( \frac{x}{d_{\text{оо}}} \right)^{0.35} \frac{G_{\text{жт}}}{G_{\text{оо}} + G_{\text{жт}}} \sin \psi, \quad (25)$$

где индекс «оо» относится к основным отверстиям;

$y$  – координата средней линии струи по оси ординат;

$x$  – координата средней линии струи по оси абсцисс;

$\psi$  – угол втекания струи из основного отверстия внутрь ЖТ.

Из формулы (25) следует, что траектория при фиксации остальных переменных зависит только от синуса угла втекания  $\psi$ , а значит, вектор скорости струи тоже. Опираясь на ранее приведенные рекомендации по глубине проникновения можно сделать вывод, что изменение угла втекания струи из ОО прежде всего позволяет регулировать глубину проникновения в том случае, когда при выбранных диаметрах ОО, их количестве и перераспределении воздуха между ФУ и ОО ее невозможно уменьшить. Однако, очевидно, что увеличение угла втекания относительно оси ФУ будет влиять на рост составляющей скорости в том же направлении, что приведет к необходимости увеличения длины ЖТ для компенсации снижения времени пребывания в зоне смешения. Поскольку увеличение длины ЖТ, как было ранее указано, негативно сказывается не только на массогабаритных параметрах всего двигателя, но и, в том числе, на экологических характеристиках из-за увеличения времени пребывания газа, при разработке КС следует избегать отклонения угла втекания струй из ОО от нормали к оси ФУ.

Таким образом, общие рекомендации, приводимые в известной литературе, подтвердились. Для последующего расчетно-параметрических исследований для учета основных отверстий будут выбираться диаметры отверстий, их расположение, расходы вторичного воздуха, протекающего через каждый ряд и приведенная скорость по среднему сечению.

В связи с довольно начальным этапом развития применения SAF в России, провести экспериментальные исследования, удовлетворяющие требованиям методики валидации, не представляется возможным. Тем не менее, на данном этапе можно оценить по крайней мере качественный характер влияния. Состав имитации суррогата SAF типа BtL, полученный по технологии Фишера-Тропша, имеет вид:  $nC_{16}H_{34} + nC_{10}H_{22} + iC_8H_{18} + nC_{12}H_{26}$ . Как также было отмечено в главе 2, кинетический механизм № 6 из таблицы 5 и механизм для SAF практически идентичны, что, с учетом в целом неплохого соответствия, продемонстрированного в ходе валидации, позволяет в целом рассмотреть влияние использования SAF на экологические характеристики КС. Поскольку в случае механизма № 6 и механизма для SAF не было проведено последующей валидации на других объектах, аппроксимация стехиометрических значений скалярной диссипации для них отсутствует. Применение построенной для механизма № 3 аппроксимации также невозможно, в связи с тем, что еще на этапе валидации в главе 2 было установлено, что значения данного параметра, обеспечивающего наилучшее совпадение, в зависимости от выбора механизма были различны. Поэтому далее стехиометрические значения скалярной диссипации определялось методом последовательных приближений так, чтобы обеспечивать максимальное соответствие результатам, которые получаются при использовании механизма № 3. На рисунке 48 представлено сравнение результатов моделирования с использованием механизма № 6 из таблицы 5 при задании состава суррогата SAF и механизма для SAF с результатами моделирования при использовании механизмов № 6 и № 3 и заданием состава имитации суррогата керосина.

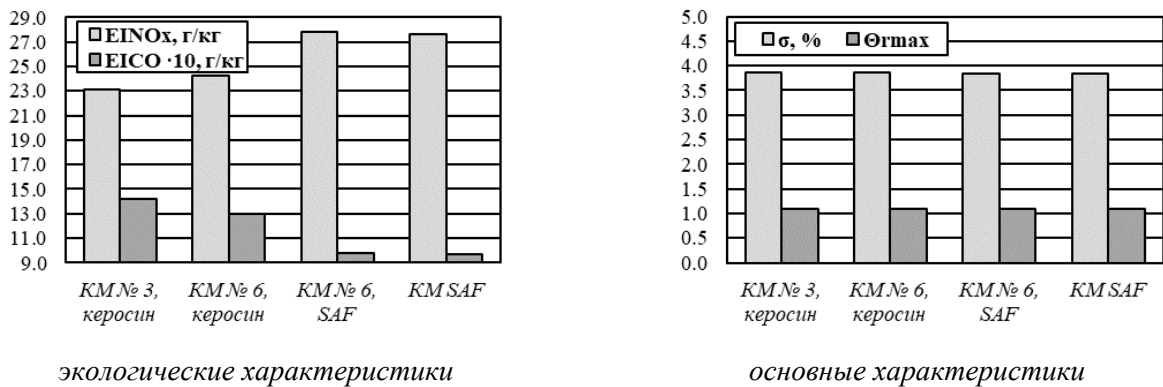


Рисунок 48 – Влияние использование SAF-топлива вместе керосина на основные и экологические характеристики КС

Как видно из рисунка 48, изменения в основных характеристиках КС при смене топлива фактически отсутствуют. Также, подтверждается ранее обнаруженное в главе 2 занижение CO при одновременном завышении NO<sub>x</sub> в случае использования механизма № 6 при сравнении с результатами, которые определяются при использовании механизма № 3. Однако непосредственно выбор механизма № 6 или механизма для SAF практически не влияет на результаты моделирования, что, вероятнее всего, обусловлено близостью наборов реакций, использовавшихся в каждом из них. При этом само изменение характеристик достаточно существенно: порядка 14 % прироста выбросов NO<sub>x</sub> при одновременном снижении выбросов CO почти на 25 %. В целом такой результат является ожидаемым: как можно заметить из состава имитации суррогата SAF топлива, оно не содержит ароматических углеводов, что соответствует действительности [254], однако именно этот факт приводит к, во-первых, увеличению значения  $L_0$  с исходных 14.8...14.9 до 15.1...15.2, а, во-вторых, к увеличению температуры горения в первичной зоне за счет изменения  $\alpha$ .

Таким образом, использование SAF может рассматриваться не только как способ снижения дымления и выбросов нЛТЧ авиационным двигателем, но и как фактор повышения эмиссии NO<sub>x</sub> и снижения эмиссии CO.

### **3.2 Расчетно-параметрические исследования для анализа влияния различных факторов на экологические характеристики в КС с перспективными схемами малоэмиссионного сжигания**

#### **3.2.1 Принимаемые упрощения и допущения при разработке параметрических моделей КС с перспективными технологиями малоэмиссионного горения**

Проведение расчетно-параметрических исследований в неподготовленных исходных конфигурациях в значительной степени снижает степень контроля над процессом варьирования. В связи с этим для достижения возможности анализа изменений необходимо строго зафиксировать рассматриваемые факторы влияния, причем как на уровне топологии геометрической модели, так и на уровне математической модели, что обуславливает необходимость сформулировать упрощения и принять ряд допущений.

Во-первых, по аналогии с моделью для предварительных исследований КС, необходимо убрать начальный участок КС, включающий в себя диффузор и обтекатели ЖТ, а также кольцевые каналы. Несмотря на то, что диффузор КС и обтекатели ЖТ влияют на газодинамику течения в КС [255] и, соответственно, на перераспределение воздуха, тем самым оказывая влияние на течение внутри ЖТ, стоит отметить, что конструкция преддиффузора и внезапного расширения во многом определяется не только газодинамикой течения, но и условиями

прочности, конфигурацией и схемой двигателя, а также рядом других условий. При этом на окончательный выбор конфигурации преддиффузора во многом все равно влияют требования по обеспечению заложенного перераспределения воздуха между элементами КС. В связи с этим, в рамках расчетно-параметрических исследований будет положено, что данные работы проведены и целевое перераспределение воздуха между элементами КС достигнуто.

Во-вторых, по аналогии с моделью для предварительных исследований КС, необходимо заменить сложные, многорядные ФУ и систему основных отверстий на адекватную расчетную имитацию. В случае ФУ, будет использоваться модель дискретных частиц, как единственная допустимая в рамках инженерного анализа модель, в определенной степени снижающая участие завихрителей как в первичном, так и во вторичном дроблении жидкого топлива. В случае ОО будет использоваться тот же подход с подачей воздуха по заранее подготовленным каналам, который ранее был использован в модельной КС для предварительного анализа.

В-третьих, несмотря на разнообразие форм ЖТ, в современных КС, как с ББГ, так и с БГ, они в целом подобны и в продольном сечении имеют каплевидную форму. Основное различие заключается в наклоне фронта ЖТ по отношению к оси двигателя и расположению выхода из КС, сопрягаемого с сопловым аппаратом первой ступени ТВД. Угол наклона сказывается на газодинамике течения внутри ЖТ, но в основном влияет на температурные поля в КС, поэтому этим геометрическим фактором в контексте влияния на экологические характеристики можно пренебречь.

В-четвертых, необходимо зафиксировать потери полного давления в КС. Общая рекомендация по потерям полного давления в КС – это диапазон 3...5 %, в соответствии с [244, 249], поэтому параметрическое исследование будет проводиться по максимальному допустимому значению – 5 %. Для того, чтобы однозначно замкнуть систему уравнений выбирается система граничных условий, аналогичная той, что была применена в модельной КС.

### **3.2.2 Разработка и расчетно-параметрические исследования модельных КС с перспективными технологиями малоэмиссионного горения**

Большая часть специфики КС с УББГ пересекается с особенностями традиционной схемой ББГ, которая уже была исследована в предыдущей главе. Характерным является только то, что для повышения объема воздуха, идущего через ФУ, может потребоваться увеличение количества ФУ, в том числе настолько, что будет необходимо разнесение ФУ на два яруса. Это прежде всего влияет на соотношения, где присутствует напрямую или косвенно величина высоты фронта ЖТ, то есть на длину ЖТ и, следовательно, ее объем.

В части специфики КС с БГ важно отметить существенное влияние перераспределения расходов воздуха и топлива между основной и пилотной зонами горения [256-258]. Оптимальное

соотношение может быть индивидуально для каждого режима работы, что с одной стороны вызывает сложности при проектировании и проработке форсунок и топливных коллекторов, но с другой позволяет только за счет оптимизации этих элементов в отсутствии других изменений КС обеспечивать значительное преимущество в части снижения эмиссии оксидов азота, что, например, крайне сложно осуществить в КС с ББГ и УББГ путем перераспределения воздуха между ОО и ФУ, так как обеспечить настройку проходных сечений ОО и ФУ для каждого режима без внедрения технологий типа VGS невозможно. Тем не менее поскольку для сертификации двигателя, разрабатываемого для самолетов дозвуковой авиации, необходимо учитывать эмиссии  $\text{NO}_x$  только на четырех режимах работы, среди которых есть режим малого газа, предполагающий в случае рассматриваемых схем типа TAPS и микрофакельного горения работу только на пилотной зоне горения, данная задача может быть решена вне основных параметрических исследований.

Таким образом, для КС с БГ необходимо рассматривать некоторый диапазон коэффициентов избытка воздуха в пилотной и основной зоне, для которого должен существовать локальный минимум эмиссии  $\text{NO}_x$  для каждого режима ВПЦ. При этом поскольку конструктивные возможности самих форсунок в части расходных характеристик по топливу не рассматриваются, ограничения, связанные с этим, должны учитываться непосредственно разработчиками КС. Все описанные обстоятельства сведены в таблице 19.

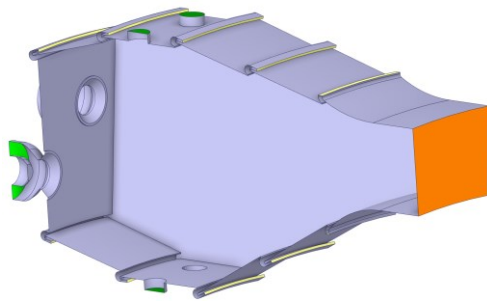
Таблица 19 – Полный перечень варьируемых факторов влияния на экологические характеристики КС

№	Фактор влияния	Диапазоны варьирования фактора влияния
<i>Параметры режимов работы КС</i>		
1	Температура на входе в КС $T_{\text{вх}}$ , К	700, 780, 860, 940
2	Давление на входе в КС $p_{\text{вх}}$ , атм	27.5, 35, 42.5, 50 (определяется от $T_{\text{вх}}$ )
3	Коэффициент избытка воздуха по ЖТ, $\alpha_{\text{ЖТ}}$	2.3, 2.8, 3.3
4	Объем жаровой трубы, л	20 (при $\pi_k \approx 27.5, 35$ ) 30 (при $\pi_k \approx 42.5, 50$ )
<i>Параметры распыливания жидкого топлива</i>		
5	Среднезаутеровский диаметр капель $D_{32}$ , мкм	15, 30, 60, 90
6	Полуугол раскрытия факела $\phi_f$ , град	15, 22.5, 30
7	Начальная скорость капель $W_t$ , м/с	15, 60, 90
<i>Специальные параметры для КС со схемой двухъярусной УББГ</i>		
8	Количество ФУ $N_{\text{фу}}$	24, 36, 48
9	Количество ОО в одном ряду $N_{\text{отв}}$	$2 \times N_{\text{фу}}$
<i>Специальные параметры для КС со схемой БГ типа TAPS</i>		
10	Количество ФУ $N_{\text{фу}}$	12, 24, 36

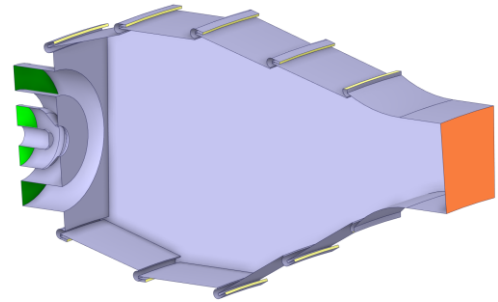
Продолжение таблицы 19

11	Закрутка воздуха в ПЗ $\omega_{пз}$ и в ОЗ $\omega_{оз}$	0.6, 0.7, 0.8
12	Приведенная скорость в ПЗ $\lambda_{пз}$ и в ОЗ $\lambda_{оз}$	0.15, 0.2, 0.25
13	Коэффициент избытка воздуха в ПЗ $\alpha_{пз}$	0.5...1.5

Далее в соответствии с таблицей 19 была проведена разработка подходящих упрощенных расчетных моделей с высоким уровнем контроля варьируемых параметров. Внешний вид характерных вариантов геометрических моделей представлен на рисунке 49.



КС с УББГ



КС с БГ muna TAPS

Рисунок 49 – Общий внешний вид модельных объектов для параметрического исследования

Математическая модель, а также численная схема решения идентична той, что прошла валидацию. Некоторые результаты варьирования параметров для КС с УББГ представлены на рисунке 50.

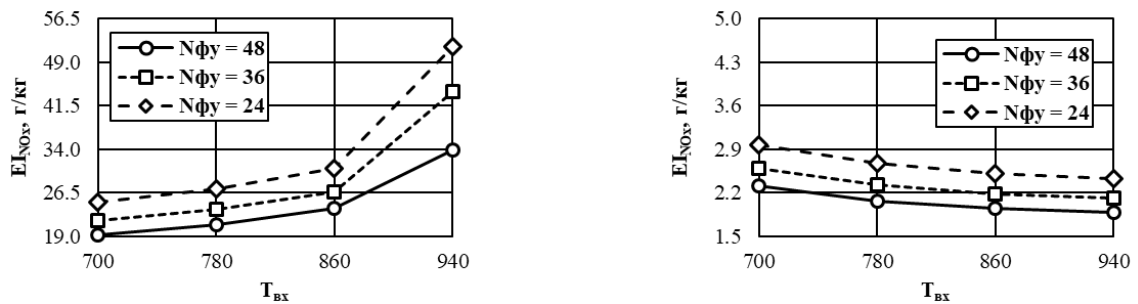


Рисунок 50 – Зависимости индекса эмиссии NO<sub>x</sub> и CO от температуры входа в КС при различном количестве ФУ

Результаты анализа данных, представленных на рисунке 51, в целом ожидаемы: при достижении температуры более 900 К начинается резкий рост эмиссии NO<sub>x</sub> и повышается эффективность сгорания топлива, на что косвенно указывает снижение выбросов CO. При этом, более плотная упаковка ФУ позволяет несколько снизить выбросов вредных веществ при сохранении исходной конфигурации ФУ при сохранении скорости напора воздуха.

Хотя давление и температура на входе в КС однозначно связаны и зависят от характеристик работы компрессора, было также проведено моделирование с изменением только

давления воздуха на входе в КС, однако при сохранении температуры воздуха на входе в КС не было обнаружено существенной зависимости: прирост выбросов составил не более 0.3 % для  $\text{NO}_x$  и порядка 0.9 % для СО. Тем не менее, для приближения результатов к параметрам работы реальных двигателей, температура и давление повышались совместно. Единственная ситуация, при которой давление на входе меньше, чем ожидаемое при номинальном значении  $\pi_k$  двигателя, а температура, наоборот, выше, возможно только в случае полета на сверхзвуковых скоростях. Однако данные режимы не нормируются ИКАО с точки зрения выбросов вредных веществ, поэтому в данный момент их учет не имеет смысла.

Перед проведением расчетно-параметрических исследований КС с БГ было решено проверить влияние сонаправленности закрутки потока пилотной и основной зон. Предварительное расчетное исследование показало, что при закрутке воздуха в обеих зонах в одну сторону ведет к снижению полноты сгорания и, как следствие, к росту выбросов СО. Снижение эмиссии  $\text{NO}_x$  при этом не может рассматриваться как достижение, поскольку температура газа также снижается, что отклоняет параметры работы двигателя от требуемых. В связи с этим в дальнейшем рассматривался только вариант с противозакруткой потоков воздуха из пилотной и основной зон горения.

Стоит отметить, что в случае КС с БГ, ключевое влияние на экологические характеристики вне зависимости от параметров двигателя и геометрии ЖТ обусловлено проработанностью ФУ, поскольку, в отличие от КС с БГГ и УББГ, оно определяет весь процесс горения, причем с разделением зон не в продольном направлении, а в радиальном. В этом случае, обобщенные характеристики – приведенные скорости и закрутка потока воздуха в ОЗ и ПЗ – являются фактически единственными специфическими доступными исходя из ранее полученных результатов факторами влияния, однако, в выбранных диапазонах их влияние на эмиссию оказывается практически таким же, как в случае с КС с ББГ.

Другими потенциально значимыми факторами, которые также связаны с конфигурацией ФУ, но при этом не имеют аналога в случае КС с ББГ, являются, во-первых, расстояние между ПЗ и ОЗ, которое можно определить, например, как безразмерное отношение минимального диаметра выхода из ОЗ к максимальному диаметру выхода из ПЗ  $l_{\text{оз-пз}}$ , а во-вторых, соотношение расходов воздуха между этими зонами  $m_{\text{оз-пз}}$ . На рисунке 52 представлены результаты влияния этих параметров на эмиссию вредных веществ.

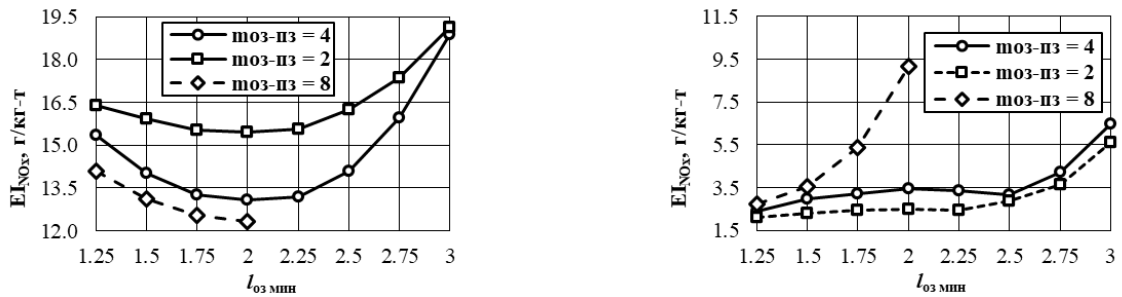


Рисунок 52 – Зависимости индексов эмиссии  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$  от отношение минимального диаметра выхода из ОЗ к максимальному диаметру выхода из ПЗ при различных соотношениях расходов воздуха через эти зоны

Как видно из рисунка 52, влияние  $l_{\text{OZ-PZ}}$ , прежде всего, значительно сказывается на эмиссии  $\text{CO}$ , то есть косвенно влияет на полноту сгорания топлива, причем настолько, что при  $m_{\text{OZ-PZ}} = 8$  и  $l_{\text{OZ-PZ}} = 2.25$  основная зона потухает, так как энергии от пилотной зоны не хватает для поддержания устойчивого пламени. При этом поведение самих значений индексов эмиссии в зависимости от отношения минимального диаметра выхода из ОЗ к максимальному диаметру выхода из ПЗ визуально напоминает зависимость от закрутки потока в случае КС с БГ. В целом, по результатам исследования можно говорить, что влияние  $m_{\text{OZ-PZ}}$  существенней, чем влияние  $l_{\text{OZ-PZ}}$ , что обусловлено более резким влиянием на размер богатой пилотной зоны.

Некоторые результаты варьирования других параметров для КС с БГ представлены на рисунке 53-54.

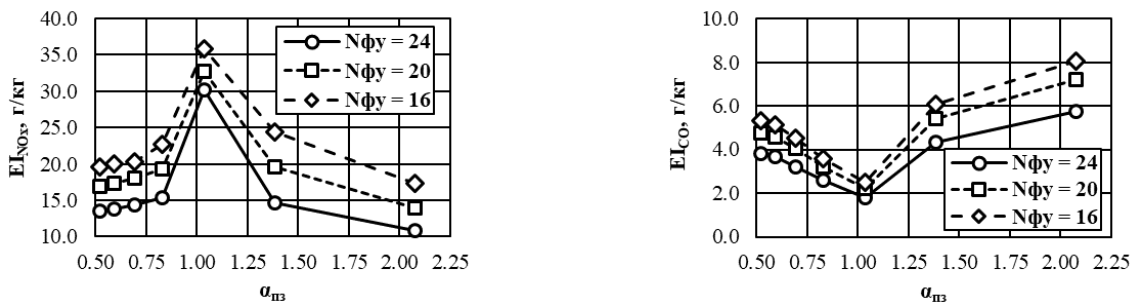


Рисунок 53 – Зависимости индексов эмиссии  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$  от коэффициента избытка воздуха в пилотной зоне горения при различном количестве ФУ для КС с БГ

Результаты варьирования коэффициента избытка воздуха в пилотной зоне, представленные на рисунке 53, показывают, что обогащение пилотной зоны, как и ее обеднение в целом позволяют снижать эмиссию  $\text{NO}_x$ , однако при одновременном росте  $\text{CO}$ , хотя ожидалось, что обогащение пилотной зоны даст обратный эффект. Тем не менее, рост  $\text{CO}$  при обогащении пилотной зоны происходит менее активно, в то время как наблюдаемое снижение  $\text{NO}_x$ , наоборот, более активно. Наиболее существенный результат влияния  $\alpha_{\text{PZ}}$  наблюдается вблизи

стехиометрии, где  $\alpha_{пз} \approx 1$ : в ней наблюдается резкий, почти двукратный, рост эмиссии оксидов азота при одновременном таком же резком снижении выбросов СО.

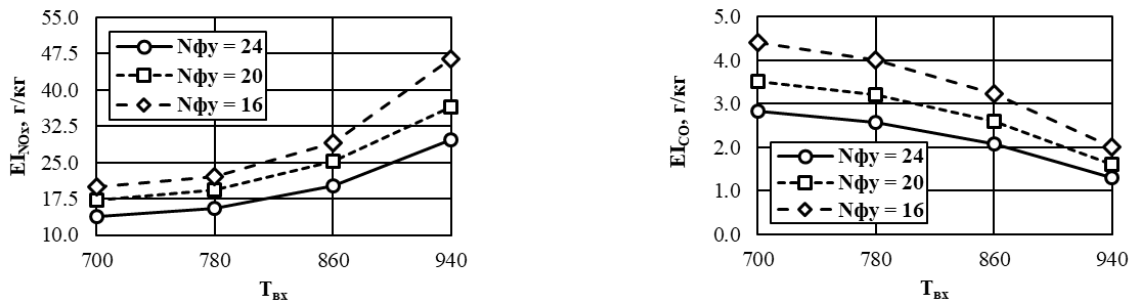


Рисунок 54 – Зависимости индекса эмиссии NO<sub>x</sub> и СО от температуры газа на входе в КС при различном количестве ФУ для КС с БГ

Результаты, представленные на рисунке 54, аналогичны результатам для КС с УББГ. Тем не менее, в случае КС с БГ меньшее количество ФУ приводит к более явно выраженному увеличению выбросов NO<sub>x</sub>, а рост температуры сказывается существенней: в случае КС с УББГ при возрастании температуры с 700 К до 940 К происходит прирост эмиссии примерно в 1.75 раза, в то время как для КС с БГ происходит увеличение более, чем в 2 раза. Данный эффект обусловлен тем, что при столь высоких температурах воздуха на входе в КС при характерных для режима «Взлет» значениях  $\alpha_{жт} = 2.2 \dots 2.5$  даже достаточно обедненная почти гомогенная топливовоздушная смесь в основной зоне сгорает с температурой более 1850 К, выше которой образование NO<sub>x</sub> резко увеличивается. При этом в случае КС с БГ основная зона занимает большую часть объема ЖТ, в отличие от КС с ББГ и УББГ, где наибольшие температуры локализованы только в первичной зоне.

### 3.3 Разработка моделей аппроксимации результатов расчетно-параметрических исследований для прогнозирования эмиссии вредных веществ в КС

#### 3.3.1 Подготовка данных для моделей аппроксимации

Как было установлено в результате аналитического обзора, проведенного в главе 1 диссертации, искусственные нейронные сети являются достаточно эффективным вспомогательным инструментом для обобщения и прогнозирования данных при сохранении приемлемой инженерной точности, однако, основной проблемой при их разработке является вероятность переобучения модели, главная причина которого – недостаток обучающих данных.

Несмотря на количество исследованных факторов влияния, накопленный объем результатов в контексте нейросетевых моделей оказывается относительно скромным, поскольку для полного покрытия всех возможных комбинаций с хотя бы 3 точками на каждый фактор

влияния во всех сочетаниях и обеспечения тем самым полной связности и определенности обучающих данных, требуется провести примерно от  $3^{20}$  до  $3^{30}$  расчетов для каждой концепции малоэмиссионного горения даже без учета дублирования данных. В связи с тем, что физически невозможно провести расчетно-параметрические исследования в таком объеме, было решено рассмотреть способы обойти это ограничение. Для этого существует два основных подхода: использование уже предобученных нейросетей и аугментация – искусственное увеличение объема и разнообразия выборки путем обработки располагаемых массивов данных [203-204]. Поскольку для первого способа в открытом доступе не было найдено подходящих моделей, рассмотрим свойства полученных ранее результатов с целью получения на их основе синтетических данных.

Во-первых, очевидная близость концепций ББГ и УББГ позволяет распространить результаты проведенного ранее предварительного исследования КС с ББГ на КС с УББГ. Проверка поведения концепции КС с УББГ, как и КС с БГ типа TAPS в части влияния закрутки, угла раскрытия диффузора ФУ, высоты и объема ЖТ на эмиссию  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$ , показала, что вид функций, выбранных для интерполяции данных факторов влияния, идентичен и ключевое различие заключается только в значении коэффициентов. Рассмотрим в качестве примера результаты анализа влияния соотношения высоты фронта ЖТ к максимальному диаметру ФУ на экологические характеристики для всех рассмотренных концепций малоэмиссионного горения представлены на рисунке 55.

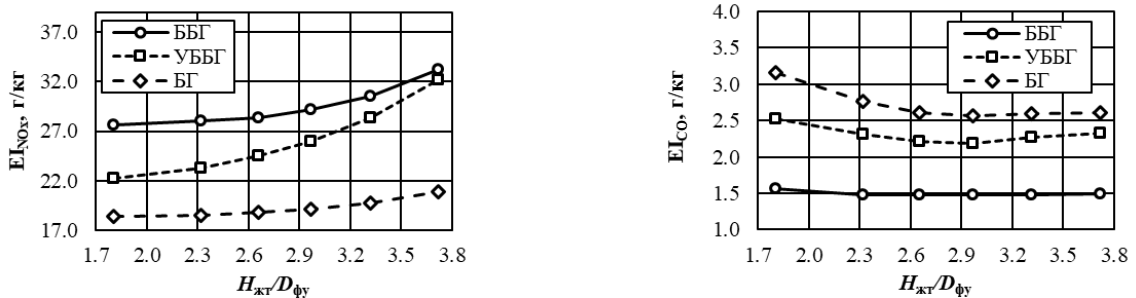


Рисунок 55 – Зависимости индекса эмиссии  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$  от соотношения высоты фронта ЖТ к максимальному диаметру ФУ для различных концепций малоэмиссионного горения

Как видно из результатов, представленных на рисунке 55, данные ведут себя достаточно схожим образом вне зависимости от выбранного типа КС. Их анализ позволяет убедиться в том, что почти все функциональные зависимости эмиссии  $\text{CO}$  и  $\text{NO}_x$  от значений параметров КС имеют вид простейших функций – экспоненциальная, полиномиальные 2-го и 3-го порядков, – причем в случае каждого фактора влияния вид функций при смене концепции малоэмиссионного горения не меняется, как и при замене сочетания. Это означает, что часть данных можно получить путем интерполяции результатов, полученных в ходе проведения параметрических

исследований, проведенных в данной главе, при помощи встроенных в библиотеку SciPy [259] для языка Python метода полиномиальной интерполяции по алгоритму Ф. Крога [260] и метода «Curve Fit» для поиска коэффициентов  $(a, b, c)$  экспоненциальной зависимости вида  $y(x) = a \cdot e^{b \cdot x} + c$ . Для обеспечения адекватности такого подхода все значения были предварительно нормированы, чтобы количественные характеристики восстанавливались относительно некоторого характерного уровня, тем самым принимая особенности поведения конструкции.

Во-вторых, часть данных получается путем аппроксимации результатов статистического анализа поведения индексов эмиссии  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$  в существующих двигателях для режимов стандартного ВПЦ, которая была проведена в первой главе диссертации, при помощи полиномиальной регрессии, построенной с использованием ранее уже примененной для аппроксимации данных стехиометрического значения скалярной диссипации в главе 2 библиотеки scikit-learn для языка Python. Также, как и для первой части данных, все значения предварительно нормировались.

В результате выполнения этих процедур получены непрерывные зависимости, которые позволяют генерировать требуемый объем данных для обучения, что позволит снизить вероятность переобучения модели.

В обоих случаях построения полиномиальной регрессии, использовались функции полиномиального преобразования (метод «Polynomial Features») 2-ой и 3-ей степеней поверх классической линейной регрессии (метод «Linear Regression»). Такой подход позволяет хорошо аппроксимировать и интерполировать данные, однако, если увеличивать количество аргументов (признаков), качество аппроксимации резко снижается. В связи с предполагаемым количеством аргументов, было решено перейти к более прогрессивным методам машинного обучения.

### **3.3.2 Выбор архитектуры, обучение и двухстадийная валидация моделей аппроксимации для прогнозирования эмиссии вредных веществ**

Как следует из результатов аналитического обзора, проведенного в главе 1 диссертации, за исключением полиномиальных регрессий двумя другими вариантами аппроксимации данных, представленных табличными значениями, являются нейросетевая модель с архитектурой MLP и ансамблевый метод машинного обучения XGBoost. Оба рассматриваемых подхода зарекомендовали себя как достаточно эффективный способ многомерной аппроксимации сложных нелинейных зависимостей между относительно разнородными данными. Архитектура MLP-модели и схема обучения при помощи метода XGBoost в графической форме представлены на рисунке 56.

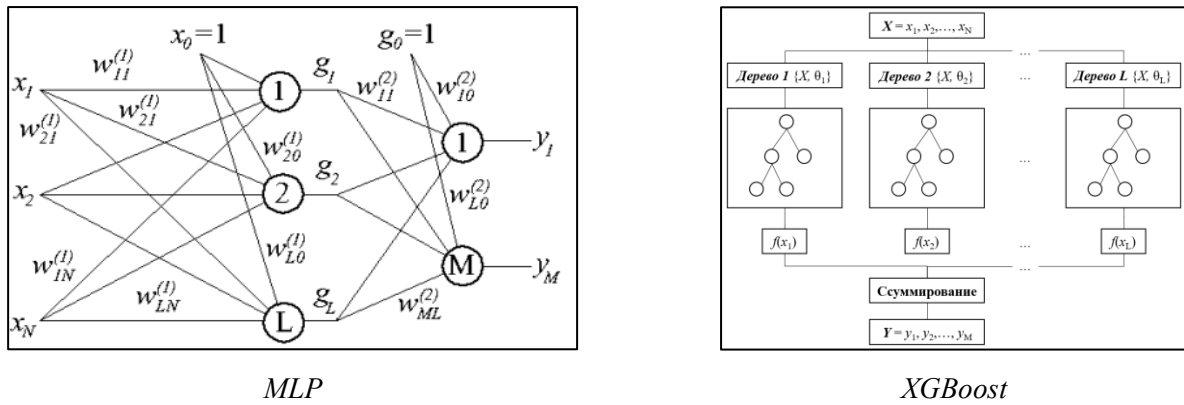


Рисунок 56 – Графическое представление MLP с двумя скрытыми слоями и метода XGBoost, где  $N$  – количество входных параметров,  $L$  – количество нейронов в скрытом слое (или количество деревьев),  $M$  – количество выходных параметров

В рамках настоящей диссертации для практической программной реализации на языке программирования Python использовались уже заранее подготовленные библиотеки: ранее упомянутая `scikit-learn` для нейросети с архитектурой MLP и ключевым методом «`MLPRegressor`» и одноименная `XGBoost` для ансамблевого машинного обучения с ключевым методом «`XGBoostRegressor`».

Настройки обучения зависели от выбранного подхода. В случае MLP количество скрытых слоев будет варьироваться, а количество нейронов в скрытых слоях  $N_{\text{нейр}}$  будет определяться так, чтобы быть прямо пропорционально количеству параметров  $N$  в векторе входных данных  $X$ , что потенциально, должно обеспечивать компромисс между гибкостью аппроксимации и устойчивостью к переобучению. В качестве функции активации в скрытых слоях использована функция ReLU. Процесс обучения осуществляется методом обратного распространения ошибки, а обновление параметров сети выполняется с использованием адаптивного алгоритма Adam. В случае XGBoost количество раундов бустинга (деревьев)  $L$  будет также варьироваться, а глубина каждого дерева (количество листьев)  $N_{\text{лист}}$  определена так же, как количество нейронов в случае MLP, то есть равно максимальному количеству параметров КС.

В качестве средств регуляризации для наложения штрафа за сложность модели в обоих случаях применяется  $L1$  и  $L2$ -регуляризации [259]. Для обеих подходов на вход подавался массив данных, признаками в котором являлись ранее определенные факторы влияния на эмиссию вредных веществ, а целевыми переменными – индексы эмиссии  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$ . Поскольку КС с БГГ и УБГГ имеют практически идентичный набор признаков, который, однако, отличается от набора признаков для КС с БГ, было решено строить параллельно по две модели каждого типа: отдельно для КС с ББГ и УББГ и отдельно для КС с БГ. Перед началом обучения все данные прошли нормализацию по максимальному значению, включая целевые параметры, то есть индексы эмиссии  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$ . Нормализация исходных данных часто рекомендуется для повышения

эффективности обучения на табличных данных [203-204]. Конкретные параметры, которые подаются в уже обученную модель, также перед прогнозом проходят нормализацию с учетом тех же максимальных значений, которые были ранее определены для каждого параметра. Результатом прогноза при этом являются безразмерные значения нормированных индексов эмиссии  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$ , которые перед публикацией прогноза проходят восстановление до полных значений по обратной процедуре нормализации.

В связи с возможностью масштабирования исходной выборки за счет описанных ранее способов аугментации, было рассмотрено три варианта ее размера. Как было сделано ранее в главе 2, исходные выборки были разбиты на обучающую, валидационную и тестовую подвыборки. В качестве метрик качества использовались уже ранее определенные формулами (6) и (7) критерии  $MRE_{\text{ср}}$  и  $MRE_{\text{макс}}$ , соответственно. На рисунках 57-58 представлены результаты обучения моделей с точки зрения выбранных метрик качества при варьировании параметров и количества исходных данных для КС с УББГ и ББГ. В качестве базового количества нейронов было выбрано  $N_{\text{нейр}} = N = 32$  для модели на основе MLP. То же количество  $N_{\text{лист}} = N = 32$  было выбрано в качестве базового значения для максимального количества листьев в одном дереве в XGBoost.

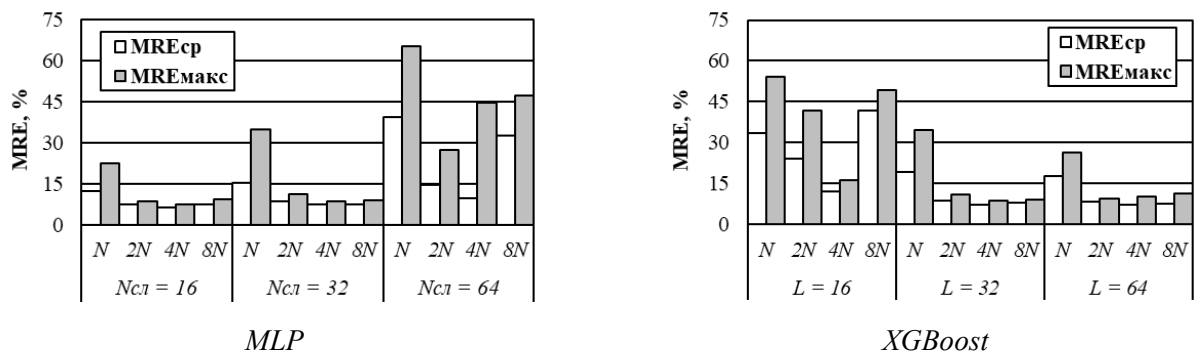


Рисунок 57 – Метрики качества, полученные по результатам обучения нейросетевых моделей на базе архитектур MLP и XGBoost при варьировании количества слоев (деревьев) и нейронов (листьев) для КС с УББГ и ББГ

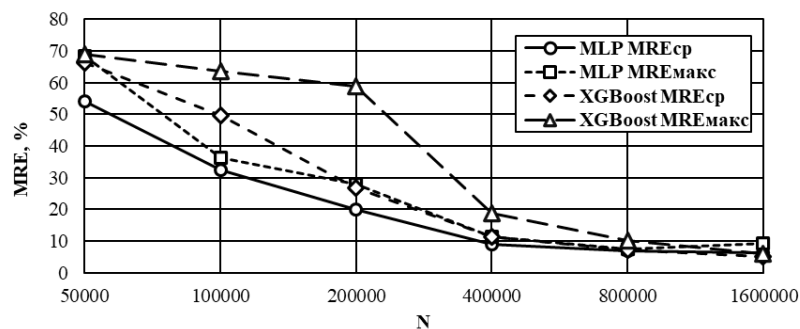


Рисунок 58 – Метрики качества, полученные по результатам обучения нейросетевых моделей на базе архитектур MLP и XGBoost, при разном количестве обучающих данных, для КС с УББГ и ББГ

На рисунках 59-60 представлены результаты обучения моделей с точки зрения выбранных метрик качества при варьировании параметров и количества исходных данных для КС с БГ.

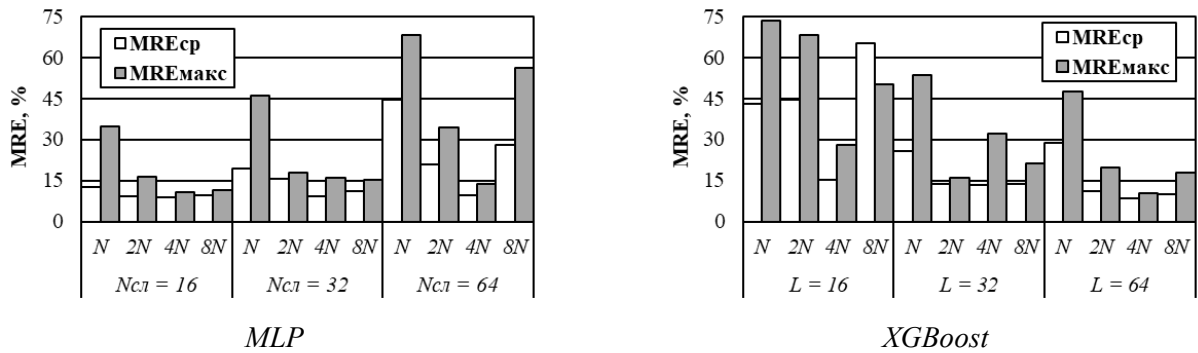


Рисунок 59 – Метрики качества, полученные по результатам обучения нейросетевых моделей на базе архитектур MLP и XGBoost при варьировании количества слоев (деревьев) и нейронов (листьев) для КС с БГ

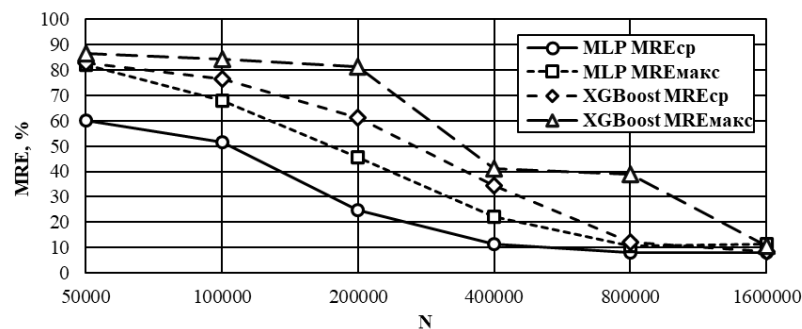


Рисунок 60 – Метрики качества, полученные по результатам обучения нейросетевых моделей на базе архитектур MLP и XGBoost, при разном количестве обучающих данных, для КС с БГ

Исходя из результатов, представленных на рисунке 57-60, заключить, что наилучшее качество для данных, касающихся КС с ББГ и УББГ, было получено при использовании модели на базе архитектуры XGBoost при количестве обучающих данных порядка 1.6 млн. строк (экземпляров), 64 деревьев и 128 листьев в каждом слое:  $MRE_{ср} = 5.22\%$  и  $MRE_{макс} = 6.08\%$ . Однако время обучения при этом составило почти 12 часов. В случае MLP наилучшее качество было получено при количестве обучающих данных порядка 800 тыс. строк (экземпляров), 16 скрытых слоев и 128 нейронов в каждом слое:  $MRE_{ср} = 6.15\%$  и  $MRE_{макс} = 7.45\%$ . При этом время обучения оказалось уже почти втрое меньше – порядка 4 часов. Результат для КС с БГ оказывается практически идентичен, однако точность обоих подходов падает:  $MRE_{ср} = 8.56\%$  и  $MRE_{макс} = 10.49\%$  для XGBoost и  $MRE_{ср} = 8.81\%$  и  $MRE_{макс} = 10.73\%$  для MLP. Время обучения при этом осталось также практически без изменения.

При близкой точности двух подходов с разницей менее 1 % для  $MRE_{ср}$  и не более 1.5 %  $MRE_{макс}$  для исходных данных по КС с ББГ и УББГ, и менее 0.5 % и для  $MRE_{ср}$ , и  $MRE_{макс}$  для исходных данных по КС с БГ, модель MLP имеет колоссальное преимущество в плане скорости

обучения перед моделью XGBoost, а для достижения схожей точности требует меньший объем исходных данных.

Хотя полученные метрики качества выглядят достаточно убедительно, существует вероятность переобучения, так как тестовая подвыборка не содержала специфических значений и была заполнена, в том числе, синтетическими данными, хоть и сгенерированными на основе функциональных зависимостей. Поэтому было решено провести оценку достоверности нейросетевой модели на базе архитектуры MLP для КС с ББГ и УББГ на основе параметров объектов валидации. Ввиду отсутствия данных для КС с БГ нейросетевая модель для данного типа КС не проходила процедуру валидации. Результаты в виде относительных отклонений прогноза модели MLP для КС с ББГ и УББГ от результатов испытаний представлены на рисунке 61.

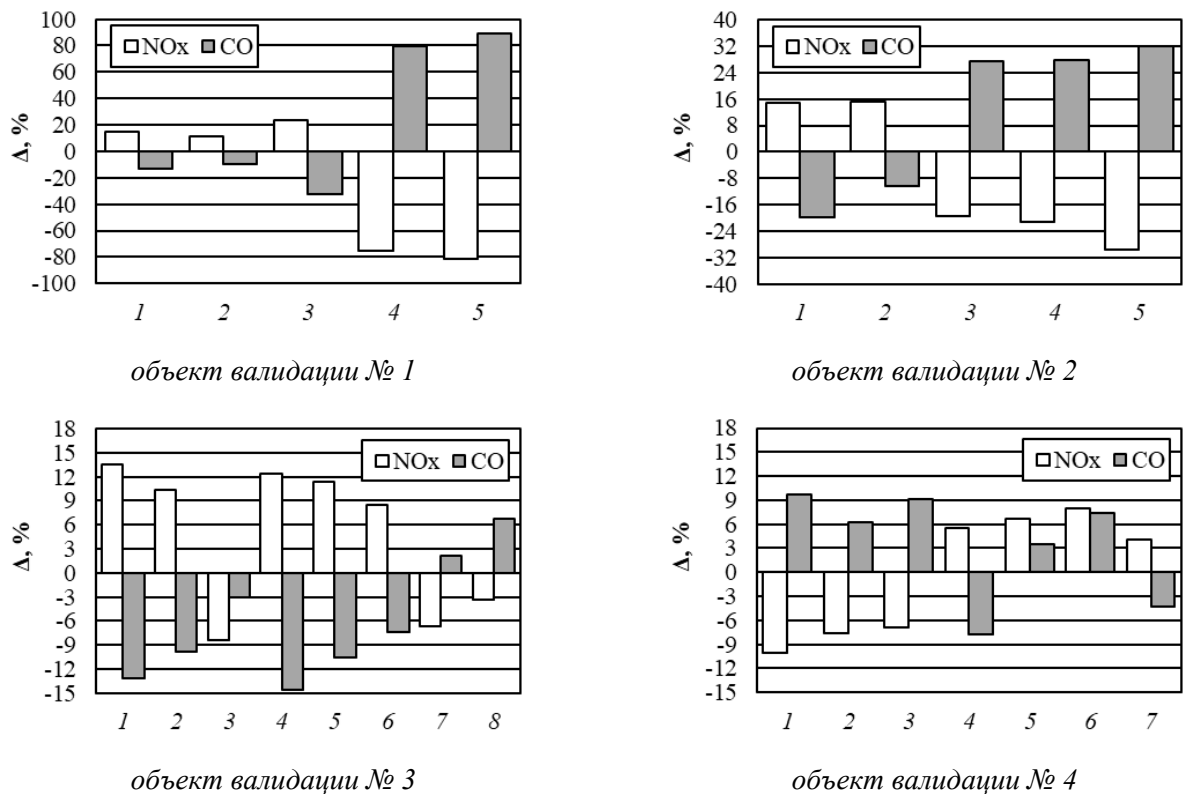
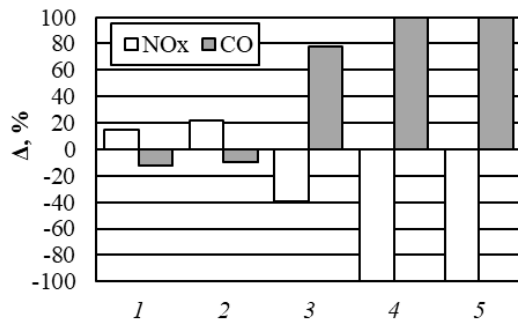
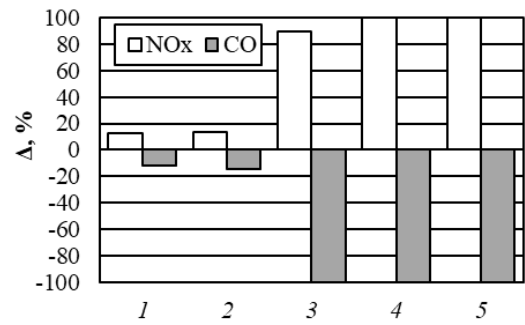


Рисунок 61 – Результаты валидации модели MLP для выбранных объектов валидации с точки зрения экологических характеристик

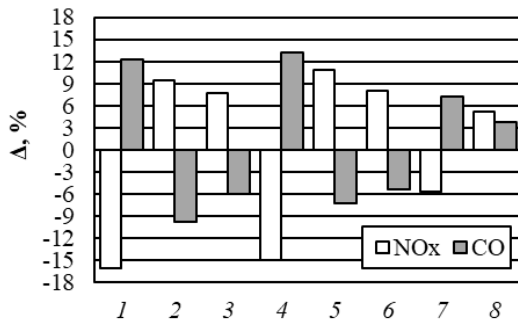
Результаты в виде относительных отклонений прогноза модели XGBoost для КС с ББГ и УББГ от результатов испытаний представлены на рисунке 62.



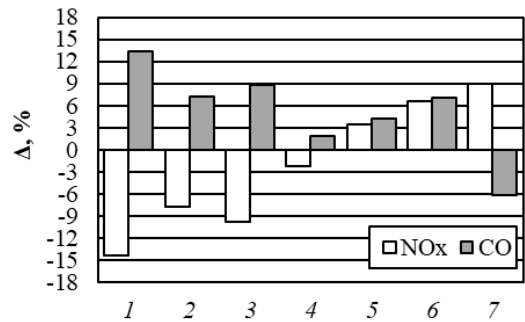
объект валидации № 1



объект валидации № 2



объект валидации № 3



объект валидации № 4

Рисунок 62 – Результаты валидации модели XGBoost для выбранных объектов валидации с точки зрения экологических характеристик

Как видно из результатов на рисунках 61-62, обе модели крайне сильно ошибаются в случае объектов валидации № 1 и № 2, что связано с тем, что данные КС разработаны для МГТД, параметры работы которых находятся существенно за пределами исходной выборки. Тоже актуально и для низких режимов работы, однако в случае объектов валидации № 3 и № 4 максимальная погрешность прогноза в случае использования обеих моделей не превышает 15 %. Несмотря на более высокую точность на тестовой выборке, в случае реальных КС модель XGBoost демонстрирует хорошее соответствие только в узком диапазоне параметров КС, причем в среднем точность прогноза оказывается хуже в сравнении с MLP.

Таким образом, учитывая как объем и структуру исходных данных для обучения, так и нацеленность нейросети на анализ относительно высоких параметров рабочего процесса в КС, можно считать, что модель MLP, обладая средней точностью порядка 90.2 %, проходит валидацию и может использоваться в качестве инструмента для оценки экологических характеристик перспективных КС ГТД в дальнейшем.

### Выводы по главе 3

1. На основе разработанных параметрических моделей КС с технологиями ББГ, УББГ и БГ проведено расчетно-параметрическое исследование качественного и количественного влияния различных факторов на экологические характеристики. Рассмотрено влияние наиболее

значимых параметров КС и ФУ, получены зависимости, пригодные для дальнейшей интерполяции и аппроксимации. Было показано, что, хотя существующие рекомендации формировались в большей степени для обеспечения высоких основных характеристик КС, они также оказываются применимыми для малоэмиссионных КС с точки зрения обеспечения оптимальных значений экологических характеристик. Также, для отдельных параметров было обнаружено наличие неоптимальных диапазонов значений.

2. Предварительные исследования, проведенные на основе модели КС, организованной по схеме ББГ, позволили значительно сократить объем варьируемых параметров за счет, во-первых, интерполяции результатов, полученных в ходе проведения предварительных параметрических исследований, во-вторых, аппроксимации результатов анализа поведения индексов эмиссии  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$  для различных режимов ВПЦ, которая была проведена в первой главе диссертации, при помощи полиномиальной регрессии. Часть полученных результатов позволила обосновать наличие оптимальных значений (или диапазонов оптимальных значений), которые впоследствии были применены для сокращения объема варьирования параметров в КС перспективных схем.

3. На основе полученных исходных данных с целью их аппроксимации и использования для прогнозирования вредных выбросов, были рассмотрены два подхода – нейросеть с архитектурой MLP и метод градиентного бустинга XGBoost. По итогам варьирования параметров и количества исходных данных на основе полученных метрик качества, а также валидации путем сравнения результатов прогнозирования моделей с результатами испытаний для объектов валидации, было решено использовать нейросетевую модель на базе MLP-архитектуры, которая обеспечила среднюю точность порядка 90.2 % для объектов валидации № 3 и № 4.

## 4 Разработка и апробация расчетно-экспериментальной методики прогнозирования эмиссии вредных веществ в КС

### 4.1 Оценка возможности прогнозирования эмиссии вредных веществ на различных этапах разработки КС

Перед формированием в обеспечение возможность оценить, на какой стадии совокупность определенных параметров КС, с одной стороны, достаточна для формирования содержательных выводов относительно экологических характеристик КС, с другой стороны, позволяет внести корректировки отдельных, уже определенных параметров так, чтобы минимизировать затраты времени и ресурсов, необходимо провести реконструкцию самого процесса разработки КС.

Разработку новой КС можно разбить на несколько последовательных стадий, которые в целом типичны для большинства изделий, как показано на рисунке 63.

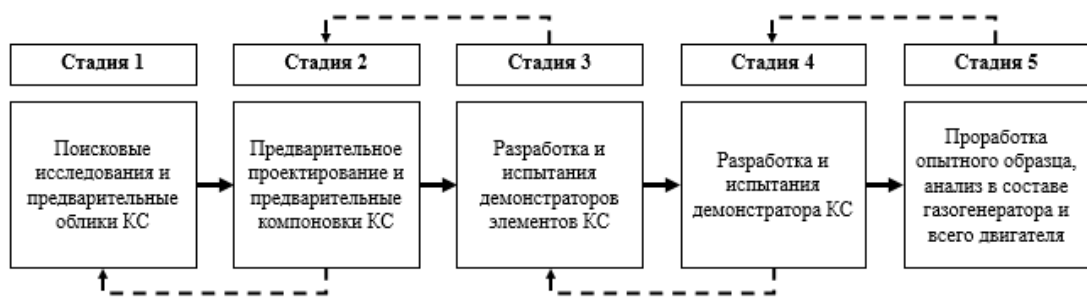


Рисунок 63 – Стадии разработки новой КС

1. Поисковые исследования. На этой стадии проводится оценка возможности использования уже существующих технических решений для различных диапазонов потенциальных параметров работы ГТД или СУ. Уточняются область применения, общие требования и ограничения, а также иные факторы, обязательные для включения в матрицу требований к КС.

2. Предварительное проектирование. На этой стадии исходя из требований к КС, формируемых на основе результатов выбора схемы ГТД, его термодинамического расчета, а также результатов поисковых исследований, происходит выбор схемы КС и получение общей компоновки с определением количественных значений предварительных параметров КС. Параллельно с этим проводятся преимущественно расчетные, реже экспериментальные, исследования для проверки того, способны ли выбранные (или разработанные) конфигурации элементов КС обеспечить характеристики, удовлетворяющие сформулированным требованиям. В случае, если не удастся обеспечить адекватную с точки зрения требований компоновку,

необходимо возвращение на предыдущую стадию со смягчением требований или пересмотром выбранной концепции ГТД.

3. Разработка и испытания демонстраторов элементов КС. На этой стадии происходит детальная проработка конкретных конфигураций элементов КС, их изготовление и испытания при моделировании некоторых условий работы в составе КС. На основе результатов испытаний проводится расчетно-экспериментальная доводка конструкций элементов КС, например, ФУ в специальном отсеке [261], а также формируются и уточняются расчетные модели всей КС. В случае, если доводка не дает положительного результата, требуется возвращение на предыдущую стадию и пересмотр выбранной концепции КС.

4. Разработка и испытания демонстратора КС. На этой стадии происходит детальная проработка конфигурации КС, ее изготовление и автономные испытания при моделировании некоторых условий работы ГТД либо в отсеке [262], либо в полноразмерном варианте [263]. На основе результатов испытаний проводится расчетно-экспериментальная доводка конструкции КС и уточняются расчетные модели. В случае, если доводка не дает положительного результата, требуется возвращение на предыдущую стадию разработки.

5. Проработка опытного образца, анализ в составе газогенератора и всего двигателя. Данная стадия предполагает подготовку финальной конструкции КС для интеграции в газогенератор с последующим переходом к анализу работоспособности и характеристик газогенератора и всего двигателя в целом. В части КС ведется только сопровождение в рамках специфических вопросов ее характеристик. В случае, если результаты испытаний демонстрируют нарушение с требований, предъявляемыми к ГТД, и установлено, что причиной несогласованности является работы КС, необходимо возвращение на предыдущую стадию разработки. Если же расхождения с результатами автономных испытаний находятся в допустимых пределах по отношению к требованиям, предъявляемым к ГТД, то, при наличии такой возможности, проводится оценка причин полученного расхождения и разрабатываются мероприятия, позволяющие повысить характеристики работы КС.

В случае успешного выполнения стадии 5 начинаются мероприятия по обеспечению прохождения процедуры сертификации двигателя. На данном этапе работы по доводке КС все еще возможны, но, как правило, все проблемные вопросы отрабатываются еще на стадии 5 до начала сертификации.

Как видно из обобщенной последовательности стадий разработки КС, на этапах 4-5 объем полученных данных, в том числе экспериментальных, а также наличие проработанной конструкции делает прогнозирование практически неактуальным. В то же время на стадии 1 достоверная информация, которую можно принять в качестве исходных данных, еще не существует. Таким образом, очевидно, что методика должна работать прежде всего на стадиях 2-

3, причем наиболее востребована она именно на стадии 2, где количество уже исходных данных уже достаточно велико, однако их достоверность еще крайне мала.

Анализ известной литературы по вопросу проектирования КС [242, 244-251] демонстрирует, что существующие методики отличаются как концепцией проектирования в целом, так и различной степенью глубины проработки параметров отдельных элементов КС. Общее однозначное сходство заключается только в том, что для предварительного проектирования всегда используются параметры работы КС на взлетном режиме. Поскольку определение наиболее достоверной методики проектирования КС не является ни целью, ни задачей диссертационной работы, было решено рассмотреть некоторый усредненный подход при разработке новой КС, последовательность выполнения действий в которой представлена на рисунке 64 и в целом актуальна для большинства методик.

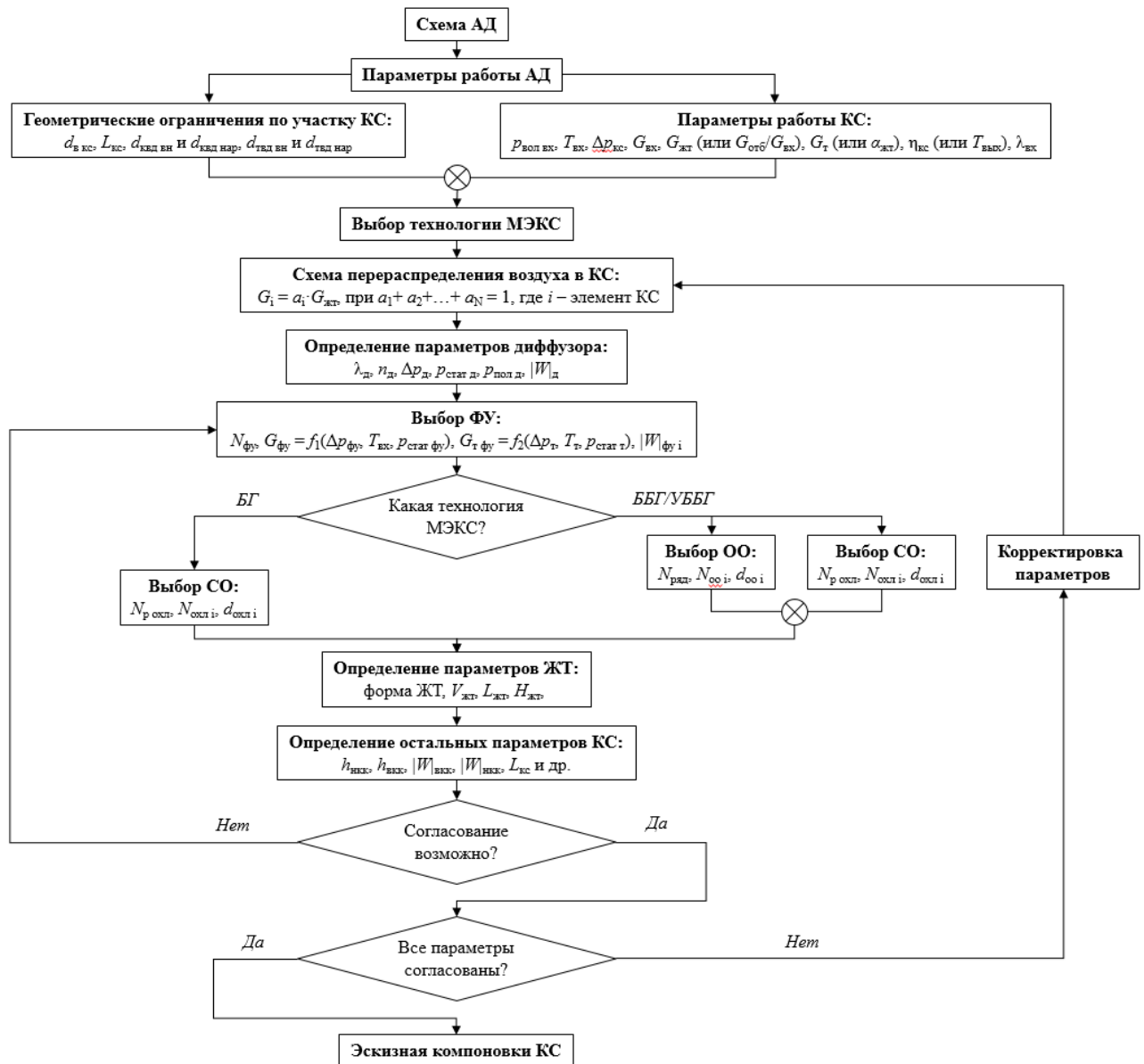


Рисунок 64 – Усредненная по результатам анализа открытых источников последовательность выполнения процедур при проектировании новых КС

Схема, представленная на рисунке 64, рассматривает только термогазодинамическую составляющую проектирования и увязывание элементов конструкции. Очевидно, что выбор, например, системы охлаждения ЖТ связан не только с обеспечением газодинамики течения, но и с тепловой прочностью. Вместе с этим, хотя последующее потенциально возможное изменение схемы распределения воздуха в КС из-за необходимости использования большего расхода воздуха для обеспечения приемлемого теплового состояния ЖТ может повлиять на экологические характеристики, учесть это на ранних этапах разработки довольно проблематично.

Рассмотрим более подробно схему, представленную на рисунке 64. Как видно из нее, исходными данными для проектирования КС являются параметры работы КС, получаемые исходя из термодинамической модели АД, в частности, полное давление на входе в КС  $p_{вх}$ , температура воздуха на входе в КС  $T_{вх}$ , максимально допустимые потери полного давления в КС  $\Delta p_{КС}$ , массовый расход воздуха на входе в КС  $G_{вх}$ , массовый расход воздуха через ЖТ  $G_{ЖТ}$  или величина отборов расхода воздуха из КС на охлаждение турбины  $G_{отб}/G_{вх}$ , массовый расход топлива в КС  $G_t$  или коэффициент избытка воздуха, оцененный по расходу воздуха через ЖТ,  $\alpha_{ЖТ}$ , ожидаемая полнота сгорания топлива в КС  $\eta$  или ожидаемая температура газа на выходе из КС (входе в сопловой аппарат ТВД)  $T_{вых}$ , приведенная скорость потока воздуха на выходе из КВД  $\lambda_{вх}$ . Данные параметры также одновременно являются частью исходных данных для предварительного проектирования. Они дополняются геометрическими схемными ограничениями, такими как диаметр вала АД на участке КС  $d_{вкС}$ , максимальная длина участка КС  $L_{КС}$ , внутренний  $d_{квд\ вн}$  и наружный  $d_{квд\ нар}$  диаметры канала на выходе из КВД, совпадающие с внутренним и наружным диаметрами входа в КС, внутренний  $d_{твд\ вн}$  и наружный  $d_{твд\ нар}$  диаметры канала на входе в сопловой аппарат ТВД, совпадающие с внутренним и наружным диаметрами выхода из КС. На этом же этапе выбирается технология малоэмиссионного сжигания и соответствующее ее перераспределение воздуха между элементами КС, после чего проектируется входной участок КС (диффузор) и определяются его параметры. Далее, осуществляется определение ФУ, выбор их количества  $N_{фУ}$ , и, в случае КС с ББГ и УББГ, также проводится оценка диаметров ОО  $d_{оо\ i}$ , исходя из назначенного количества рядов  $N_{ряд}$  и количества ОО в каждом  $i$ -ом ряду  $N_{оо\ i}$ . Проработка системы ОО выполняется совместно с определением параметров системы охлаждения ЖТ: количество поясов  $N_{р\ охл}$ , количество отверстий в каждом ряду  $N_{отв\ j}$ , диаметр отверстий в  $j$ -ом ряду  $d_{отв\ j}$ . На основе этих данных определяются параметры ЖТ и иные параметры КС, включая, например, наружный и внутренний кольцевые каналы (НКК и ВКК, соответственно), в особенности их высота, так как она обуславливает скорость течения вторичного воздуха в них, что напрямую влияет на эффективность работы СО и системы охлаждения. Результаты предварительного

проектирования оцениваются на предмет того, возможно ли их согласование, в том числе путем построения предварительных эскизов в САПР. Если нет, то необходим либо пересмотр выбранного ФУ, либо схемы перераспределения воздуха, либо пересмотр схемы двигателя целиком. Последнее возможно в случае крайне низких параметров рабочего режима. Если же при проверке параметров, полученных в ходе предварительного проектирования, наблюдаются некоторые отклонения при подстановке вместо начальных приближений реальных значений, то далее методом последовательных приближений достигается согласование всех параметров проектируемой КС, в результате чего получается физически адекватная компоновка КС.

В случае, если разработка КС предполагает использование либо прототипа всего АД, либо только прототипа КС, то предложенная схема проектирования остается актуальной. При этом возникает возможность сохранить отдельные параметры конфигурации КС, повышая достоверность предварительного анализа, что потенциально может позволить снизить объем доводочных работ в дальнейшем. Более того, до момента начала предварительного проектирования необходимо обеспечить сбор данных, касающихся не только прототипа КС, который подходит по параметрам работы ГТД, но и всех других КС, которые имеются в распоряжении и удовлетворяют требованиям методики проведения валидации КС, сформулированной во второй главе настоящей диссертации. Для тех образцов КС, для которых отсутствует часть информации – результаты испытаний или трехмерная компьютерная модель, – рассмотреть возможность получения недостающих данных.

#### **4.2 Формирование расчетно-экспериментальной методики прогнозирования эмиссии вредных веществ**

Результаты выполненного аналитического обзора (глава 1), расчетно-параметрических исследований модельных КС, проведенных при помощи валидированной математической модели для анализа процессов горения в КС (глава 2) и обеспечивших получение многопараметрических зависимостей индексов эмиссии  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$  от различных факторов влияния, а также валидированная нейросетевая модель для аппроксимация этих зависимостей (глава 3) легли в основу расчетно-экспериментальной методики прогнозирования эмиссии вредных веществ в КС, применимой на ранних этапах разработки ГТД и СУ. Далее, представлен алгоритм применения методики.

1. В первую очередь, проводится процедура предварительного проектирования КС на основе результатов термогазодинамического расчета двигателя и с учетом геометрических ограничений.

2. Если в процессе проектирования невозможно согласовать параметры КС при использовании существующего экспериментально проверенного ФУ, то необходимо перейти к

разработке нового ФУ или значительной модернизации существующего, обеспечив достоверность основных характеристик распыла, а также расходных характеристик ФУ по топливу и воздуху, в особенности при низких режимах работы КС.

3. Основываясь на ранее полученных в ходе выполнения предварительного проектирования результатах, а также параметрах выбранного ФУ, формируется общий вид вектора исходных данных  $S_{исх}$ , содержащий основные факторы влияния на экологические характеристики КС:

$$S_{исх} = [S_{осн}; S_{геом}; S_{фор}], \quad (26)$$

где  $S_{осн}$  – вектор, содержащий параметры работы КС, полученные на основе термодинамического расчета двигателя;

$S_{геом}$  – вектор, содержащий результаты предварительного проектирования КС;

$S_{фор}$  – вектор, содержащий расчетно-экспериментальные данные, касающиеся распыливания топлива выбранным ФУ.

Векторы  $S_{осн}$ ,  $S_{геом}$  и  $S_{фор}$  имеют следующий вид:

$$S_{осн} = [p_{пол\ вх}; T_{вх}; \Delta p_{кс}; G_{вх}; G_{жт}; \alpha_{жт}], \quad (27)$$

$$S_{геом} = \begin{cases} \left[ \begin{array}{l} a_{ф\у}; a_{о\о}; d_{ф\у\ макс}; N_{ряд}; N_{отв}; d_{о\о}; \omega_{ф\у\ ср}; \\ l_1; V_{ж\т}; l_{ж\т}; H_{ж\т}; \lambda_{ф\у}; \lambda_{о\о}; \gamma_{ф\у}; \zeta_{о\о} \end{array} \right], & \text{если КС с БГГ или УББГ} \\ \left[ \begin{array}{l} a_{ф\у}; d_{ф\у\ макс}; \alpha_{п\з}; \omega_{п\з\ ср}; \omega_{о\з\ ср}; m_{о\з-п\з}; V_{ж\т}; \\ l_{ж\т}; l_{о\з-п\з}; H_{ж\т}; \lambda_{п\з}; \lambda_{о\з}; \gamma_{п\з}; \gamma_{о\з} \end{array} \right], & \text{если КС с БГ} \end{cases}, \quad (28)$$

$$S_{фор} = \begin{cases} \left[ \begin{array}{l} D_{32}; \varphi_T; |W|_T \end{array} \right], & \text{если КС с БГГ или УББГ} \\ \left[ \begin{array}{l} D_{32\ п\з}; \varphi_{T\ п\з}; |W|_{T\ п\з}; \\ D_{32\ о\з}; \varphi_{T\ о\з}; |W|_{T\ о\з} \end{array} \right], & \text{если КС с БГ} \end{cases}, \quad (29)$$

где индекс «ббг» относится к КС с ББГ и УББГ;

индекс «бг» относится к КС с БГ;

индекс «оо» относится к основным отверстиям ФУ КС с ББГ или УББГ;

индекс «пз» относится к пилотной зоне ФУ КС с БГ;

индекс «оз» относится к основной зоне ФУ КС с БГ;

$a_{ф\у}$  – доля расхода воздуха, идущего через ФУ, от расхода через ЖТ;

$a_{о\о}$  – доля расхода воздуха, идущего через ОО, от расхода через ЖТ;

$d_{ф\у\ макс}$  – максимальный диаметр ФУ в мм;

$l_1$  – длина первичной зоны горения в КС с БГ в мм;

$\zeta_{о\о}$  – характеризует порядок расположения ОО относительно ФУ в КС с ББГ и УББГ;

$m_{\text{оз-пз}}$  – отношение расхода воздуха через ОЗ ФУ к расходу воздуха через ПЗ ФУ в КС с БГ;

$l_{\text{оз-пз}}$  – отношение минимального диаметра выхода из ОЗ ФУ к максимальному диаметру выхода из ПЗ ФУ в КС с БГ;

$\gamma$  – угол раскрытия диффузора в градусах;

$\lambda$  – среднее по сечению значение приведенной скорости воздуха;

Используя независимые переменные в векторе  $S_{\text{исх}}$ , определяются зависимые, например, коэффициент избытка воздуха в основной зоне  $\alpha_{\text{оз}}$  для КС с БГ.

Как видно из (1) вектор  $S_{\text{осн}}$  не зависит от выбора конструкции КС, так как определяет исходные данные в том числе для вектора  $S_{\text{геом}}$ . В свою очередь,  $S_{\text{геом}}$ , являясь следствием проектировочного расчета для определения параметров конструкции КС, в том числе, также определяет значения в векторе  $S_{\text{фор}}$ , поскольку этап предварительного проектирования предполагает однозначное назначение ФУ.

4. Опираясь на полные результаты предварительного проектирования создается трехмерная модель компоновки КС, в которой учтены все основные элементы конструкции.

5. Параллельно с п. 4 проводится сбор данных по всем существующим КС, у которых:

- известны параметры работы, включая параметры работы ФУ;

- известны параметры геометрии;

- известны основные и экологические характеристики, а также характеристики ФУ.

Из определенных КС выбирается, как минимум, один вариант, наиболее близкий по параметрам к разрабатываемой КС.

6. Определяется наличие валидированной математической модели для анализа процессов горения в КС с возможностью достоверного определения основных и экологических характеристик. В случае ее отсутствия происходит переход к п. 11.

7. Используя валидированную математическую модель, выполняется расчет текущей компоновки КС с определением основных и экологических характеристик. На данной стадии также определяется, достигнуто ли целевое распределение воздуха между элементами КС, соответствуют ли потери полного давления в диффузоре, при внезапном расширении и в КС параметрам, определенным в ходе проектировочного расчета, и, в случае несоответствия, проводится доработка компоновки.

8. При наличии предобученной нейросети, аналогичной той, что была создана в рамках четвертой главы настоящей диссертации, происходит переход к п. 16, в противном случае – к п. 9.

9. Определяется, пригодна ли выбранная математическая модель для проведения расчетно-параметрических исследований, что необходимо для формирования отсутствующей

предобученной нейросети прогнозирования эмиссии вредных веществ. Если да, то происходит переход к п. 14, в противном случае – к п. 10.

10. На основе выбранных в п. 5 существующих КС, проводится формирование валидационного базиса.

11. Выбирается одна или несколько математических моделей для анализа процесса горения в КС с возможностью определения основных и экологических характеристик, и проводится серия расчетов с заданием значений граничных условий в соответствии с располагаемыми параметрами проведения испытаний.

12. Проводится процедура валидации: результаты моделирования с использованием выбранных математических моделей сравниваются количественно с результатами экспериментальных исследований в части как основных, так и экологических характеристик в соответствии с располагаемым валидационным базисом. Процедура повторяется до тех пор, пока не будет получена математическая модель, удовлетворяющая критериям валидации.

13. Если в качестве модели горения испаренного топлива, как в настоящей диссертации, использовалась модель FGM, то происходит аппроксимация серии значений  $\chi_{ст}$ , после чего модель становится полностью определенной и происходит переход к п. 7.

14. Сформированная в п. 4 трехмерная компоновка КС редуцируется в соответствии со следующими упрощениями:

- ФУ содержит только один завихритель воздушного потока в случае КС с ББГ или УББГ с граничным условием на входе для ОЗ по полному давлению и граничным условием на входе для ПЗ по массовому расходу с заданием индивидуальной закрутки потока  $\omega$  для каждой зоны, и два завихрителя в случае КС с БГ с граничным условием на входе по полному давлению с заданием закрутки потока  $\omega$ ;

- входной участок, включая преддиффузор, диффузор и внезапное расширение, удален, а для их учета в системе корректируется значение полного давления в граничном условии для ФУ;

- кольцевые каналы удалены, а моделирование работы основных отверстий и системы охлаждения ЖТ осуществляется при помощи граничных условий по массовому расходу.

- задача сводится к рассмотрению единичного сектора КС в периодической постановке.

15. В соответствии с вектором  $S_{исх}$  проводится расчетно-параметрическое исследование для определения количественного влияния параметров (факторов), входящих в вектор исходных данных, аналогично тому, как это было показано в третьей главе настоящей диссертации. В случае, если какие-то из параметров должны быть зафиксированы и не подлежат изменению, варьирование для них не проводится.

16. Полученные в п. 15 данные аппроксимируются путем обучения нейросетевой модели аналогичному тому, как это было показано в четвертой главе настоящей диссертации.

17. Используя как минимум одну выбранную в п. 5 КС, наиболее близкую по параметрам к разрабатываемой, проводится процедура валидации нейросети, путем количественного сравнения результатов испытаний с прогнозом нейросети. Если нейросеть проходит валидацию, то происходит переход к п. 20, в противном случае в п. 18.

18. Проверяется переобученность нейросети путем проверки адекватности прогнозирования при подаче исходных данных, количественные значения которых лежат внутри исходной выборки для обучения и за ее пределами. Если нейросеть переобучена, то происходит переход к п. 14 и проверка достаточности объема полученных расчетно-параметрических данных, а также возможности замены части из них при помощи синтетических данных, в противном случае – переход к п. 19.

19. Проверяется достаточность или избыточность количества параметров (факторов влияния) в векторе исходных данных путем проверки степени влияния их изменения на прогноз эмиссии вредных веществ. Если влияние всех факторов имеет значение и количество параметров не избыточно, то происходит переход к п. 14 с целью проверки качества полученных расчетно-параметрических данных, в противном случае – происходит переход к п. 1 с целью проверки исходных данных и пересмотра их количества.

20. На основании прогноза эмиссии, полученного при помощи нейросети и включающего значения индексов эмиссии  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$  для основных режимов ВПЦ, для разрабатываемой конструкции в соответствии с нормами ИКАО, представленными в томе II Приложения 16, и параметрами двигателя, для которого разрабатывается КС, происходит определение параметров эмиссии  $D_{\text{NO}_x}/F_{00}$  и  $D_{\text{CO}}/F_{00}$  с учетом поправочных коэффициентов для каждого загрязнителя на количество конкретных экземпляров изготовленных двигателей, которые будут принимать участие в сертификации в будущем. Для надежного обеспечения устойчивого запаса на уровне не менее 15 % к существующим требованиям с целью опережения потенциально возможного ужесточения норм, принимается наихудший сценарий, при котором в сертификации эмиссии будет принимать участие только один конкретный изготовленный образец. Если с учетом этого текущая компоновка КС удовлетворяет экологическим ограничениям ИКАО, то необходимо перейти к дальнейшей проработке конструкции с целью обеспечения основных характеристик. В противном случае происходит переход к п. 1, перепроектирование КС и повторение всех процедур в соответствии с методикой.

Очевидно, что при как минимум одном полном прохождении по всем пунктам методики, в дальнейшем весь перечень процедур сокращается до выполнения последовательно только п. 1 и п. 20 вплоть до достижения таких параметров, при которых двигателя с такой КС удовлетворит требованиям ИКАО. Алгоритм применения разработанной расчетно-экспериментальной методики, описанной выше, представлен на рисунке 65 в виде схемы.

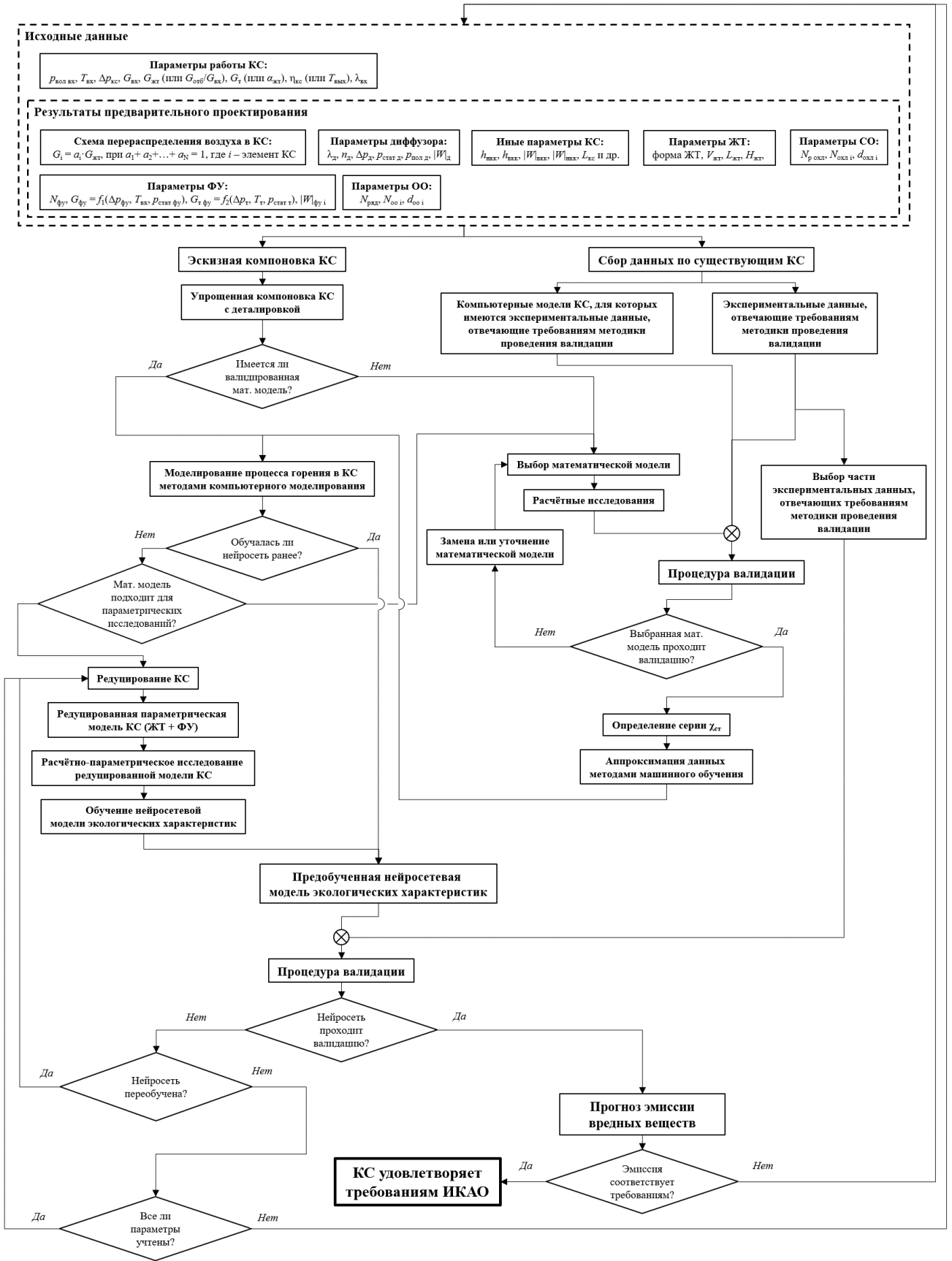


Рисунок 65 – Схема методики расчетно-экспериментального прогнозирования эмиссии вредных веществ в КС ГТД

Стоит отметить, что несмотря на довольно большой перечень параметров КС, которые могут быть определены в результате проведения проектировочного расчета, часть геометрических элементов, которые во многом зависят либо от схемы двигателя, либо традиционно определяются в процессе более подробного конструирования, остается неизвестной. Например, это касается конкретной геометрии кольцевых каналов КС, формы участка внезапного расширения, способа охлаждения ЖТ, обтекателей ЖТ, формы горловины соплового аппарата ТВД. В рамках проведенных расчетно-параметрических исследований предполагалось, что данные элементы конструкции, как и ФУ, проработаны отдельно, при этом целевое распределение воздуха между элементами КС достигнуто, однако, в случае проработки полной компоновки КС, пренебречь данными аспектами нельзя. В связи с этим, и в отсутствии схемы двигателя, геометрические параметры тех элементов КС, которые не удалось определить по результатам проектировочного расчета, можно выбирать путем копирования схем существующих КС, в частности, технических решений в прототипе, если такой был определен, но, как и указано в п. 7 приведенной методики, для обеспечения соответствия необходимо после разработки компоновки КС провести расчет методами компьютерного моделирования с последующей доработкой компоновки вручную на основе полученных результатов.

На данный момент ввиду особенностей существующих методик проектирования их использование не позволяет не только достоверно определить геометрические параметры отдельных элементов, как было ранее указано, но и, например, реальную полноту сгорания топлива, пределы бедного срыва, диапазон устойчивого высотного запуска КС, радиальную и максимальную неравномерности температурного поля на выходе из КС, склонность к возникновению виброгорения [264], которые напрямую определяют безопасность, надежность и технико-экономические характеристики разрабатываемого двигателя. Существуют работы [248, 250], в которых предлагаются различные, даже относительно простые способы определения этих характеристик, в том числе, на основе аппроксимации результатов испытаний различных КС. Однако, в условиях разработки современных и перспективных схем нельзя гарантировать применимость таких подходов. Тем не менее, архитектура предложенной методики в целом достаточно универсальна, соответственно, может быть масштабирована и распространена, в том числе, не только для прогнозирования приведенных ранее основных характеристик КС, но и для учета их влияния на эмиссию вредных веществ при наличии соответствующих математических моделей и результатов расчетно-параметрических исследований.

### 4.3 Апробация расчетно-экспериментальной методики прогнозирования эмиссии вредных веществ

Поскольку большая часть элементов, необходимых для использования расчетно-экспериментальной методики прогнозирования эмиссии вредных веществ в соответствии со схемой на рисунке 58, уже была получена ранее, апробация будет заключаться только в демонстрации ее применения при разработке новых КС авиационных ГТД. Для определения того, насколько методика отвечает требованиям достоверности, предполагается верификация результатов прогнозирования при помощи нейросетевой модели, полученной в четвертой главе настоящей диссертации, с результатами компьютерного моделирования при использовании валидированной математической модели, полученной во второй главе настоящей диссертации.

Предварительно, для разработки демонстрационных компоновок КС, был проведен термогазодинамический расчет для трех вариантов перспективных газотурбинных двигателей авиационного назначения:

- 1) ТРДД-16 с номинальной тягой  $F_{00} = 160$  кН, степенью двухконтурности  $m = 8.5$  и суммарной степенью повышения давления  $\pi_k = 40$  для СУ дозвукового пассажирского самолета;
- 2) ТРДД-32 с номинальной тягой  $F_{00} = 320$  кН, степенью двухконтурности  $m = 11$  и суммарной степенью повышения давления  $\pi_k = 60$  для СУ дозвукового пассажирского самолета;
- 3) ТРДД-8 с номинальной тягой  $F_{00} = 80$  кН, степенью двухконтурности  $m = 3$  и суммарной степенью повышения давления  $\pi_k = 25$  для СУ сверхзвукового пассажирского самолета 2-ого поколения.

Выбранные варианты ТРДД являются наиболее актуальными, что, в частности, обусловлено результатами обзорно-аналитического исследования, проведенного в первой главе. Тем не менее, стоит отметить, что, хотя в подавляющем большинстве современных среднемагистральных самолетов типа МС-21 и семейств Airbus A320 и Boeing-737 применяются двигатели с тягой порядка 120...140 кН, а не 160 кН, на данный момент активно ведется разработка их удлиненных версий с увеличенной дальностью перелета, что потребует наращивания суммарной тяги СУ. Именно поэтому был сделан выбор в пользу ТРДД на 160 кН, прямая существующая альтернатива которому на данный момент в РФ – двигатель ПС-90 – уже не отвечает не только перспективным, но и современным требованиям.

По результатам термогазодинамического расчета были получены требуемые параметры работы КС для режимов ВПЦ [3, 265], которые представлены в таблице 20.

Таблица 20 – Параметры рассмотренных вариантов ГТД, а также параметры работы КС на различных режимах ВПЦ

Параметр	ТРДД-16				ТРДД-32				ТРДД-8				
	Взлет	Набор высоты	Заход на посадку	Малый газ	Взлет	Набор высоты	Заход на посадку	Малый газ	Взлет	Набор высоты	Заход на посадку	Снижение	Малый газ
<i>Параметры двигателя</i>													
$R_{отн}, \%$	100.00	85.00	30.00	7.00	100.00	85.00	30.00	7.00	100.00	65.00	34.00	15.00	5.80
$R, \text{кН}$	160.00	136.00	48.00	11.20	320.00	272.00	96.00	22.40	65.10	42.30	22.10	9.80	3.90
$T_{вых}, \text{К}$	1822.05	1705.03	1334.85	978.31	1901.12	1800.91	1448.89	1079.73	1595.59	1416.47	1256.28	1159.90	1113.72
$m^*$	8.4	8.55	9.86	11.36	10.60	10.82	12.24	13.66	2.87	3.43	4.03	4.36	4.47
$\pi_k$	39.54	34.79	16.12	5.87	55.37	48.81	23.21	8.76	26.48	19.10	13.36	10.43	9.18
<i>Параметры работы КС</i>													
$G_{вх}, \text{кг/с}$	44.6	40.66	21.44	9.15	84.86	76.98	41.06	18.02	47.44	36.43	27.10	22.04	19.79
$G_{жт}, \text{кг/с}$	40.21	36.66	19.33	8.25	76.51	69.4	37.02	16.25	37.93	29.13	21.67	17.62	15.82
$T_{вх}, \text{К}$	884.06	851.27	723.45	538.94	970.43	940.84	804.89	612.82	795.19	720.90	653.80	611.18	590.20
$p_{вх \text{ пол}}, \text{кПа}$	4006.44	3525.17	1633.45	594.71	5610.70	4945.18	2351.77	887.86	2414.64	1741.74	1218.48	951.33	837.01
$G_T, \text{кг/ч}$	4213.6	3422.36	1199.49	342.78	8121.70	6684.30	2481.10	733.80	3240.40	2083.60	1301.70	945.50	804.30
$\alpha_{кс}$	2.57	2.89	4.35	6.49	2.54	2.80	4.03	5.97	3.56	4.25	5.06	5.67	5.99
$\alpha_{жт}$	2.32	2.61	3.92	5.85	2.29	2.53	3.63	5.39	2.85	3.40	4.05	4.53	4.78
$\Delta p_{кс}, \%$	5.06	5.24	5.77	5.87	4.98	5.12	5.51	5.64	4.98	5.12	5.24	5.31	5.34
* $m$ – степень двухконтурности													

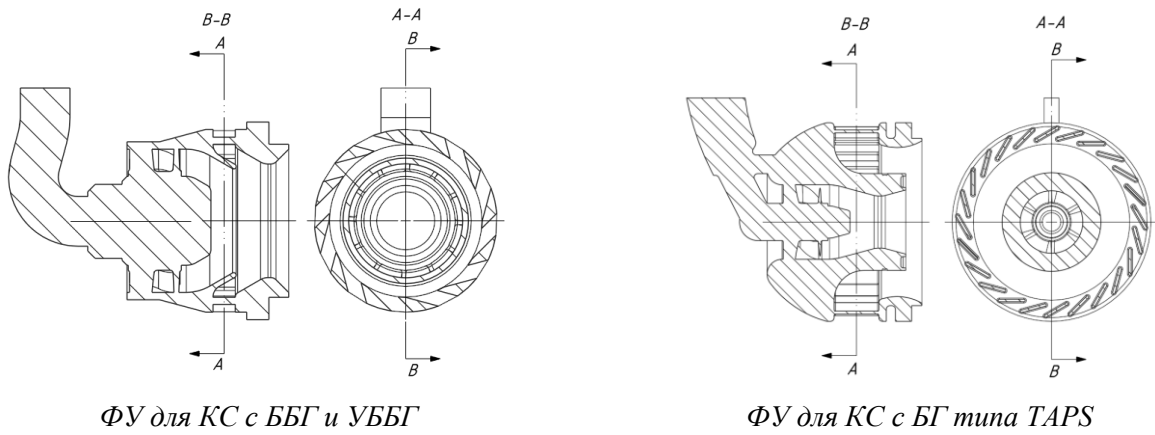
Для проведения предварительного проектирования осуществлен выбор концепций малоэмиссионного горения и схем распределения воздуха между элементами КС для каждого рассматриваемого варианта двигателя. Он представлен в таблице 21.

Таблица 21 – Выбор схем организаций малоэмиссионного горения и схем распределения воздуха между элементами КС для рассматриваемых двигателей

Двигатель	Концепция МЭКС	Перераспределение воздуха между элементами КС		
		$G_{фy}/G_{жт}$	$G_{оо}/G_{жт}$	$G_{охл}/G_{жт}$
ТРДД-16	УББГ	0.25	0.55	0.2
ТРДД-32	БГ типа TAPS	0.76	-	0.24
ТРДД-8	ББГ	0.2	0.6	0.2

Используя обобщенный алгоритм предварительного проектирования, описанный ранее, и в соответствии с данными, представленными в таблицах 20 и 21, проводится определение параметров КС для формирования компоновок. Проектирование, как и в случае методик [244-250], ведется по режиму «Взлет», которое для ТРДД с ВПЦ дозвуковых ЛА соответствует режиму с номинальной тягой, а для ТРДД с ВПЦ сверхзвуковых ЛА соответствует режиму с максимальной тягой на дозвуковых режимах полета. Выбор именно режима «Взлет» для ТРДД-8 обусловлен тем, что, хотя номинальная тяга, равная 80 кН, достигается только при сверхзвуковом крейсерском полете, определение соответствия нормам допустимой эмиссии по требованиям ИКАО производится для режимов ВПЦ, при этом величина выбросов при сверхзвуковом крейсерском полете на данный момент не регулируется.

Поскольку использование существующих экспериментально-проверенных ФУ, которые используются, например, в объектах валидации, не смогло обеспечить соответствие схеме перераспределения воздуха при располагаемых расходных характеристиках, было решено разработать на их основе имитационные модели ФУ, в которых можно обеспечить проработку воздушных завихрителей так, чтобы получить наиболее адекватную конфигурацию КС. В качестве упрощения предполагалось, что форсунки, установленные в ФУ, являются центробежными или струйными, поскольку использование методик [182-183] позволяет достаточно точно настроить наиболее подходящую расходную характеристику по топливу, что крайне сложно осуществить в случае использования пневматических форсунок, для которых значительную роль в получаемых характеристиках распыла играет поток воздуха. Также, поскольку распыл жидкого топлива моделируется при помощи модели DPM, топливными каналами форсунок можно было пренебречь. Схемы разработанных ФУ для предложенных вариантов двигателей представлены на рисунке 66.



ФУ для КС с ББГ и УББГ

ФУ для КС с БГ типа TAPS

Рисунок 66 – Схемы ФУ для КС с ББГ и УББГ и для КС с БГ типа TAPS

Геометрические ограничения на участке КС, которые в случае реального процесса разработки обусловлены схемой двигателя и параметрами других узлов, прежде всего, КВД на входе в КС и ТВД на выходе из КС, ввиду отсутствия схемы двигателя назначались исходя из общих рекомендаций. Путем последовательных приближений подбирались пары «средний диаметр на входе в КС  $d_{вх\text{ ср}}$  – высота канала входа в КС  $h_{вх}$ » для каждого варианта двигателя так, чтобы величина приведенной скорости на выходе из КВД и, соответственно, на входе в КС находилась в диапазоне  $0.25 < \lambda_{вх} < 0.3$ , а величина приведенной скорости на входе в сопловой аппарат турбины и, соответственно, на выходе из КС  $\lambda_{вых}$  была меньше 0.1.

По результатам предварительного проектирования с учетом расходных характеристик выбранных ФУ получаем параметры для разработки компоновок КС, некоторые численные значения которых представлены в таблице 22.

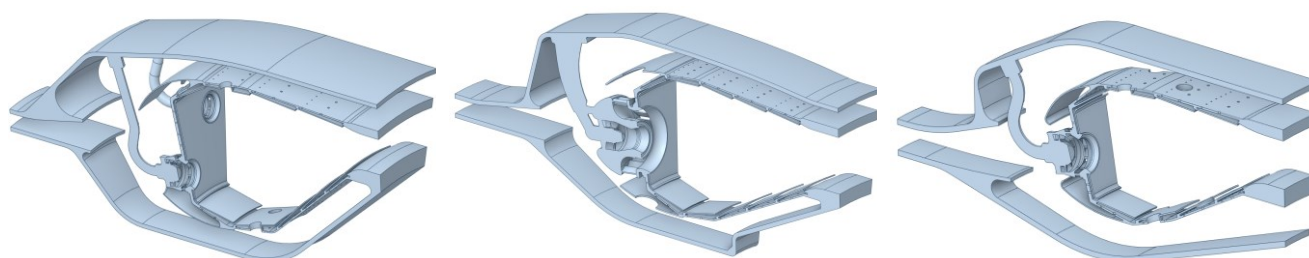
Таблица 22 – Некоторые параметры для разработки компоновок КС, полученные по результатам предварительного проектирования

Параметр КС	ТРД-16	ТРД-32	ТРД-8
$G_{\text{ФУ}}$ , кг/с	15.283	47.064	7.523
$G_{\text{ОО}}$ , кг/с	14.874	11.474	22.821
$G_{\text{ОХЛ}}$ , кг/с	10.053	17.979	7.585
$G_{\text{НКК}}$ , кг/с	2.195	4.176	4.755
$G_{\text{ВКК}}$ , кг/с	2.195	4.176	4.755
$d_{\text{вх ср}}$ , мм	409.200	540.000	430.000
$h_{\text{вх}}$ , мм	15.000	16.000	22.000
$\lambda_{\text{вх}}$	0.281	0.285	0.292
$d_{\text{вых ср}}$ , мм	580.000	660.000	580.000
$h_{\text{вых}}$ , мм	42.000	60.000	42.000
$N_{\text{ФУ}}$	32	18	24

Продолжение таблицы 22

$\alpha_I$ (или $\alpha_{пз}$ )	1.167	0.687	0.645
$\lambda_{фy} / \lambda_{оо}$ (или $\lambda_{пз} / \lambda_{о3}$ )	0.25 / 0.255	0.185 / 0.285	0.25 / 0.255
$d_{оо}$ , мм	6.500	-	6.000
$N_{ряд} / N_{отв}$	2 / 30	-	4 / 48
$H_{жт}$ , мм	$\approx 112$	$\approx 94$	$\approx 70$
$\zeta_{оо}$	ЦЦ	-	ЦЦСС
$l_{жт}$ , мм	$\approx 209$	$\approx 214$	$\approx 176$
$l_{д}$ , мм	85	85	102
$l_1$ , мм	$\approx 71$	-	$\approx 53$
$V_{жт}$ , л	35.61	44.38	21.65
$\Delta p_{д}$ , %	1.811	1.856	1.961

На основе параметров КС, полученных в результате проектировочного расчет, разработаны трехмерные компоновки КС, внешний вид которых представлен на рисунке 67.



КС ТРДД-16

КС ТРДД-32

КС ТРДД-8

Рисунок 67 – Внешний вид секторов компоновок КС ТРДД-16, ТРДД-32 и ТРДД-8

В соответствии с разработанной методикой, при наличии валидированной математической модели необходимо провести расчет КС на режиме Взлет для определения базового уровня экологических характеристик и, в том числе, проверки соответствия параметров трехмерной компоновки КС параметрам, полученным по результатам проектирования. Эти данные представлены в таблице 23.

Таблица 23 – Проверка соответствия параметров трехмерной компоновки КС параметрам, полученным по результатам предварительного проектирования

Параметр КС	ТРДД-16		ТРДД-32		ТРДД-8	
	Проект. расчет	CFD-расчет	Проект. расчет	CFD-расчет	Проект. расчет	CFD-расчет
<i>Оценка соответствия параметрами, полученным по результатам проектировочного расчета</i>						
$G_{фy}$ , кг/с	15.283	15.051	47.064	47.152	7.523	7.587
$G_{оо}$ , кг/с	14.874	14.982	-	-	22.821	22.792

Продолжение таблицы 23

$G_{\text{охл}}$ , кг/с	10.053	10.177	17.979	17.891	7.585	7.550
$\lambda_{\text{вх}}$	0.281	0.282	0.285	0.284	0.292	0.292
$\Delta p_{\text{д}}$ , %	1.811	1.799	1.856	1.831	1.961	1.948
$\Delta p_{\text{КС}}$ , %	5.06	5.12	4.98	5.08	4.98	5.03
$T_{\text{вых}}$ , К	1822.05	1824.10	1901.12	1904.53	1595.59	1599.2

Как видно из данных, приведенных в таблице 23, параметры подготовленных трехмерных компонок КС, определенные методами компьютерного моделирования, полностью соответствуют параметрам, полученным по результатам проектирования, в части обеспечения выбранной схемы распределения воздуха: относительные отклонения не выше 0.03 %. Более существенные различия наблюдаются отклонения потерь полного давления в диффузоре и в КС: они находятся в пределах 1...2 %. Тем не менее, такие отклонения можно считать допустимыми, так как они не влияют на перераспределение воздуха, которое в данном случае будет играть решающую роль при определении базового значения экологических характеристик.

Несмотря на то, что ранее было проведено расчетно-параметрическое исследование, позволяющее пропустить этап методики, связанный с необходимостью редуцирования компоновки КС для обучения нейросетевой модели прогнозирования эмиссии вредных веществ, тем не менее, было решено все же провести данную процедуру, во-первых, с целью верификации такого подхода, во-вторых, для случая, при котором потребуется провести дополнительные исследования для дообучения нейросетевой модели, что может произойти из-за выхода параметров рабочего процесса в КС в случае ТРДД-32 за пределы исходной выборки данных. Внешний вид соответствующих редуцированных моделей КС представлен на рисунке 68.

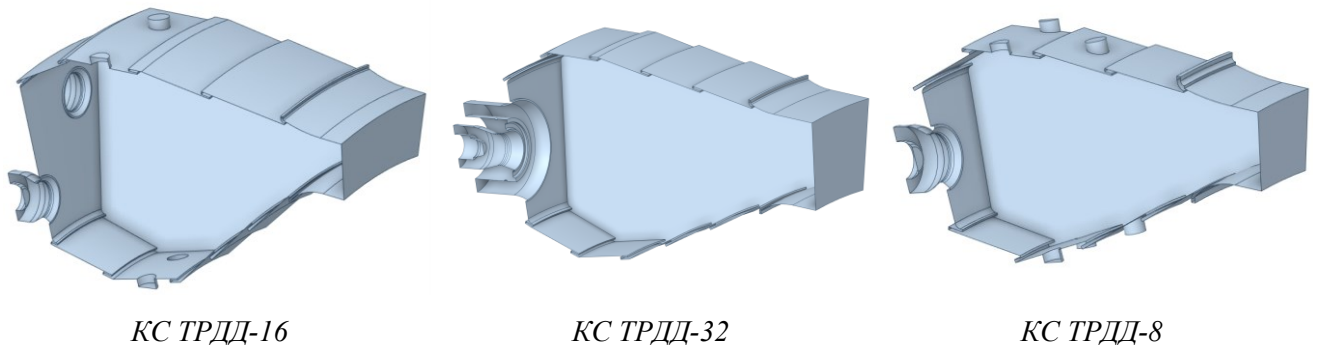


Рисунок 68 – Внешний вид секторов компонок КС ТРДД-16, ТРДД-32 и ТРДД-8

Качественный анализ полей распределения различных параметров и сравнение количественных результатов оценки характеристик КС для трех реальных компонок КС и их редуцированных версий представлены на рисунках 69-73.

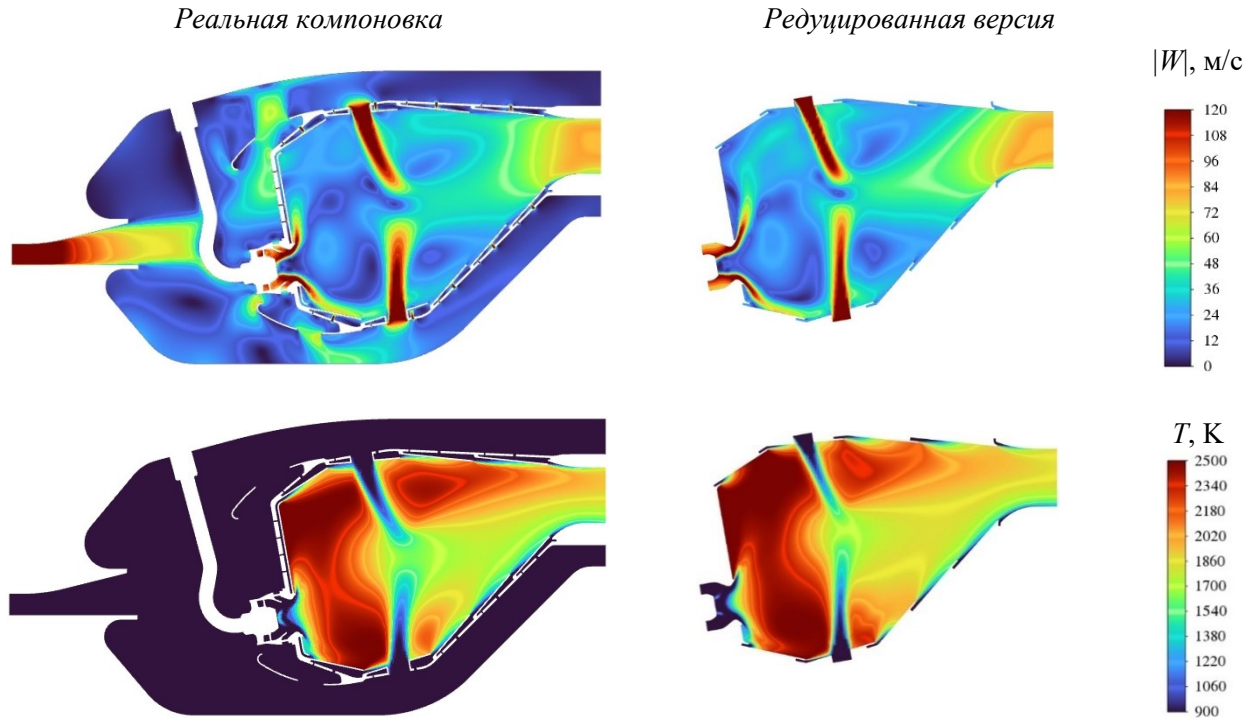


Рисунок 69 – Сравнение полей распределения модуля скорости газа и температуры в продольном сечении по нижнему ярусу в полной постановке и редуцированной КС ТРДД-16

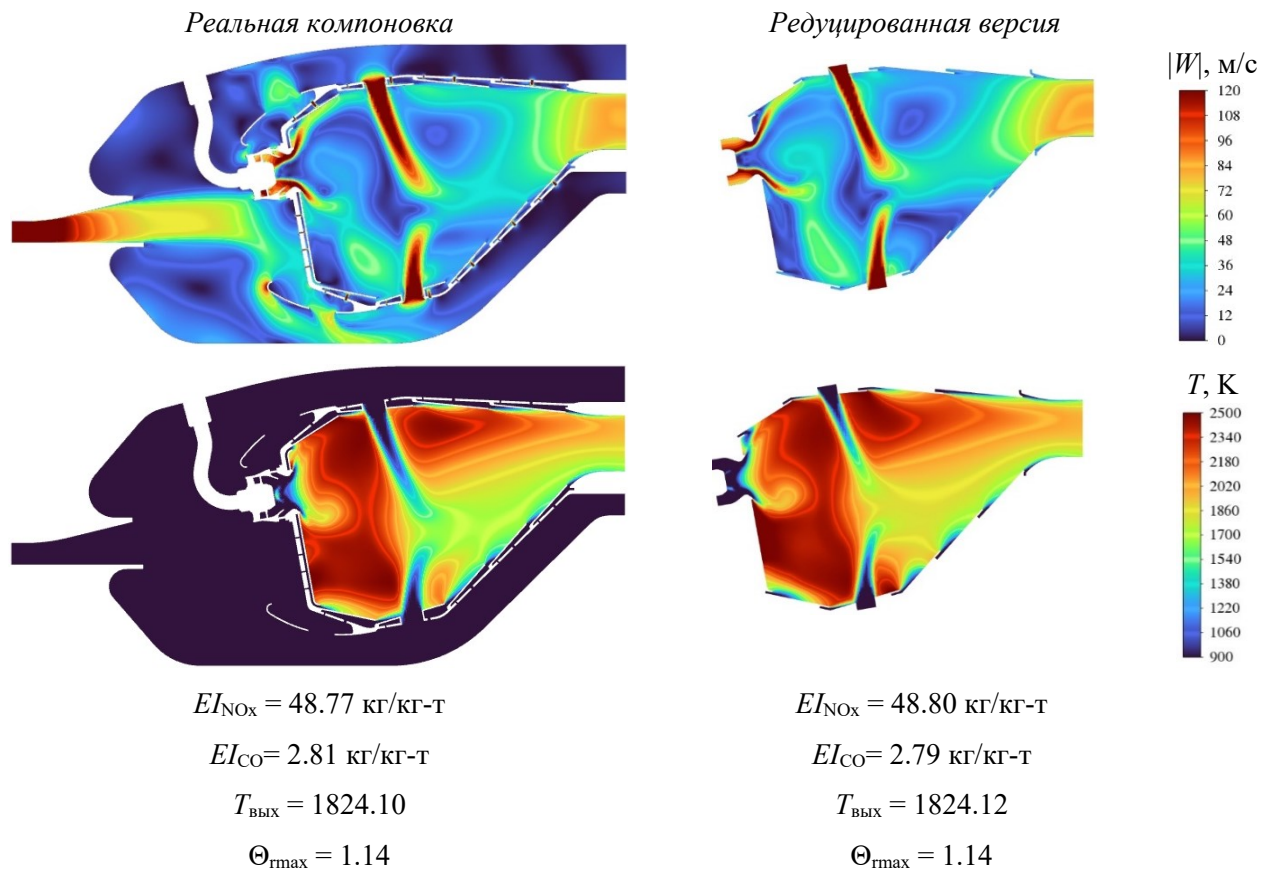


Рисунок 70 – Сравнение полей распределения модуля скорости газа и температуры в продольном сечении по верхнему ярусу, а также результатов оценки количественного соответствия результатов в полной постановке и редуцированной КС ТРДД-16

Как видно из качественного анализа, представленного на рисунках 69-70, для КС ТРДД-16 после редуцирования КС в целом структура течения внутри ЖТ при обеспечении корректных граничных условий, соответствующих параметрам в реальной компоновке, в целом сохраняется. Наблюдаемые различия вызваны, прежде всего, незначительным несоответствием траектории проникновения струй вторичного воздуха через систему ОО из-за поворота потока в кольцевых каналах в случае реальной компоновки при в целом хорошем соответствии глубины проникновения струй вторичного воздуха в объем ЖТ.

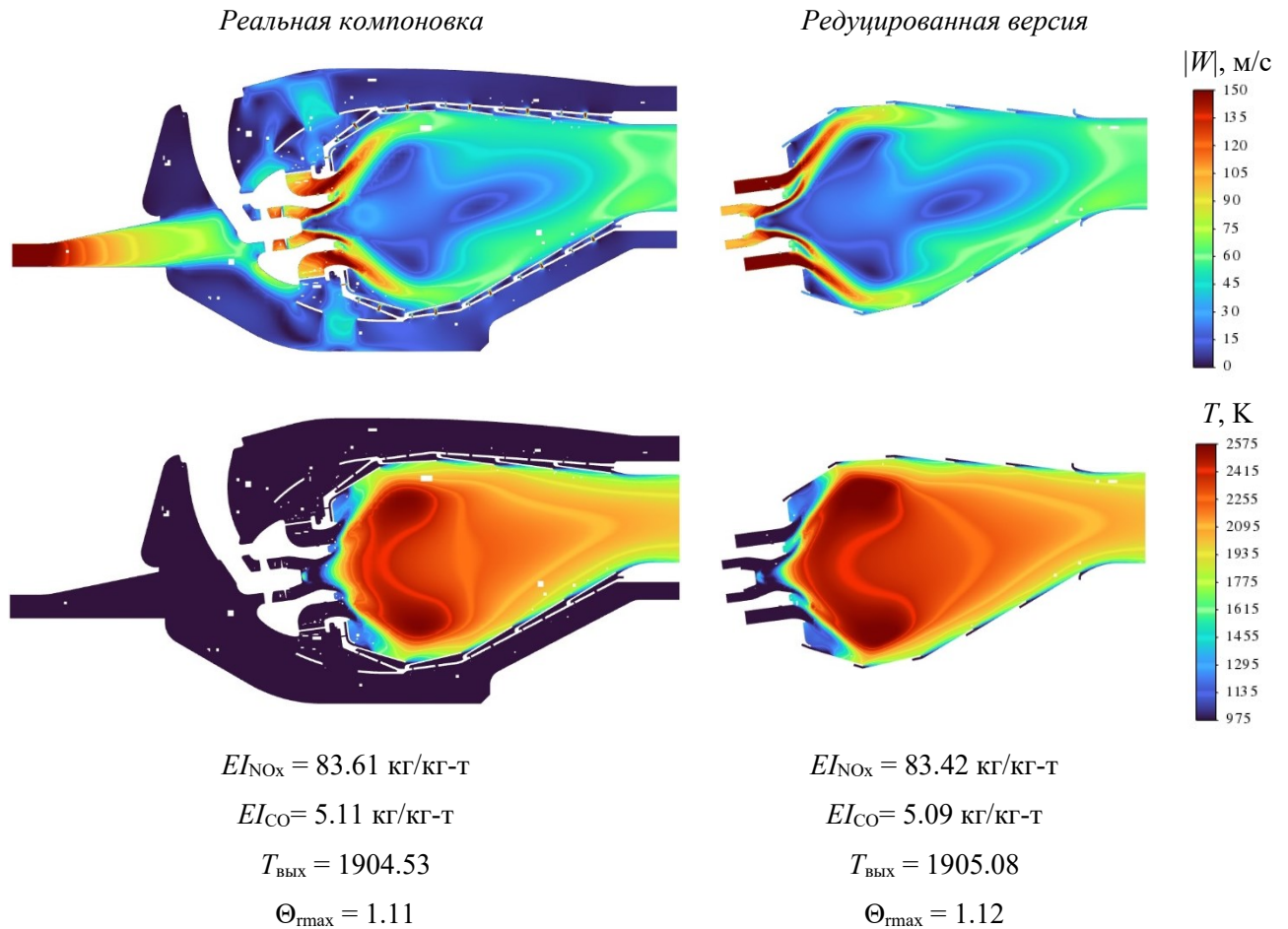


Рисунок 71 – Сравнение полей распределения модуля скорости газа и температуры, а также результатов оценки количественного соответствия результатов в полной постановке и редуцированной КС ТРДД -32

При сравнении результатов моделирования в случае КС ТРДД-32 наблюдается еще более убедительное соответствие течения внутри ЖТ в случае редуцированной КС течению в реальной компоновке. Основное различие наблюдается в менее выраженном центральном вихре около выхода из пилотной зоны и, наоборот, более выраженном вихре, располагающемся примерно на половине длины ЖТ и возникающем при слиянии течения из основной зоны ФУ. Также, в случае редуцированной КС наблюдается увеличенный объем ЗОТ, формируемой основной зоной ФУ, в первой трети ЖТ.

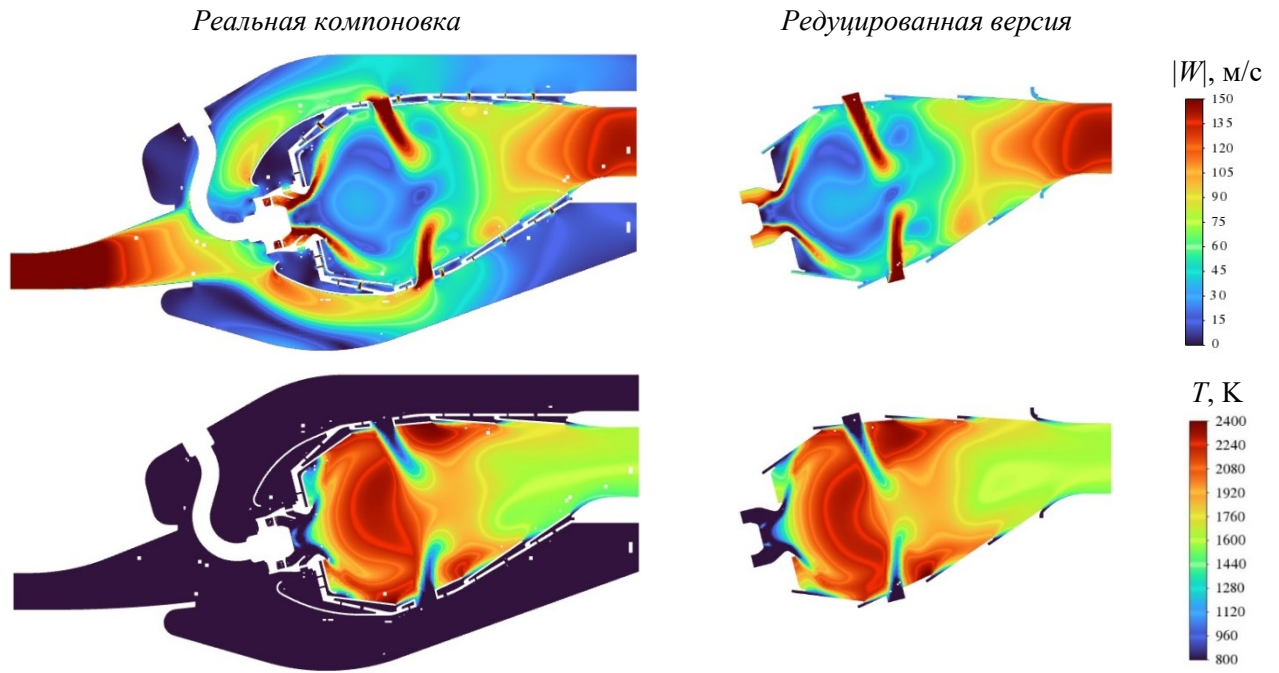


Рисунок 72 – Сравнение полей распределения модуля скорости газа и температуры в продольном сечении по первому и второму рядам ОО в полной постановке и редуцированной КС ТРДД-8

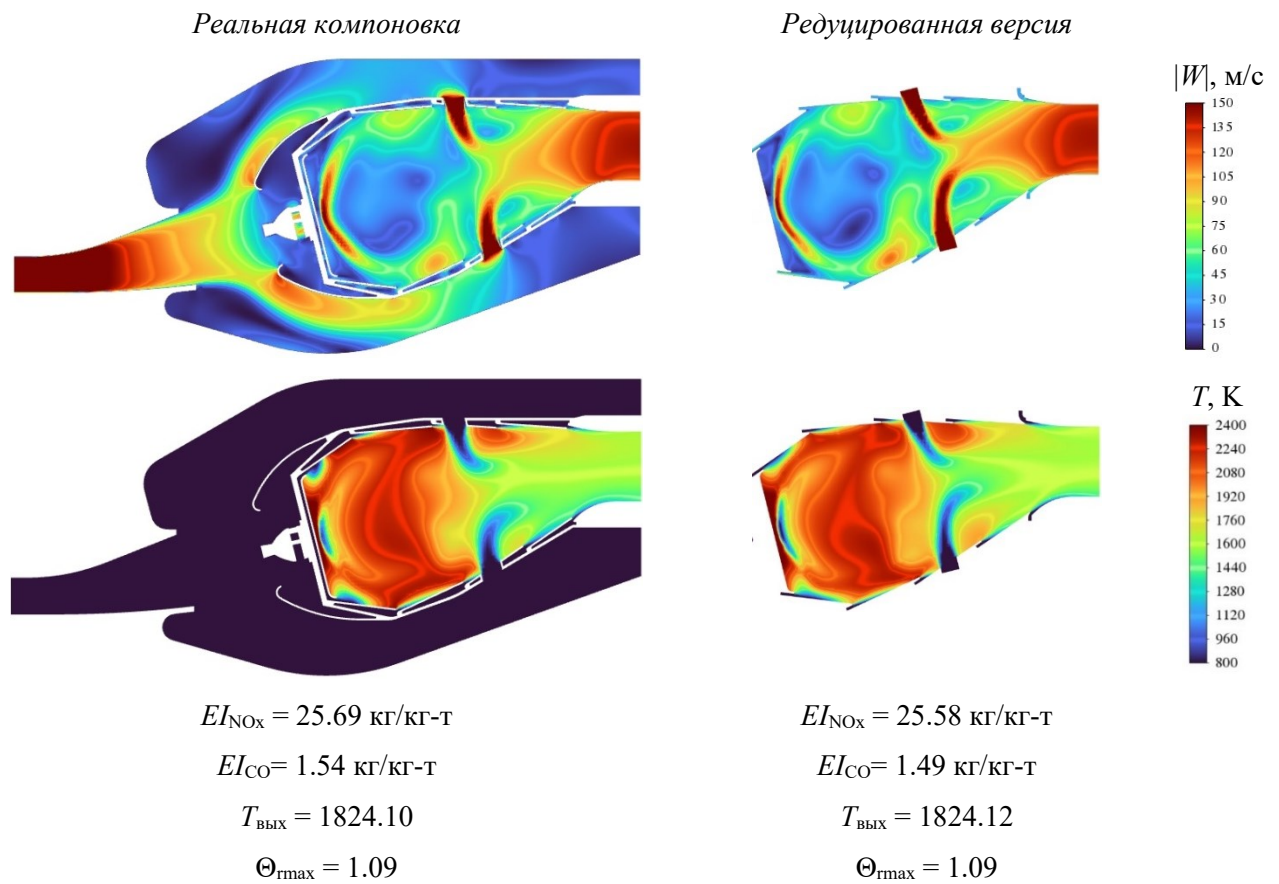


Рисунок 73 – Сравнение полей распределения модуля скорости газа и температуры в продольном сечении по третьему и четвертому рядам ОО, а также результатов оценки количественного соответствия результатов в полной постановке и редуцированной КС ТРДД-8

Выводы для случая КС ТРДД-8 в целом соответствуют практически полностью выводам, полученным при анализе КС ТРДД-16. Таким образом, несмотря на некоторые незначительные отличия, сравнение картин течений в одинаковом масштабе позволяет утверждать об адекватности данного подхода с точки зрения обеспечения качественного соответствия течения внутри ЖТ.

С точки зрения количественного соответствия можно наблюдать еще менее существенные различия между представленными постановками: отклонение значений основных и экологических характеристик не превышают 2 %. Таким образом, редуцирование компоновки КС, как подход для получения параметрических моделей в целях проведения расчетно-параметрических исследований, в целом является адекватным.

Тем не менее, исходя из результатов видно, что полученные компоновки КС требуют модернизации: в случае КС ТРДД-8 наблюдается крайне высокая – более 50 м/с – скорость потока вторичного воздуха в кольцевых каналах, а в случае КС ТРДД-32 наблюдается слияние пилотной и основной зон горения, что ведет к образованию значительной по объему высокотемпературной области и, скорее всего, к невозможности выполнения требований по эмиссии  $\text{NO}_x$ . Тем не менее, окончательный вывод может быть сделан только по результатам оценки показателей эмиссии  $D_{\text{NO}_x}/F_{00}$  и  $D_{\text{CO}}/F_{00}$ .

Совокупность полученных данных позволяет согласно разработанной методике перейти к анализу прогнозирования при помощи нейросетевой модели, обученной ранее в главе 4. Сравнение результатов моделирования для реальных компоновок КС и прогноза нейросетевой модели на основе данных проектировочного расчета представлено на рисунке 74.

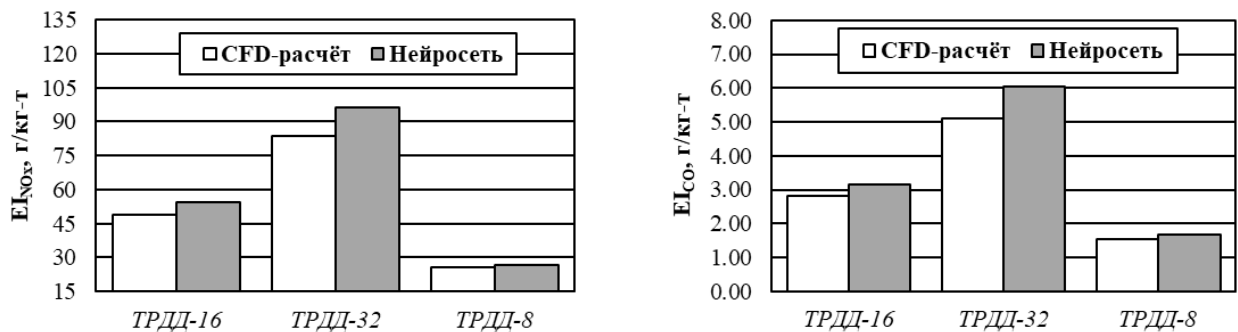


Рисунок 74 – Сравнение индексов эмиссии  $\text{NO}_x$  и CO на режиме Взлет, определенных при помощи валидированной математической модели и нейросетевой модели для рассматриваемых КС

Результаты, представленные на рисунке 73, позволяют сделать следующие выводы:

1) нейросетевая модель демонстрирует в целом хорошее соответствие с результатами моделирования: максимальное отклонение для индекса эмиссии  $\text{NO}_x$  не превышает 15 %, максимальное отклонение для индекса эмиссии CO не превышает 18 %;

2) более значительное отклонение в части эмиссии СО связано не только с численной ошибкой, но и, вероятнее всего, с малыми абсолютными значениями индексов эмиссии на режиме Взлет;

4) нейросетевая модель обеспечивает наиболее качественный прогноз для параметров ТРДД-8: отклонение для индекса эмиссии  $\text{NO}_x$  не превышает 4 %, отклонение для индекса эмиссии СО не превышает 8 %, – что обуславливается значительным объемом предварительных данных, которые были получены именно для этой схемы организации малоэмиссионного горения и относительно близкими параметрами;

5) менее достоверный прогноз был получен в случае КС ТРДД-16: отклонение для индекса эмиссии  $\text{NO}_x$  не превышает 11 %, отклонение для индекса эмиссии СО не превышает 12 %, – что, тем не менее, находится в области допустимых значений погрешности;

6) наихудшее соответствие прогноза результатам моделирования наблюдается при сравнении результатов, полученных для ТРДД-32, что, скорее всего, связано с выходом параметров рабочего процесса КС за диапазоны параметров в обучающей выборке и недостаточностью данных для обучения.

Показатели эмиссии  $D_{\text{NO}_x}/F_{00}$  и  $D_{\text{CO}}/F_{00}$  определяются по [3] с учетом поправочных коэффициентов на сертификацию по единственному двигателю в соответствии с добавлением  $k_{\text{NO}_x} = 0.8627$  и  $k_{\text{CO}} = 0.8147$  по формуле:

$$D_p / F_{00} = \frac{\sum_{i=1}^n (EI_p \cdot G_{f,i} \cdot t_{\text{реж},i})}{k_p \cdot F_{00}}, \quad (30)$$

где  $p$  – нормируемый загрязнитель ( $\text{NO}_x$ , СО или НС);

$n$  – количество режимов ВПЦ, причем  $n = 4$  для ТРДД дозвуковых ЛА,  $n = 5$  для ТРДД сверхзвуковых ЛА;

$G_{f,i}$  – массовый расход топлива на  $i$ -ом режиме в кг/с;

$t_{\text{реж},i}$  – время пребывания на  $i$ -ом режиме ВПЦ, определенное в [3], в с.

Для рассматриваемых параметров двигателей предельно допустимые значения показателей эмиссии определяются также в соответствии с [3] по следующим формулам, исходя из номинальных значений  $\pi_k$  и  $F_{00}$ :

1) для ТРДД-16 и ТРДД-32 в соответствии с разделом 2.3.2 части III главы 2 для СО [3] и в соответствии с пунктом е)-2)-ii) того же раздела для  $\text{NO}_x$ :

$$\begin{cases} D_{\text{NO}_x} / F_{00} = -9.88 + 2\pi_k \\ D_{\text{CO}} / F_{00} = 118 \text{ г/кН} \end{cases} \quad (31)$$

2) для ТРДД-8 в соответствии с разделом 3.3.1 части III главы 3 [3]:

$$\begin{cases} D_{\text{NO}_x} / F_{00} = 36 + 2.42\pi_{\kappa} \\ D_{\text{CO}} / F_{00} = 4550(\pi_{\kappa})^{-1.03} \end{cases} \quad (32)$$

Результаты оценки соответствия экологических характеристик для рассмотренных вариантов двигателей представлены в таблице 24.

Таблица 24 – Определение запасов по эмиссии  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$  по отношению к действующим нормам ИКАО

Двигатель	Предельно допустимое значение $D_p/F_{00}$ , г/кН		Прогнозируемое значение $D_p/F_{00}$ , г/кН		Запас (+) / недостаток (-) по отношению к норме, %	
	$\text{NO}_x$	$\text{CO}$	$\text{NO}_x$	$\text{CO}$	$\text{NO}_x$	$\text{CO}$
ТРДД-16	70.12	118.00	67.30	44.31	4.02	62.45
ТРДД-32	110.12	118.00	127.81	121.61	-16.06	-3.06
ТРДД-8	96.50	165.25	71.31	84.91	26.10	48.62

Из данных таблицы 24 следует, что экологические характеристики ТРДД-16 и ТРДД-8 удовлетворяют требованиям ИКАО при выбранных параметрах, однако запас по эмиссии  $\text{NO}_x$  у ТРДД-16 менее 10. С учетом потенциально возможного ужесточения норм, в особенности для ТРДД дозвуковых ЛА с  $\pi_{\kappa} \geq 40$ , если разработка ТРДД-16 будет начата позднее срока принятия новых поправок в раздел 2.3.2, данный вариант двигателя может оказаться за рамками допустимых значений и ему будет отказано в сертификации. Это означает необходимость внесения конструктивных изменений либо на уровне компоновки КС, либо на уровне доработки ФУ, либо полный пересмотр выбранных параметров ТРДД, в особенности  $\alpha_{\text{жт}}$ .

Несмотря на ожидаемую наиболее высокую эффективность с точки зрения снижения эмиссии  $\text{NO}_x$  у ТРДД-32 за счет использования перспективной технологии БГ типа TAPS, для данного варианта двигателя наблюдается самое высокое значение эмиссии не только  $\text{NO}_x$ , но и  $\text{CO}$ . Даже с учетом погрешности в 15...18 % при прогнозировании экологических характеристик при помощи нейросетевой модели для данного варианта ТРДД, определенной ранее, обеспечить минимальный запас оказывается невозможным, что говорит о необходимости доработки КС.

Исходя из результатов главы 3 существует несколько вариантов улучшения экологических характеристик без существенного изменения ФУ. В начале, были рассмотрены масштабирование ФУ с одновременным масштабированием его расходных характеристик при сохранении расстояния между ОЗ и ПЗ, а также подъем КС целиком на больший радиус, что обуславливалось для нейросетевой модели как увеличение объема ЖТ. В обоих случаях это приводит к тому, что вместо 18 ФУ в исходной компоновке появляется возможность размещения 24 ФУ. Результаты прогнозирования для этих случаев представлены на рисунке 75.

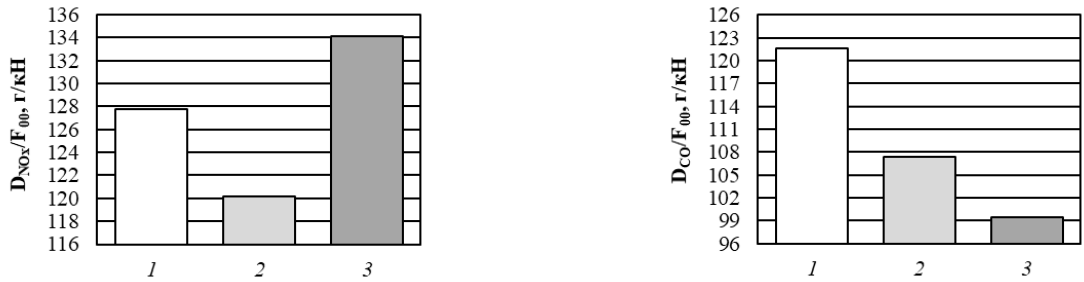


Рисунок 75 – Сравнение нормы эмиссии  $NO_x$  и  $CO$  за ВПЦ при изменении количества ФУ, где 1 – базовый вариант, 2 – вариант с масштабированным ФУ, 3 – вариант с увеличением ЖТ путем подъема на больший радиус

Как видно из результатов, представленных на рисунке 74, предложенные варианты модернизации КС ТРДД-32 смогли обеспечить только выполнение требований по эмиссии  $CO$ . Тем не менее, в варианте № 2 удалось добиться сокращения выбросов  $NO_x$  почти на 6 %. С другой стороны, в варианте № 3 выбросы  $NO_x$  даже увеличились по сравнению с исходным вариантом компоновки КС почти на 5 %.

Для варианта № 2 из рисунка 75 для компоновки КС ТРДД-32, оказавшегося удачным с точки зрения снижения эмиссии  $NO_x$  и  $CO$ , была рассмотрена также возможность дополнительного снижения эмиссии за счет обогащения пилотной зоны ниже текущего уровня до  $\alpha_{пз} = 0.55$  и  $\alpha_{пз} = 0.45$ , а также за счет ее обеднения до  $\alpha_{пз} = 1.2$  и  $\alpha_{пз} = 1.3$ . На рисунке 76 представлены результаты модернизации КС ТРДД-32 при помощи изменения  $\alpha_{пз}$ .

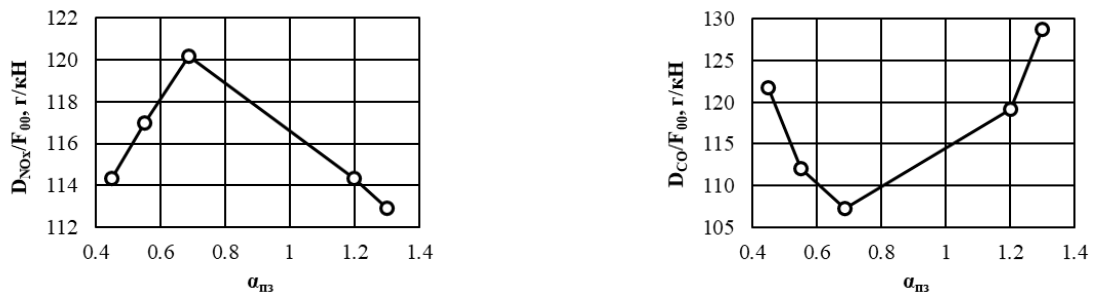


Рисунок 76 – Сравнение норм эмиссии  $NO_x$  и  $CO$  за ВПЦ при изменении  $\alpha_{пз}$

Как видно результатов, представленных на рисунке 76, ни обеднение, ни обогащение ПЗ не привело к улучшению эмиссии  $NO_x$  в той степени, чтобы удовлетворить нормам ИКАО. С учетом достаточно малой величины запаса по эмиссии  $CO$ , варьирование других параметров КС при фиксированных параметрах двигателя для снижения эмиссии  $NO_x$  даже в случае снижения нормы эмиссии ниже требуемой скорее всего приведет к одновременному выходу  $CO$  за допустимые пределы.

В целом, в отсутствии детальной проработки ФУ, достаточно малом количестве управляемых параметров и при одновременно предельно высоких значениях температуры

воздуха на входе в КС на уровне почти 1000 К при одновременно достаточно низком значении  $\alpha_{жт}$ , полученный результат можно считать ожидаемым. Если снизить температуру воздуха на входе в КС с текущих 970.43 К до примерно 880 К для варианта модернизации КС ТРДД-32 № 2 без изменения всех остальных параметров, то в этом случае прогнозируемое значение  $D_{NO_x}/F_{00}$  снизится до 101.3 г/кН при увеличении  $D_{CO}/F_{00}$  до 112 г/кН, что уже удовлетворяет действующим нормам ИКАО, хотя и с минимальным запасом.

Тем не менее, поскольку именно для КС ТРДД-32 нейросетевая модель дала наибольшую погрешность, существует вероятность, что предложенная компоновка КС на самом деле обеспечивает более низкую эмиссию вредных веществ. Для проверки вероятности некорректного прогнозирования была модернизирована редуцированная КС ТРДД-32 и проведен расчет. В результате установлено, что значения  $EI_{NO_x}$  и  $EI_{CO}$  для обновленной компоновки КС по результатам расчета составляют 81.31 г/кг-т и 4.92 г/кг-т, соответственно, при прогнозируемых нейросетевой моделью 80.27 г/кг-т и 4.56 г/кг-т, соответственно, то есть нейросетевая модель, наоборот, даже занижает реальный уровень эмиссии вредных веществ. Таким образом, в случае КС ТРДД-32 требуется более детальная проработка как ФУ, так и параметров двигателя для удовлетворения по крайней мере действующим требованиям ИКАО.

С учетом невозможности установления того, удовлетворяют ли данные двигатели требованиям по нЛТЧ, рассмотрим возможность обеспечения данного показателя за счет перевода работы КС на SAF-топлива вместо традиционного керосина. Поскольку ранее было установлено, что изменение типа топлива влияет на эмиссионные характеристики, была произведена оценка изменения эмиссии  $NO_x$  и  $CO$ , которая представлена в таблице 25.

Таблица 25 – Определение запасов по эмиссии  $NO_x$  и  $CO$  по отношению к действующим нормам ИКАО при переходе КС на работу на SAF-топливе

Двигатель	Предельно допустимое значение $D_p/F_{00}$ , г/кН		Прогнозируемое значение $D_p/F_{00}$ , г/кН		Запас (+) / недостаток (-) по отношению к норме, %	
	$NO_x$	$CO$	$NO_x$	$CO$	$NO_x$	$CO$
ТРДД-16	70.12	118.00	68.32	41.54	2.57	64.80
ТРДД-32*	110.12	118.00	122.31	103.37	-11.07	12.40
ТРДД-8	96.50	165.25	75.11	82.44	15.16	45.48

\* – рассмотрен модернизированный вариант КС № 2 вместо базовой компоновки

При переводе КС в каждом случае ожидаемо возросли эмиссии  $NO_x$ , и незначительно снизились выбросы  $CO$ , однако, это не повлекло значительного снижения запасов к нормам ИКАО для ТРДД-16 и ТРДД-8, что означает, что при наличии достаточного запаса по вредным выбросам существует возможность использования SAF в качестве дополнительного способа снижения выбросов нЛТЧ.

## Выводы по главе 5

1. На основе анализа стадий разработки новых КС определено, что наибольшая применимость методики характерна для стадии 2 «Предварительное проектирование» и для стадии 3 «Разработка и испытания демонстраторов элементов КС». В этом случае затраты относительно не велики, и существует возможность внести в конструкцию изменения, позволяющие улучшить экологические характеристики КС.

2. По результатам анализа существующих методик проектирования КС построена усредненная методика, позволившая на основе результатов термогазодинамического расчета трех вариантов ТРДД с номинальными тягами 160, 320 и 80 кН и после выбора ФУ провести разработку эскизных компоновок КС трех типов: УББГ, БГ и ББГ, соответственно.

3. Методами компьютерного моделирования при использовании валидированной математической модели показано, что редуцированные версии КС, построенные на основе трехмерных моделей КС ТРДД-16, КС ТРДД-32 и КС ТРДД-8, обеспечивают крайне близкую у оригиналам структуру течения в ЖТ и корректно прогнозируют величины основных и экологических характеристик. На основе этих результатов также проверено, что прогноз эмиссии вредных веществ, полученный при помощи нейросетевой модели прогнозирования, соответствует значениям экологических характеристик, полученным при помощи CFD-расчета.

4. Используя разработанную нейросетевую модель прогнозирования эмиссии вредных веществ, определено насколько текущие компоновки КС отвечают требованиям ИКАО. В случае с КС ТРДД-16 и КС ТРДД-8 даже с учетом корректировочного коэффициента достигается соответствия с требованиями ИКАО с запасами по  $\text{NO}_x$  на уровне 4.02 % и 26.10 %, соответственно. Для КС ТРДД-32 нормы эмиссии и  $\text{NO}_x$ , и  $\text{CO}$  оказались выше нормы. При помощи модели прогнозирования эмиссии вредных веществ предпринята попытка улучшить текущие характеристики КС ТРДД-32, однако результат оказался отрицательным.

## Заключение

Основные результаты, полученные в настоящей работе, состоят в следующем:

1. Выполненный анализ проблем разработки малоэмиссионных КС показал, что среди всего многообразия вариантов существующих концепций малоэмиссионного горения наиболее проработаны схемы богато-бедного горения, усовершенствованного богато-бедного горения, двузонного бедного горения. Определенные по нормам 2014 г. запасы для сертифицированных двигателей демонстрируют существенное преимущество бедных КС с точки зрения эмиссии  $\text{NO}_x$  над КС с ББГ в части максимальных значений. При этом в среднем по выборке двигателей, попадающих под нормы CAEP/8, устойчиво высокий запас обеспечивает именно технология УББГ – TALON-X. При рассмотрении двигателей GENx и LEAP, в которых используется технология бедного горения TAPS, соответственно, было обнаружено, что именно первое поколение TAPS обеспечивало стабильно низкую эмиссию  $\text{NO}_x$  при высоких запасах по CO, в то время как второе поколение TAPS обеспечивает только запасы по эмиссии CO, а в части запасов по  $\text{NO}_x$  существенно зависит от степени сжатия, причем с ростом величина запаса начинает достаточно активно падать. Также обнаружено, что КС с БГ типа TAPS позволяют обеспечить предельно высокие запасы в части эмиссии нЛГЧ даже при использовании традиционного топлива. Установлено, что рост эмиссии  $\text{NO}_x$  напрямую зависит от температуры в КС, причем при температурах порядка 1850 К и выше рост становится экспоненциальным. Также определено, что на данный момент не существует современных одномерных расчетных методик для определения экологических характеристик КС, а из существующих подходов к трехмерному компьютерному моделированию наилучшую применимость для начального этапа разработки способно обеспечить использование RANS-подхода совместно с моделью дискретной фазы для имитации распыливания жидкого топлива и моделями горения типа FR-EDM и FGM. Использование ИИ и нейросетевых моделей для определения эмиссии вредных веществ в известных научных исследованиях ограничено рассмотрением отдельных изделий, без обобщения на различные конструкции и факторы влияния.

2. На основе нормативной документации и с учетом специфики КС, предложена методика проведения валидации, критерии выбора объектов валидации и наполнения валидационного базиса для разработки компьютерных моделей комплексного анализа внутрикамерных процессов. На основе этого произведен выбор объектов валидации. С учетом располагаемого стендового оборудования для проведения испытаний КС ГТД и сформулированной методики проведения валидации, предложена методика проведения испытаний КС в обеспечение валидации расчетных моделей. Определены наиболее подходящие варианты математических моделей, кинетических механизмов горения керосин-воздушных смесей и составов имитации

суррогатов керосина, а также выбраны общие неизменные составляющие численной схемы и математической модели для разработки компьютерной модели внутрикамерных процессов. По результатам многокритериальной валидации выбрана математическая модель № 5 совместно с кинетическим механизмом № 3, обеспечившая среднюю точность в 96 % при прогнозировании экологических характеристик и 99 % при прогнозировании основных характеристик КС. Для обеспечения возможности автоматизированного использования валидированной математической модели в отсутствие экспериментальных данных была проведена аппроксимация полученных в ходе работы эмпирически установленных стехиометрических значений скалярной диссипации при помощи методов машинного обучения. Оценка применимости полученной полиномиальной регрессии, которая была проведена на объекте валидации № 2, показала, что использование аппроксимирующего полинома увеличивает отклонение относительно расчета с эмпирическим подбором, но при этом обеспечивает среднюю точность определения экологических характеристик на уровне 93 %, что позволяет применять полученную аппроксимацию для дальнейших исследований.

3. На основе разработанных параметрических моделей КС с технологиями ББГ, УББГ и БГ проведено расчетно-параметрическое исследование качественного и количественного влияния различных факторов на экологические характеристики. Рассмотрено влияние наиболее значимых параметров КС и ФУ, получены зависимости, пригодные для дальнейшей интерполяции и аппроксимации. Было показано, что, хотя существующие рекомендации формировались в большей степени для обеспечения высоких основных характеристик КС, они также оказываются применимыми для малоэмиссионных КС с точки зрения обеспечения оптимальных значений экологических характеристик. Предварительные исследования, проведенные на основе модели КС, организованной по схеме ББГ, позволили значительно сократить объем варьируемых параметров за счет, во-первых, интерполяции результатов, полученных в ходе проведения предварительных параметрических исследований, во-вторых, аппроксимации результатов анализа поведения индексов эмиссии  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$  для различных режимов ВПЦ, которая была проведена в первой главе диссертации, при помощи полиномиальной регрессии. Часть полученных результатов позволила обосновать наличие оптимальных значений (или диапазонов оптимальных значений), которые впоследствии были применены для сокращения объема варьирования параметров в КС перспективных схем. На основе полученных исходных данных с целью их аппроксимации и использования для прогнозирования вредных выбросов, были рассмотрены два подхода – нейросеть с архитектурой MLP и метод градиентного бустинга XGBoost. По итогам варьирования параметров и количества исходных данных на основе полученных метрик качества, а также валидации путем сравнения результатов прогнозирования моделей с результатами испытаний для объектов валидации, было

решено использовать нейросетевую модель на базе MLP-архитектуры, которая обеспечила среднюю точность порядка 90.2 % для объектов валидации № 3 и № 4.

4. На основе анализа стадий разработки новых КС определено, что наибольшая применимость методики характерна для стадии 2 «Предварительное проектирование» и для стадии 3 «Разработка и испытания демонстраторов элементов КС». По результатам анализа существующих методик проектирования КС построена усредненная методика, позволившая на основе результатов термогазодинамического расчета трех вариантов ТРДД с номинальными тягами 160, 320 и 80 кН и после выбора ФУ провести разработку эскизных компоновок КС трех типов: УББГ, БГ и ББГ, соответственно. Методами компьютерного моделирования при использовании валидированной математической модели показано, что редуцированные версии КС, построенные на основе трехмерных моделей КС ТРДД-16, КС ТРДД-32 и КС ТРДД-8, обеспечивают крайне близкую к оригиналам структуру течения в ЖТ и корректно прогнозируют величины основных и экологических характеристик. На основе этих результатов также проверено, что прогноз эмиссии вредных веществ, полученный при помощи нейросетевой модели прогнозирования, соответствует значениям экологических характеристик, полученным при помощи CFD-расчета. Используя разработанную нейросетевую модель прогнозирования эмиссии вредных веществ, определено насколько текущие компоновки КС отвечают требованиям ИКАО. В случае с КС ТРДД-16 и КС ТРДД-8 даже с учетом корректировочного коэффициента достигается соответствие с требованиями ИКАО с запасами по  $\text{NO}_x$  на уровне 4.02 % и 26.10 %, соответственно. Для КС ТРДД-32 нормы эмиссии и  $\text{NO}_x$ , и  $\text{CO}$  оказались выше требований. При помощи модели прогнозирования эмиссии вредных веществ предпринята попытка улучшить текущие характеристики КС ТРДД-32, однако результат оказался отрицательным. Тем не менее, методика подтвердила свою эффективность, тем самым еще на этапе предварительной проработки КС определив невозможность обеспечения норм ИКАО при выбранных параметрах КС ТРДД-32.

#### **Перспективы дальнейшей разработки темы**

Полученные в настоящей диссертации результаты могут использоваться для проектирования и исследования современных и перспективных малоэмиссионных КС с целью прогнозирования экологических характеристик на ранних этапах разработки двигателя. Основные направления развития предложенной методики заключаются в увеличении количества учитываемых факторов влияния, в том числе перспективных топлив (водород, АСКТ [266]) и возможности разработки модели прогнозирования не только вредных веществ, но и основных характеристик, а также полей распределения различных параметров потока в КС без использования трехмерного компьютерного моделирования.

## Список сокращений и условных обозначений

### Сокращения

- CAEP – Committee on Aviation Environmental Protection (комитет по защите окружающей среды от воздействия авиации при ИКАО)
- CFD – Computational Fluid Dynamics (вычислительная гидродинамика)
- DPM – Discrete Phase Model (модель дискретных частиц)
- EDC – Eddy Dissipation Concept (модель диссипации вихря по Магнусену-Хьертагеру)
- EDM – Eddy Dissipation Model (модель диссипации вихря по Магнусену-Сполдингу)
- FR – Finite-Rate Model (модель конечно-скоростной химии)
- MLP – Multi-Layer Perceptron (многослойный персептрон)
- MLDI – Multi-Layer Perceptron (многослойный персептрон)
- LCAG – Low-Carbon Aviation Fuel (топливо с пониженным содержанием углерода)
- LPP – Lean Premixed Pre-evaporated (технология сжигания предварительно перемешанной и испаренной бедной смеси)
- LDI – Lean Direct Injection (технология прямого впрыска обедненной смеси)
- FGM – Flamelet Generated Manifold (модель многообразия тонких фронтов пламени)
- RQL – Rich burn, Quick, quench, Lean burn (технология трехзонного богато-бедного горения)
- SAF – Sustainable Aviation Fuel (устойчивое авиационное топливо)
- TAPS – Twin Annular Premixed Swirlers (технология двузонных фронтных устройств)
- VOF – Volume of Fluid (модель многофазных сред)
- АСКТ – авиационное сконденсированное топливо
- ББГ – технология богато-бедное горения
- БГ – технология бедного горения
- УББГ – технология улучшенного богато-бедное горения
- ВСУ – вспомогательная силовая установка
- ГСУ – гибридная силовая установка
- ГТД – газотурбинный двигатель
- ГТУ – газотурбинная установка
- ИИ – искусственный интеллект
- ИКАО – Международная организация гражданской авиации
- ФУ – фронтное устройство (фронтной модуль)
- ЖТ – жаровая труба камеры сгорания
- КВД – компрессор высокого давления

КС	– камера сгорания
ЛА	– летательный аппарат
НЛГ	– нормы летной годности
нлТЧ	– нелетучие твердые частицы
МГТД	– малоразмерный газотурбинный двигатель
ОО	– основные отверстия жаровой трубы
СА	– сопловой аппарат
СПС	– сверхзвуковой пассажирский самолет
СУ	– силовая установка
ЭСУ	– электрическая силовая установка
ТВС	– топливовоздушная смесь
ТВД	– турбина высокого давления
ТНД	– турбина низкого давления
ТВаД	– турбовальный двигатель
ТВД	– турбовинтовой двигатель
ТРД	– турбореактивный двигатель
ТРДД	– турбореактивный двухконтурный двигатель

### **Индексы**

ббг	– богато-бедное горение
бг	– бедное горение
вх	– вход
вых	– выход
д	– диффузор камеры сгорания
жт	– жаровая труба камеры сгорания
кс	– камера сгорания
оз	– основная зона двухзонного фронтного устройства
охл	– система охлаждения жаровой трубы
пз	– пилотной зона двухзонного фронтного устройства
макс	– максимальное значение параметра
мин	– минимальное значение параметра
ср	– среднее значение
т	– топливо
фу	– параметр, относящийся к фронтному устройству

### Список литературы

1. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. НЛГ 33 // Утв. Приказом Федерального агентства воздушного транспорта от 17 ноября 2022 г. № 820-П. 2022. 82 с.
2. Охрана окружающей среды: прил. 16 к Конвенции о Международной гражданской авиации. Т. 2. Эмиссия авиационных двигателей / Международная организации гражданской авиации. Изд. 4-е. Монреаль: ИКАО. 2017. 174 с.
3. Охрана окружающей среды: прил. 16 к Конвенции о Международной гражданской авиации. Т. 2. Эмиссия авиационных двигателей / Международная организации гражданской авиации. Изд. 5-е. Монреаль: ИКАО. 2023. 180 с.
4. ICAO Environmental Report 2025. [Электронный ресурс]. <https://www.icao.int/environmental-protection/Documents/EnvironmentalRepotrs/2025/ICAO%20EnvReport%202025.pdf>. \_\_\_\_\_ (дата обращения: 03.02.2025).
5. Нормы летной годности. Охрана окружающей среды. Эмиссия загрязняющих веществ авиационными двигателями. Нормы и испытания. НЛГ 34 // Утв. Приказом Федерального агентства воздушного транспорта от 19 декабря 2022 г. № 928-П. 2022. 8 с.
6. Палкин В.А. Обзор работ в США и Европе по авиационным двигателям для самолетов гражданской авиации 2020...2040-х годов // Авиационные двигатели. № 3 (4). 2019. С. 63-83.
7. Диденко А.А., Матвеев С.Г., Цыганов А.М. Сравнительный анализ характеристик по выбросам вредных веществ и расходу топлива новейших и перспективных авиационных газотурбинных двигателей // Материалы Международной научно-технической конференции им. Н.Д. Кузнецова «Перспективы развития двигателестроения» (21-23 июня 2023 г.). Самара: Изд-во СГАУ. 2023. Т.1. С. 401-403.
8. Кишалов А.Е., Маркина К.В. Исследование и прогнозирование газодинамических параметров потока камер сгорания авиационных ГТД // Вестник Воронежского государственного технического университета. 2017. Т. 1. № 1. С. 60-68.
9. Ouyang Z., Nikolaidis T., Jafari S. Integrated power and thermal management for civil aircraft: review, challenges, and future opportunities // Applied Sciences. 2024. V. 14. N. 9. 3869.
10. Nakan A., Nakan C. Evaluating and modeling of thermodynamic and environmental parameters of a gas turbine engine and its components // Journal of Cleaner Production. 2022. V. 2. N. 10:132762.
11. Иноземцев А.А., Торопчин С.В., Грибков И.Н., Галлямов М.Д. Научно-исследовательские испытания газогенератора двухконтурного турбореактивного двигателя с имитацией требуемых входных термогазодинамических параметров в условиях моторостроительного предприятия // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2021. № 65. С. 28-37.

12. Диденко А.А. Теория и расчет камер сгорания ВРД. Часть II. Оценка экологических показателей камер сгорания ГТД: учеб. пособие / Самара: Изд-во СГАУ. 2012. 54 с.
13. Диденко А.А., Соколов А.Б. Квазиодномерная модель и расчет процессов в камере сгорания ГТД с учетом неоднородности горючей смеси, изменения массы, состава, температуры и эффективности перемешивания рабочего тела // Вестник СГАУ. 2013. Т. 41. № 3. С. 93-106.
14. Диденко А.А., Лукачев С.В. Упрощенная математическая модель кинетики окисления углеводородного топлива и образования окислов азота NO // Тезисы докладов IV Всероссийской научно-технической конференции «Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей» (9-10 октября 2002 г., г. Самара). Самара: СГАУ. 2002. С. 59-66.
15. Старцев Н.И. Конструкция и проектирование камеры сгорания ГТД: учеб. пособие / Самара: Изд-во СГАУ. 2007. 120 с.
16. Саркисов А.А., Рудаков О.А., Саливон Н.Д., Сигалов Ю.В., Митрофанов В.А. Математическая модель процессов образования и расчета загрязняющих веществ и оптимизация камер сгорания ГТД // Теплоэнергетика. 2000. № 5. С. 52-55.
17. Саркисов А.А., Рудаков О.А., Саливон Н.Д., Сигалов Ю.В., Митрофанов В.А. Зависимость эмиссии NOx от конструктивных и режимных параметров камеры сгорания газотурбинного двигателя // Теплоэнергетика. 1999. № 12. С. 53-56.
18. Мингазов Б.Г. Автоматизированная доводка камеры сгорания ГТД // Вестник СГАУ им. Академика С.П. Королева. 2007. № 2 (13). С. 137-140.
19. Мингазов Б.Г., Бакланов А.В., Вахитов А.Р. Полуэмпирический расчет процессов в гомогенной камере сгорания на основе теории турбулентного горения // Сборник докладов Всероссийской научно-практической конференции с международным участием «Новые технологии, материалы и оборудование российской авиакосмической отрасли» (10-12 августа 2016 г.). Казань: Изд-во КГТУ им А.Н. Туполева. 2016. Т. 1. С. 389-395.
20. Александров Ю.Б., Вовк М.Ю., Мингазов Б.Г. Исследование эмиссии NOx в камерах сгорания на основе многоуровневого моделирования // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2022. № 71. С. 17-25.
21. Иноземцев А.А., Августинovich В.Г., Цатиашвили В.В. Прогнозирование эмиссионных характеристик на основе реакторной модели камеры сгорания // Известия вузов. Авиационная техника. 2011. № 1. С. 45-50.
22. Иноземцев А.А., Августинovich В.Г., Цатиашвили В.В. Эмиссионное совершенствование камеры сгорания богато-бедного типа на этапе проектирования // Известия вузов. Авиационная техника. 2010. № 4. С. 44-48.
23. Иноземцев А.А., Сипатов А.М., Мингалев С.В., Абрамчук Т.В., Худяков Д.С. Приложение метода VOF и модели первичного распада Э. Майера к моделированию распыла топлива

форсункой камеры сгорания авиационного газотурбинного двигателя большой тяги // Авиационные двигатели. 2025. № 1. С. 25-32.

24. Августинovich В.Г., Куценко Ю.Г. Создание и применение методологии комплексного расчета малоэмиссионной камеры сгорания // Известия вузов. Авиационная техника. 2011. № 2. С. 37-42.

25. Сипатов А.М., Хохлов А.В., Абрамчук Т.В., Загитов Р.А. Моделирование процессов горения и образования оксидов азота с использованием вихререзающих моделей турбулентности // Сборник тезисов конференции «Неравновесные процессы: плазма, горение, атмосфера» (5-9 октября 2020 г.). М.: ООО «ТОРУС ПРЕСС». 2020. С. 125-128.

26. Сипатов А.М., Хохлов А.В., Абрамчук Т.В., Загитов Р.А. Применение уточненных подходов для трехмерного моделирования физико-химических процессов в камере сгорания газотурбинного двигателя // Сборник тезисов конференции «Неравновесные процессы: плазма, горение, атмосфера» (3-7 октября 2022 г.). М.: ООО «ТОРУС ПРЕСС». 2022. С. 171-173.

27. Митрофанова Ю.А., Казимарданов М.Г., Сипатов А.М. Расчетная оптимизация конструкции камеры сгорания газотурбинного двигателя с целью снижения образования оксидов азота // Труды МАИ. 2024. № 139. 22 с.

28. Абрамчук Т.В., Сипатов А.М., Сухорук М.И. Численное моделирование эмиссии дисперсных частиц с использованием феноменологической модели сажеобразования // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2023. № 72. С. 125-136.

29. Куценко Ю.Г. Математическое моделирование процесса образования оксида азота в камерах сгорания авиационных двигателей энергетических установок // Труды V Всероссийской научно-технической конференции «Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей». Самара: Изд-во СГАУ им. Академика С.П. Королева. 2004. С. 82-94.

30. Куценко Ю.Г., Онегин С.Ф. Применение методов вычислительной газовой динамики для моделирования процессов течения многокомпонентного потока газа, горения и теплообмена в камере сгорания газотурбинного двигателя // Вестник СГАУ. 2002. № 2 (2). С. 60-64.

31. Куценко Ю.Г. Численное исследование факторов, влияющих на образование оксида азота в камерах сгорания газотурбинных двигателей // Известия вузов. Авиационная техника. 2004. № 4. С. 68-70.

32. Куценко Ю.Г. Численное исследование предельно достижимых уровней эмиссии оксида азота при использовании технологии богато-бедного горения в камере сгорания ГТД // Известия вузов. Авиационная техника. 2006. № 1. С. 40-42.

33. Куценко Ю.Г. Моделирование процесса образования оксида углерода с использованием комбинированной модели турбулентного горения // Вестник ИжГТУ. 2006. № 3 (31). С. 23-26.

34. Куценко Ю.Г. Применение методов вычислительной газовой динамики для выбора конструкции камеры сгорания с наименьшим уровнем эмиссии оксидов азота // Вестник СГАУ. 2006. № 1 (9). С. 106-121.
35. Куценко Ю.Г. Методология проектирования малоэмиссионных камер сгорания газотурбинных двигателей на основе моделей физико-химических процессов : диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук : 05.07.05 // Пермь: ОАО «Авиадвигатель». 2010. 302 с.
36. Августинovich В.Г., Куценко Ю.Г. Создание и применение методологии комплексного расчета малоэмиссионной камеры сгорания // Известия вузов. Авиационная техника. 2011. № 2. С. 37-42.
37. Назукин В.А., Августинovich В.Г. Сравнение различных подходов к моделированию течения в премиксерах малоэмиссионных камер сгорания // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2016. № 44. С. 63-84.
38. Матвеев С.Г. Моделирование эмиссии полициклических ароматических углеводородов камерами сгорания ГТД // Сборник тезисов Международной научно-технической конференции по авиационным двигателям «ICAM 2025» (1-3 декабря 2025 г., г. Москва). 2025. С. 462-465.
39. Семенихин А.С., Матвеев С.С., Чечет И.В., Матвеев С.Г., Идрисов Д.В., Гураков Н.И., Радин Д.В., Новичкова С.С., Фокин Н.И., Симин Н.О., Ивановский А.А., Тарасов Д.С. Кинетические модели горения метановодородных смесей: краткий обзор и их валидация // Теплоэнергетика. 2022. № 10. С. 79-89.
40. Зубрилин И.А., С.Г. Матвеев, Martone A., Pastrone D.G. Моделирование образования вредных веществ в малоразмерном ГТД с помощью сети реакторов // Краткие сообщения по физике ФИАН. 2018. № 10. С. 28-32.
41. Гураков Н.И., Зубрилин И.А., Коломзаров О.В., Идрисов Д.В., Анисимов В.М., Попов А.Д., Абрашкин В.Ю., Матвеев С.С., Матвеев С.Г. Моделирование эмиссии монооксида углерода при горении жидкого топлива, распыляемого центробежной форсункой в камере сгорания // Физика горения и взрыва. 2023. Т. 59. № 2. С. 63-68.
42. Семенихин А.С., Идрисов Д.В., Чечет И.В., Матвеев С.Г., Лукачев С.В. Кинетическая модель и суррогат керосина для расчета эмиссии канцерогенных углеводородов газотурбинными двигателями // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21. № 3. С. 58-68.
43. Матвеев С.Г. Разработка компонентного состава суррогата авиационного керосина для моделирования рабочего процесса камеры сгорания газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18. № 1. С. 78-87.

44. Гураков Н.И., Зубрилин И.А., Коломзаров О.В., Матвеев С.Г. Выбор угла установки лопаток завихрителя и диаметра отверстий смещения жаровой трубы камеры сгорания на основании численного моделирования процессов горения // Материалы докладов Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». 2018. С. 239-241.
45. Лукачев С.В., Диденко А.А. Влияние числа компонентов в составе продуктов сгорания на точность расчета энтальпии газа, теплового эффекта и температуры реакции горения // Труды V Всероссийской научно-технической конференции «Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей». (5-7 октября 2024 г., г. Самара). 2004. С. 233-240.
46. Лукачев С.В., Диденко А.А. Оценка влияния качества гомогенной керосин-воздушной смеси и времени пребывания газа в зоне высоких температур на уровень образования «термических» NO // Труды V Всероссийской научно-технической конференции «Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей». (5-7 октября 2024 г., г. Самара). 2004. С. 227-232.
47. Gurakov N.I., Kolomzarov O.V., Abrashkin V.Yu., Matveev S.S., Matveev S.G., Fokin N.I., Tarasov D.S. Numerical and experimental study of NO<sub>x</sub> formation during hydrogen combustion in a model combustor with a cluster microflame burner // Combustion, Explosion, and Shock Waves. 2024. V. 60. N. 4. P. 508-514.
48. Семенихин А.С., Матвеев С.Г., Гураков Н.И., Идрисов Д.В., Матвеев С.С., Диденко А.А. Численное определение эмиссии канцерогенных углеводородов камерами сгорания авиационных газотурбинных двигателей // Вестник МАИ. 2024. Т. 31. № 4. С. 167-176.
49. Семенихин А.С., Савченкова А.С., Идрисов Д.В., Чечет И.В., Матвеев С.С., Матвеев С.Г. Метод расчета эмиссии канцерогенных полициклических ароматических углеводородов камерами сгорания авиационных газотурбинных двигателей // Сборник тезисов конференции «Неравновесные процессы: плазма, горение, атмосфера» (3-7 октября 2022 г.). М.: ООО «ТОРУС ПРЕСС». 2022. С. 188-190.
50. Chikishev L.M., Sharaborin D.K., Lobasov A.S., Dekterev A.A., Tolstoguzov R.V., Dulin V.M., Markovich D.M. LES simulation of a model gas-turbine lean combustor: impact of coherent flow structures of the temperature field and concentration of CO and NO // Energies. 2022. V. 15. N. 12:4362.
51. Дектерев А.А., Дектерев А.А. Моделирование горения газообразного и жидкого топлива в камерах сгорания // Тезисы докладов I Всероссийской научной конференции с международным участием. Красноярск: СФУ. 2023. С. 463-464.
52. Дектерев Ал.А., Дектерев Ар.А. Моделирование метановоздушных пламен // Журнал СФУ. Техника и технологии. 2025. № 18 (2). С. 272-294.

53. Лобасов А.С., Дулин В.М., Дектерев А.А., Минаков А.В. Турбулентный перенос в закрученной струе с распадом вихревого ядра. PIV/PLIF-измерения и численное моделирование // Теплофизика и аэромеханика. 2019. Т. 26. № 3. С. 381-389.
54. Евдокимов О.А., Гурьянов А.И., Пиралишвили Ш.А., Веретенников С.В., Гурьянова М.М. Особенности формирования диффузионных реагирующих струй в закрученном воздушном потоке // Инженерно-физический журнал. 2018. Т. 91. № 5. С. 1335-1341.
55. Веселов К.Е., Евдокимов О.А. Исследования газодинамики и горения жидкого топлива в модельной камере сгорания // Прикладная механика и техническая физика. 2023. Т. 64. № 2. С. 105-120.
56. Evdokimov O.A., Guryanov A.I., Veretennikov S.V. Emission characteristics of bidirectional vortex combustors operating on gaseous, liquid and pulverized solid fuel // Procedia Environmental Science, Engineering, and Management. 2021. V. 8. N. 1. P. 233-241.
57. Evdokimov O.A., Prokhorov D.A., Guryanov A.I., Veretennikov S.V., Mikhailov A.S. A study of flame and flow structures and their effect on emission properties in a bidirectional vortex pulverized peat combustor // Fuel. 2021. V. 291. P. 120120.
58. Гурьянов А.И., Пиралишвили Ш.А., Гурьянова М.М., Кононова В.В., Евдокимов О.А. Экологические характеристики сжигания газообразного топлива в горелочных устройствах с аэродинамическим реверсом течения // Современный научный вестник. Т. 9. № 2. С. 28-29.
59. Захаров В.М., Козлов В.Е., Лебедев А.Б., Секундов А.Н., Щепин С.А., Щепин А.М., Якубовский К.Я. Разработка реакторных моделей диффузионной камеры сгорания для сравнительного анализа детальных и редуцированных кинетических схем горения углеводородных топлив // Физика горения и взрыва. 2009. Т. 45. № 2. С. 20-28.
60. Lebedev A.B., Sekundov A.N., Yakubovskii K.Ya. The effect of recirculation zone on the magnitude of NO<sub>x</sub> emissions in a low-emission combustion chamber // High Temperature. 2009. V. 47. N. 3. P. 452-456.
61. Lebedev A.B., Secundov A.N., Starik A.M., Schepin S.A., Titova N.S. Modeling of N-containing species emission from gas-turbine combustors using detailed kinetic mechanisms // Nonequilibrium processes. Vol. 1. Moscow: ООО «ТОРУС ПРЕСС». 2005. P. 158-167.
62. Гольцев В.Ф., Щепин С.А. Анализ модели тонкого фронта пламени при расчете эмиссии вредных веществ камерами сгорания // Теплофизика высоких температур. 2016. Т. 54. № 4. С. 569-575.
63. Гольцев В.Ф., Лебедев А.Б., Фурлетов В.И., Щепин С.А. Влияние незавершенности процесса образования гомогенной топливно-воздушной смеси, подаваемой в камеру сгорания, на выбросы оксидов азота // Сборник тезисов 11-й Международного симпозиума по неравновесным

процессам, плазме, горению и атмосферным явлениям «Неравновесные процессы» (7-11 октября 2024 г.). М.: ООО «ТОРУС ПРЕСС». 2024. С. 296-299.

64. Гольцев В.Ф., Гомзякова И.И., Щепин С.А. Анализ возможности выполнения целевых уровней ИКАО на эмиссию NOx при повышенных параметрах цикла турбореактивного двухконтурного двигателя // Горение и взрыв. 2014. № 7. С. 86-90.

65. Козлов В.Е., Лебедев А.Б., Секундов А.Н., Якубовский К.Я. Эмиссия оксидов углерода при сжигании бедных заранее перемешанных метановоздушных смесей // Химическая физика. 2010. Т. 29. № 7. С. 37-47.

66. Лебедев А.Б., Секундов А.Н., Якубовский К.Я. Влияние циркуляционной зоны на величину выбросов NOx в низкоэмиссионной камере сгорания // Теплофизика высоких температур. 2009. Т. 47. № 3. С. 476-480.

67. Секундов А.Н., Чепрасов С.А., Якубовский К.Я. Сопоставление результатов моделирования полей CO на фронте пламени методами RANS и LES // Теплофизика высоких температур. 2015. Т. 53. № 5. С. 747-751.

68. Козлов В.Е., Старик А.М., Титова Н.С., Ведищев И.Ю. О механизмах образования экологически опасных соединений в гомогенных камерах сгорания // Физика горения и взрыва. 2013. Т. 49. № 5. С. 17-33.

69. Нгуен Т.Д., Александров Ю.Б., Мингазов Б.Г. Определение эмиссионной характеристики в закрученном потоке // Сборник докладов Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (23-25 июня 2021 г.). Самара: СГАУ им. Академика С.П. Королева. 2021. Т. 2. С. 126-127.

70. Груздев В.Н., Хао-Рань Л., Мингазов Б.Г. Исследование влияния различных факторов на эмиссию вредных веществ при горении газообразных топлив // Сборник докладов Всероссийской научно-практической конференции с международным участием «Новые технологии, материалы и оборудование российской авиакосмической отрасли» (8-10 августа 2018 г.). Казань: Изд-во КГТУ им А.Н. Туполева. 2018. Т. 1. С. 259-263.

71. Мингазов Б.Г. Моделирование процессов в камерах сгорания на основе теории турбулентного горения // Известия вузов. Авиационная техника. 2015. № 3. С. 47-51.

72. Бакланов А.В. Влияние времени горения и пребывания газа в камере сгорания на выбросы токсических веществ // Известия вузов. Авиационная техника. 2024. № 3. С. 233-239.

73. Бакланов А.В. Влияние изменения конструкции двухканальной горелки на выбросы загрязняющих веществ // Вестник МАИ. 2025. Т. 32. № 3. С. 129-137.

74. Яблонская А.Н., Бакланов А.В. Влияние распределения отверстий по длине жаровой трубы на выбросы NOx // Вестник УГАТУ. 2024. Т. 28. № 2. С. 121-127.

75. Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Исследование рабочего процесса камер сгорания в составе ГТД // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техники, технологии и машиностроение. 2016. Т 15. № 3. С. 81-89.
76. Мингазов Б.Г., Бакланов А.В. Влияние конструктивных изменений на выбросы оксидов азота в камере сгорания ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2013. № 3 (41). С. 177-182.
77. Ajmani K., Guzman F.J., Miki K. CFD evaluation of soot formation in a gas turbine combustor using a flamelet progress variable approach // Proceedings of ASME Turbo Expo 2025: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (June 16-20, 2025, Memphis, Tennessee, USA). 2025. 14 p.
78. Miki K., Moder J.P., Wey T., Liou M.-S. Evaluation of turbulent combustion models for canonical premixed/non-premixed combustors // AIAA Joint Propulsion Conference. (July 9-11, 2018, Cincinnati, Ohio, USA). AIAA 2018-4919. 2018. 21 p.
79. Leylegian J.C., Paul T.M., Tulino V.A. Method of kinetic model reduction for computational fluid dynamics application // Journal of Propulsion and Power. 2013. V. 29. P. 1231-1243.
80. Кузнецова Т.А., Августинович В.Г. Полуэмпирическая модель генерации оксидов азота в малоэмиссионной камере сгорания в составе системы управления авиационного двигателя // Прикладная математика и вопросы управления. 2022. № 2. С. 7-33.
81. Кузнецова Т.А., Репп П.В. Гибридная нейросетевая модель вредных выбросов в атмосферу из промышленной газотурбинной установки // Сборник трудов по материалам VII Международной конференции и молодежной школы «Информационные технологии и нанотехнологии (ИТНТ-2021)» (20-24 сентября 2021 г.). Самара: Изд-во СГАУ им. Академика С.П. Королева. 2021. Т. 3. С. 34363.
82. Августинович В.Г., Кузнецова Т.А., Фатыков А.И., Нугуманов А.Д. Концепция управления малоэмиссионной камерой сгорания авиационного ГТД и ее эксперт-модель для обучения нейронной сети смарт-регулятора // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2018. № 53. С. 5-19.
83. Kaayaalp K., Metlek S. Prediction of burning performance and emissions indexes of a turboprop motor with artificial neural network // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2021. V. 93. N. 3. P. 394-409.
84. Kaayaalp K., Metlek S., Ekici S., Sohret Y. Developing a model for prediction of the combustion performance and emissions of a turboprop engine using the long short-term method // Fuel. 2021. V. 302. P. 121202.
85. Ge F., Yu Z., Li Y., Zhu M., Zhang B., Zhang Q., Harrison R.M., Chen L. Predicting aviation non-volatile particulate matter emissions at cruise via convolutional network // Science of the Total Environment. 2022. V. 850. 47 p.

86. Chen L., Zhang Q., Zhu M., Li G., Chang L., Xu Z., Zhang H., Wang Y., Zheng H., Zhong S., Pan K., Zhao Y., Gao M., Zhang B. A convolutional neural network prediction model for aviation nitrogen oxides emissions throughout all flight phases // *Science of the Total Environment*. 2024. V. 929. 34 p.
87. Сальников А.В., Французов М.С., Виноградов К.А., Пятунин К.Р., Никулин А.С. Верификация и валидация компьютерных моделей // *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*. 2022. № 9. С. 100-115.
88. Железнякова А.Л. Технологии верификации и валидации в численном газодинамическом моделировании // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*. 2018. Т 19. № 2. С. 2-62.
89. Environmental Technical Manual (ETM). Volume II. Procedures for the Emissions Certification of Aircraft Engines // ICAO (CAEP). Doc 9501. 2<sup>nd</sup> Edition, 2014. 110 p.
90. Ланшин А.И., Комратов Д.В., Постников А.А. НЦМУ «Сверхзвук» в тематике разработки авиационных двигателей. // *Авиационные двигатели*. 2022. № 1 (14). С. 69-78.
91. Разработки НИЦ "Институт имени Н.Е. Жуковского" для сверхзвукового гражданского самолета испытали в составе летающей лаборатории / Официальный сайт ФГБУ НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского»: <https://nrczh.ru/press-center/news/razrabotki-nits-institut-imeni-n-e-zhukovskogo-dlya-sverkhzvukovogo-grazhdanskogo-samoleta-ispytali/> (дата обращения: 1.06.2025)/
92. Rotger T., Eyers C., Fusaro R. A review of the current regulatory framework for supersonic civil aircraft: noise and emissions regulations // *Aerospace*. 2024. V. 11. 19 p.
93. Durdina L., Durand E., Edebeli J., Spirig C., Brem B.T., Elser M., Siegerist F., Johnson M., Sevcenco Y.A., Crayford A.P. Characterizing and predicting nvPM size distributions for aviation emission inventories and environmental impact // *Environmental Science & Technology*. 2024. V. 58. P. 10548-10557.
94. Абрамчук Т.В., Иноземцев А.А., Сипатов А.М. Эмиссия нелетучих твердых частиц современных ГТД // *Авиационные двигатели*. 2024. № 2 (23). С. 3-14.
95. Kurzawaska-Pietrowicz P. Comprehensive analysis of particle emissions from miniature turbojet engine // *Combustion Engines*. 2025. V. 200. P. 12-18.
96. Bauen A., Harris A., Sim C., Gudde N., Prussi M., Scarlat N. CORSIA lower carbon aviation fuels: an assessment of the greenhouse gas emission reduction potential // *Applied Sciences*. 2022. V. 12. N. 22. P. 11818.
97. Калякина К.А., Калякин А.В., Файзуллин Р.Р., Егоров М.А. Декарбонизация авиаперевозок путем применения устойчивых авиационных топлив // *Научный вестник УИ ГА*. 2022. № 14. С. 37-43.
98. Зайцев В.П., Яновский Л.С. Авиационное сконденсированное топлива и его преимущества // *Транспорт на альтернативном топливе*. 2012. Т. 29. № 5. С. 18-21.

99. Ajmani K., Moder J.P. Combustor emissions modeling of sustainable fuels for commercial supersonics technology // AIAA SciTech Forum & Exposition (January 8-12, 2024, Cleveland, Ohio, USA). 2024. 13 p.
100. Gawron B., Bialecki T., Janica A., Suchocki T. Combustion and emissions characteristics of the turbine engine fueled with HEFA blends from different feedstocks // *Energies*. 2020. V. 13:1277.
101. Song Z., Li Z., Liu Z. Comparison of emission properties of sustainable aviation fuels and conventional aviation fuels: a review // *Applied Sciences*. 2024. V. 14:5484.
102. Uryga-Bugajska I., Pourkashanian M., Borman D., Catalanotti E., Wilson C.W. Theoretical investigation of the performance of alternative aviation fuels in aero-engine combustion chamber // *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: journal of Aerospace Engineering*. 2011. V. 225. N. 8. P. 874-885.
103. Christie S., Lobo P., Lee D., Raper D. Gas turbine engine nonvolatile particulate matter mass emissions: correlation with smoke number for conventional and alternative fuel blends // *Environmental Science & Technology*. 2017. V. 51. N. 2. P. 988-996.
104. Охрана окружающей среды: прил. 16 к Конвенции о Международной гражданской авиации. Т. 3. Эмиссия CO<sub>2</sub> самолетов / Международная организации гражданской авиации. Изд. 1-е. Монреаль: ИКАО. 2017. 40 с.
105. Иванов А.А., Ермаков А.Н., Шляхов Р.А. О глубоком подавлении выбросов NO<sub>x</sub> и CO в ГТУ с впрыском воды или пара // *Известия Российской академии наук. Энергетика*. 2010. № 3. С. 119-128.
106. Полежаев Ю.В., Коробейникова И.А. Ермаков А.Н., Иванов А.А. Сжигание смесей метана с водяным паром. Влияния на индекс эмиссии монооксида углерода // *Известия Российской академии наук. Энергетика*. 2014. № 6. С. 108-117.
107. Мингазов Б.Г., Мухаметгалиев Т.Х. Исследование эмиссии токсических веществ при впрыске воды в камеру сгорания // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техники, технологии и машиностроение*. 2011. Т 5. № 29. С. 203-207.
108. Liu Y., Sun X., Sethi V., Nalianda D., Li Y.-G., Wang L. Review of modern low emissions combustion technologies for aero gas turbine engines. // *Progress in Aerospace Sciences*. 2017. V. 94. P. 12-45.
109. Тарасенко А.Н., Васильев А.Ю., Силуянова М.В. Сравнительный анализ схем организации малоэмиссионного горения в камерах сгорания авиационных двигателей // *Авиационные двигатели*. 2024. № 3 (24). С. 51-62.
110. Mishra R.K. Development of low emission combustion technologies for modern aero gas turbine engines: an overview // *Journal of Aerospace Sciences and Technologies*. 2021. V. 73. N. 2. P. 65-73.

111. Mosier S.A., Pierce R.M. Advanced combustion systems for stationary gas turbine engines. Vol. I: Review and preliminary evaluation // Final Report FR-11405, U.S. Environmental Protection Agency, Contract 68-02-2136. 1980. 52 p.
112. Васильев А.Ю. Некоторые проблемы разработки малоэмиссионных камер сгорания и пути снижения эмиссии оксидов азота // Двигатель. 2016. № 6 (108). С. 10-13.
113. McKinney R., Cheung A., Sowa W., Sepulveda D. The Pratt & Whitney TALON X low emissions combustor: revolutionary results with evolutionary technology // 45<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (January 8-11, 2007, Reno, Nevada, USA). AIAA 2007-386. 2007.
114. Mongia H.C. TAPS: a fourth generation propulsion combustor technology for low emissions // AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Expositions: The Next 100 Years (July 14-17, 2003, Dayton, Ohio, USA). AIAA 2003-2657. 2003.
115. Фурлетов В.И. Физические основы проектирования двухзонных фронтальных модулей малоэмиссионных камер сгорания для перспективных ГТД // Авиационные двигатели и энергетические установки : Сборник научных трудов. – М.: ЦИАМ. 2020. С. 277-284.
116. Foust M.J., Thomsen D., Stickles R., Cooper C., Dodds W. Development of the GE aviation low emissions TAPS combustor for next generation aircraft engines // 50<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (January 9-12, 2012, Nashville, Tennessee, USA). AIAA 2012-0936. 2012.
117. Маркушин А.Н., Бакланов А.В., Цыганов Н.Е. Улучшение эмиссионных характеристик авиапроизводного ГТД применением микрофакельного горения в укороченной камере сгорания // Известия вузов. Авиационная техника. 2013. № 4. С. 59-62.
118. Mongia H.C. Recent advances in the development of combustor design tools // 39<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. (July 20-23, 2003, Huntsville, Alabama, USA). AIAA 2003-4495. 2003.
119. Shtiehl B., Worthington T., Miegel A., Martin S., Velez C., Ahmed K. Combustion and emission characteristics of a lean axial-stage combustor // Proceedings of ASME Turbo Expo 2019: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (June 17-21, 2019, Phoenix, Arizona, USA). GT2019-91796. 2019. 16 p.
120. He Z.J., Capil T.G., Podboy D., Smith L. Emission characteristics of an axially staged sector combustor // AIAA Science and Technology Forum and Exposition. Session: Combustors I (6-10 January 2020, Orlando, Florida, USA). 2020. 9 p.
121. Андрейченко И.Л., Сычев В.К., Сипатов А.М., Алексенцев А.А., Грибков И.Н., Полулях А.И. Десяносто лет вместе (о сотрудничестве АО «ОДК-Авиадвигатель» и ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова») // Авиационные двигатели. 2020. № 4 (9). С. 9-15.

122. Иноземцев А.А., Сипатов А.М., Мингалев С.В., Абрамчук Т.В., Худяков Д.С. Приложение метода VOF и модели первичного распада Э. Майера к моделированию распыла топлива форсункой камеры сгорания авиационного газотурбинного двигателя большой тяги // *Авиационные двигатели*. 2025. № 1 (26). С. 25-32.
123. Li J., Sun X., Liu Y., Sethi V. Preliminary aerodynamic design methodology for aero engine lean direct injectors combustors // *The Aeronautical Journal*. 2017. V. 121. N. 1242. P. 1087-1108.
124. Reddy D.R., Lee C.-M. An overview of low-emission combustion research at NASA Glenn // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2016 Turbomachinery Technical Conference and Exposition (June 13-17 of 2016, Seoul, South Korea)*. 2016. 10 p.
125. Johansson P., Sjunnesson A., Olvovsson S. Development of an experimental LPP gas turbine combustor // *Proceedings of the ASME 1994 International Gas Turbine and Aeroengines Congress and Exposition. Volume 3: Coal, Biomass and Alternative Fuels; Combustion and Fuels; Oil and Gas Applications; Cycle Innovations (June 13-16, 1994, The Hague, Netherlands)*. V003T06A022. 1994. 7 p.
126. Yan Y., Wang Y., Deng Y., Li J. Fuel spray characteristics in LPP combustor // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*. 2016. V. 88. N. 4. P. 498-507.
127. Yan Y.W., Liu Y.P., Li J.H., Cai W. Investigations of combustion performance in LPP combustor // *Journal of Applied Fluid Mechanics*. 2017. V. 10. N. 5. P. 1271-1282.
128. Lohrmann M., Buchner H. Prediction of stability limits for LP and LPP gas turbine combustors // *Combustion Science and Technology*. 2005. V. 177. P. 2243-2273.
129. Бакланов А.В., Маркушин А.Н. Особенности проектирования и доводки LPP-камеры сгорания // *Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева*. 2017. Т. 73. № 2. С. 56-61.
130. Aoyama K., Mandai S. Development of a dry low NOx combustor for a 120 MW gas turbine // *Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*. 1984. V. 106. P. 795-800.
131. Pervier H. Emissions modeling for engine cycle and aircraft trajectory optimization // Thesis submitted in the fulfilment of the requirement for the degree of Doctor of Philosophy. Cranfield University School of Engineering. 2013. 143 p.
132. ICAO aircraft engine emissions databank. Issue 31 (6 June 2025) // Официальный сайт Европейского агентства авиационной безопасности (EASA): <https://www.easa.europa.eu/en/domains/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank> (дата обращения: 07.07.2025).
133. Диденко А.А., Матвеев С.Г., Цыганов А.М. К вопросу о параметрах МЭКС гражданских ТРДД с форсуночными устройствами схемы TAPS (GE) // *Сборник докладов Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (23-25 июня 2021 г., г. Самара)*. 2021. С. 152-153.

134. Harper J., Durand E., Bowen P., Pugh D., Johnson M., Crayford A. Influence of alternative fuel properties and combustor operating conditions on the nvPM and gaseous emissions produced by a small-scale RQL combustor // *Fuel*. 2022. V. 315:123045. 28 p.
135. Harper J. An experimental study on the nvPM emissions produced by alternative aviation fuels in a newly-developed RQL research combustor // Thesis submitted in fulfillment of the requirements for the degree of Doctor of Philosophy. School of Engineering of Cardiff University. 2022. 292 p.
136. Wang Z., Yang X. NO<sub>x</sub> formation mechanism and emission prediction in turbulent combustion: a review // *Applied Sciences*. 2024. V. 14. N. 14. 23 p.
137. Свердлов Е.Д., Дубовицкий А.Н., Лебедев А.Б. Разработка облика низкоэмиссионной камеры сгорания промышленной ГТУ на природном газе с уровнем эмиссии NO<sub>x</sub> и CO менее 5 ppm // *Физика горения и взрыва*. 2022. Т. 58. № 2. С. 131-139.
138. Старик А.М., Фаворский О.Н. Эмиссия из авиационных двигателей и воздействие авиации на атмосферные процессы и климат // *Экологические проблемы авиации. Труды ЦИАМ № 1347*. М.: ООО «ТОРУС ПРЕСС». 2010. С. 207-233.
139. Старик А.М., Фаворский О.Н. Авиация и атмосферные процессы // *Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент*. 2015. Т. 20. № 1. 20 с.
140. Dennis R., Long H.A., Jesionowski G. A literature review of NO<sub>x</sub> emissions in current and future state-of-the-art gas turbines // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2024. V. 146. N. 3. 11 p.
141. Li Z., Zhang Y., Zhang H. Kinetics modeling of NO<sub>x</sub> emission of oxygen-enriched and rich-lean-staged ammonia combustion under gas turbine conditions // *Fuel*. 2024. V. 335:129509.
142. Yamamoto T., Furuhashi T., Arai N., Gupta A.K. Prediction of NO<sub>x</sub> emissions from high-temperature gas turbines: numerical simulation of low-NO<sub>x</sub> combustor // *ASME International Journal. Series B: Fluids and Thermal Engineering*. 2002. V. 45. P. 221-230.
143. Свиных В.П. О некоторых особенностях образования загрязняющих веществ при сжигании углеводородных топлив в камерах сгорания газотурбинных двигателей // *Физика горения и взрыва*. 1988. Т. 24. № 6. С. 37-42.
144. Sullivan-Lewis E., Hack R., McDonell V. Assessment of a rich-burn, quick-mix, lean-burn-based supplemental burner system in a vitiated air stream // *Combustion Science and Technology*. 2016. V. 188. P. 397-415.
145. Zajemska M., Poskart A., Musial D. The kinetics of nitrogen oxides formation in the gas flame // *Economic and Environmental Studies*. 2015. V. 15. N. 4. P. 445-460.
146. Старик А.М., Титова Н.С., Торохов С.А. Кинетика окисления и горения сложных углеводородных топлив: авиационный керосин // *Физика горения и взрыва*. 2013. Т. 49. № 4. С. 12-30.

147. Диденко А.А., Некрасова С.О. Анализ химико-кинетических механизмов образования окислов азота NO<sub>x</sub> в условиях камер сгорания // Труды Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (26-27 июня 2003 г., г. Самара). 2003. С. 128-135.
148. Smooth L.D., Hill S.C., Xu H. NO<sub>x</sub> control through reburning // Progress in Energy and Combustion Science. 1998. V. 24. P. 385-408.
149. Oluwoye I., Altarawneh M., Gore J., Dlugogorski B.Z. Products of incomplete combustion from biomass reburning // Fuel. 2020. V. 274. 6 p.
150. Shi S. A study of combustion characteristics of kerosene-based mixtures // A thesis for the degree of Doctor of Philosophy. University of Sheffield. 2023. 225 p.
151. Дорошенко В.Е. О процессе горения в камере ГТД // Научные труды ЦИАМ. 1959. № 354. 26 с.
152. Тарасенко А.Н., Силуянова М.В. Анализ одномерной методики газодинамического проектировочного расчета прямоочной камеры сгорания ГТД с технологией богато-бедного горения // Сборник тезисов 22-ой Международной конференции «Авиация и космонавтика» (11-14 апреля 2023 г., Москва). 2023. С. 108.
153. Козлов В.Е., Титова Н.С., Торохов С.А. Численное исследование влияния добавки водорода или синтез-газа к н-декану на эмиссию вредных веществ из камеры сгорания с гомогенным режимом горения // Химическая физика. 2020. Т. 39. № 5. С. 3-15.
154. Zambon C., Muralidharan B., Ajmani K. A multi-time-scale flamelet progress variable approach in OpenNCC for predicting NO<sub>x</sub> applied to commercial supersonic transport combustor design // AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum (August 24-28, 2020, Virtual). AIAA 2020-3896. 2020.
155. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2019661604 РФ. Программный модуль компьютерного моделирования на основе уравнений RANS/URANS («Лазурит-RANS»). Д.А. Любимов, Л.А. Бендерский; заявитель и правообладатель ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова». – № 2019660394; заявление 20.08.2019; опубликовано 04.09.2019, Реестр программ ЭВМ. – 1 с.
156. Исаев А.И., Скоробогатов С.В. Гидродинамическая верификация и валидация численных методов расчета течения в камере сгорания газотурбинного двигателя // Труды МАИ. 2017. № 97. 28 с.
157. Vesma V., Manoharan K., Basani J. Application of machine learning in turbulent combustion for aviation gas turbine combustor design // Proceedings of the ASME 2021 Gas Turbine India Conference (December 2-3, 2021, Virtual). 2021. 11 p.
158. Грасько Т.В., Маяцкий С.А. Верификация разработанной расчетной модели основной камеры сгорания серийного газотурбинного двигателя с результатами испытаний на основе

- численного моделирования // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2014. № 10 (655). С. 18-24.
159. Бадерников А.В. Модифицированный метод расчета горения в вихревых противоточных горелочных устройствах // Диссертация на соискание ученой степени кандидата техн. наук. Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева. 2019.
160. Shih T.-H., Liou W.W., Shabbir A., Yang Z., Zhu J. A new k- $\epsilon$  eddy-viscosity model for high Reynolds number turbulent flows – model development and validation // *Computer fluids*. 1995. N. 24. P. 228-238.
161. Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. // *AIAA Journal*. 1994. V. 32. N. 8. P. 1598-1605.
162. Magnussen B.F., Hjertager B.H. On Mathematical Models of Turbulent Combustion with Special Emphasis on Soot Formation and Combustion // *Symposium International Combustion*. 1977. V 16. P. 719-729.
163. Magnussen B.F. On the structure of turbulence and a generalized eddy dissipation concept for chemical reaction in turbulent flow // 19<sup>th</sup> AIAA Aerospace Science Meeting (January 12-15, 1981, St. Louis, Missouri, USA). 7 p.
164. Pope S.B. PDF methods for turbulent reactive flows // *Progress in Energy and Combustion Sciences*. 1985. V. 11. P. 119-192.
165. Цатиашвили В.В. Снижение эмиссии оксидов азота в камерах сгорания ТРДД с компактным диффузионным фронтом пламени // Диссертация на соискание ученой степени кандидата техн. наук. РГАТУ им. П.А. Соловьева. 2013. 175 с.
166. Hanson R.K., Salimian S. Survey of rate constants in H/N/O systems / Gardiner W.S. *Combustion Chemistry* // New York: Springer. 1984. P. 361-421.
167. Wang P. The model constant A of the eddy dissipation model // *Progress in Computational Fluid Dynamics: An International Journal*. 2016. V. 16. N. 2. 15 p.
168. Lysenko D.A., Ertesvag I.S., Rian K.E. Numerical simulation of non-premixed turbulent combustion using the eddy dissipation concept and comparing with the steady laminar flamelet model // *Flow, Turbulence and Combustion*. 2014. V. 93. P. 577-605.
169. Nejaamtheen M.N., Choi J.-Y. A comprehensive review of flamelet methods: future directions and emerging challenges // *Energies*. 2025. V. 18. N. 45. 53 p.
170. Van Oijen J.A., de Goey L.P.H. Modeling of Premixed Laminar Flames using Flamelet-Generated Manifold // *Combustion Science and Technology*. 2000. N. 1. P. 113-137.

171. Сабирзянов А.Н., Явкин В.Б., Александров Ю.Б., Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Моделирование эмиссионных характеристик камер сгорания ГТД // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. 2014. № 2. С. 62-70.
172. Bao H., Akargun H.Y., Roekaerts D., Somers B. The inclusion of scalar dissipation rate in modeling of an n-dodecane spray flame using flamelet generated manifold // Combustion and Flame. 2023. V. 249. AN 136475.
173. Тарасенко А.Н., Васильев А.Ю., Янук А.В., Панов Е.Н., Шлыков Д.А. Влияние выбора кинетического механизма на результаты моделирования основных и экологических характеристик камер сгорания газотурбинных двигателей на режимах работы с низкими параметрами // Материалы XVIII Минского международного форума по тепло- и массообмену (Беларусь, г. Минск, 18-21 мая 2026 г.). Минск: Изд-во Института тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова НАН Беларуси. 2026. 2 с.
174. Yunoki K., Kai R., Inoue S., Kurose R. Numerical simulation of CO concentration on flame propagation in the vicinity of the wall-validity of non-adiabatic FGM approach // International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems. 2022. V. 11. N. 3. P. 8-15.
175. Zimont V. Gas premixed combustion at high temperature. Turbulent flame closure model combustion // Experimental Thermal and Fluid Science. 2000. N. 21. P. 179-186.
176. Кузнецов И.С., Гудаков Н.И., Сигидаев А.В. Сопоставление результатов расчета эмиссии NOx камеры сгорания с экспериментальными данными // Сборник тезисов докладов XIII Международной молодежной научной конференции «Королевские чтения» (6-8 октября 2015 г., г. Самара). 2015. Т 1. С. 262.
177. Каграманов Ю.А., Тупоногов В.Г., Рыжков А.Ф., Жижина У.В., Назарова В.В. Оценка концентрации оксидов азота на выходе из камеры сгорания модельной газовой турбины // Вестник ЮУрГУ. Серия «Энергетика». 2020. Т 20. № 3. С. 17-25.
178. Кутлумухамедов А.Р., Скиба Д.В., Бакиров Ф.Г. Апробация комбинированного метода расчета концентраций монооксида углерода на выходе из камер сгорания ГТД // Молодежный вестник УГАТУ. 2019. № 2 (21). С. 72-75.
179. Frassoldati A., Cuoci A., Faravelli T., Ranzi E., Colantuoni S., Di Matrino P., Clinque G. Experimental and modeling study of a low NOx combustor for aero-engine turbofan // Combustion Science and Technology. 2009. N. 181. P. 483-495.
180. Shi P., Zhu G., Cheng J., Li J., Hou X. Simulation in atomization process of gas-liquid pintle injector in LRE under periodic conditions based on the VOF to DPM method // Aerospace Science and Technology. 2023. V. 136:108222.
181. ANSYS Fluent Theory Guide 2024 R1 / ANSYS, Inc. 2024. 1089 p.

182. Челебян О.Г. Метод подготовки равномерной смеси жидкого топлива с воздухом во фронтальном устройстве авиационной малоэмиссионной камеры сгорания / Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. МАИ (НИУ). 2017. 157 с.
183. Васильев А.Ю., Майорова А.И., Свириденков А.А., Смирнов А.С. Моделирование рабочих режимов распыливания авиационного топлива пневматической форсункой в атмосферных условиях // Тепловые процессы в технике. 2023. № 7 (15). С. 317-324.
184. Fung M.C., Inthavong K., Yang W., Tu J. CFD modeling of spray atomization for a nasal spray device // Aerosol Science and Technology. 2012. V. 46. P. 1219-1226.
185. Qi W., Zhang W., Ming P., Jia M., Peng Y. Numerical simulation of high-pressure fuel spray by using a new hybrid break-up model // Atomization and Sprays. 2017. V. 27. P. 999-1023.
186. Кузнецова Т.А., Августинovich В.Г. Применение технологий искусственного интеллекта для управления малоэмиссионной камерой сгорания авиационного двигателя // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2017. Т. 15. № 9. С. 18-28.
187. Августинovich В.Г., Кузнецова Т.А., Сухарев А.А. Нейросетевой регулятор малоэмиссионной камеры сгорания газотурбинной установки // Вестник СГАУ. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23. № 1. С. 109-122.
188. Сторожев С.А., Никулин В.С., Хижняков Ю.Н., Южаков А.А. Система автоматического управления расходом топлива камеры сгорания с изменяющимися условиями эксплуатации на базе виртуального измерителя оксидов азота // Мехатроника, автоматизация, управление. 2024. Т. 25. № 5. С. 251-258.
189. Joo S., Yoon J., Kim J. Lee M., Yoon Y. NO<sub>x</sub> emissions characteristics of the partially premixed combustion of H<sub>2</sub>/CO/CH<sub>4</sub> syngas using artificial neural networks // Applied Thermal Engineering. 2015. V. 80. P. 436-444.
190. Yu T., Lao L., Liu R. Perdition of NO<sub>x</sub> emission from coal-fired boilers based on support vector machines and BP neural network // Nature Environment and Pollution Technology. 2017. V. 16. N. 4. P. 1043-1049.
191. Eller H., Singh S., Soni S. Predicting gas turbine NO<sub>x</sub> emissions with machine learning // Proceedings of the ASME Turbo Expo 2024: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Volume 3B: Combustion, Fuels, and Emissions (June 24-28, 2024. London, UK). 2024. 11 p.
192. Kibrya G., Botros K.K. A neural network based predictive emission monitoring model for NO<sub>x</sub> emission from a gas turbine combustor // Proceedings of ASME Engineering Technology Conference on Energy 2022 (4-5 February, 2002, Houston, Texas, USA). 2022. 9 p.
193. Roy A., Pramanik S., Kalyan M., Chakraborty M. An innovative neural network approach for reducing emissions from gas turbines / Proceedings of international Conference of Data, Electronics and Computing (ICDEC 2023). Lectures Notes in Networks and Systems. 2025. V. 1102. P. 43-58.

194. Mousavi M., Caldwell C., Baltes J., Parixad F.A., Aljaseem M., Lee B.J., Karimi N. Physics-informed neural networks in clean combustion: a pathway to sustainable aerospace propulsion // *Chemical Engineering Research and Design*. 2026. V. 2. P. 258-281.
195. Cao Z., Luo K., Liu K., Cheng Y., Xing J., Jiang L., Fan J. Physics-informed neural networks for modeling turbulent combustion // *Fuel*. 2026. V. 405. [Online-first]. AN 136475.
196. Krueger P., Gottschalk H., Werdelmann B., Kerbs W. Generative design of a gas turbine combustor using invertible neural networks // *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2024. V. 147. N. 1. 13 p.
197. Liu Y., Li Y., Li L., Xie Y., Zhang D. A fast prediction model of blade flutter in turbomachinery based on graph convolutional neural network // *Aerospace Science and Technology*. 2024. V. 148:109119.
198. Hines D., Bekemeyer P. Graph neural networks for the prediction of aircraft surface pressure distributions // *Aerospace Science and Technology*. 2023. V. 137:108268.
199. Янук А.В., Тарасенко А.Н., Д.А. Шлыков. Имитационное моделирование течения газа в прямоугольных каналах методами нейросетевого моделирования // Сборник тезисов Международной научно-технической конференции по авиационным двигателям «ICAM 2025» (1-3 декабря 2025 г., г. Москва). 2025. С. 395-396.
200. Борисов Д.С., Симовин К.К., Юкина Д.Р., Благов А.В., Чечет И.В., Матвеев С.Г. Применение методов машинного обучения при проектировании камер сгорания газотурбинных двигателей // *Онтология проектирования*. 2025. Т. 15. № 3. С. 351-362.
201. Юкина Д.Р., Борисов Д.С., Симовкин К.К., Чечет И.В., Матвеев С.Г., Благов А.В. Применение методов интеллектуального анализа к проектированию диффузора камер сгорания ГТД // Сборник тезисов Международной научно-технической конференции по авиационным двигателям «ICAM 2025» (1-3 декабря 2025 г., г. Москва). 2025. С. 501-203.
202. Тарасенко А.Н., Янук А.В., Панов Е.Н. Применение методов машинного обучения для задачи прогнозирования концентраций отдельных продуктов сгорания в задаче об обтекании клиновых стабилизаторов при варьировании коэффициента избытка воздуха // *Авиационные двигатели*. 2025. № 1 (26). С. 49-56.
203. Жерон О. Прикладное машинное обучение с помощью Scikit-Learn и TensorFlow: концепции, инструменты и техники создания интеллектуальных систем / СПб.: Альфа-книга. 2018. 688 с.
204. Шолле Ф. Глубокое обучение на Python // СПб.: Питер. 2023. 576 с.
205. ГОСТ Р 57700.23-2020. Компьютерные модели и моделирование. Валидация. Общие положения. – М.: Стандартинформ. 2020. 8 с.

206. ГОСТ Р 57700.24-2020. Компьютерные модели и моделирование. Валидационный базис. – М.: Стандартинформ. 2020. 8 с.
207. Иноземцев А.А., Саженок А.Н., Цатиашвили В.В., Абрамчук Т.В., Шипигусев В.А., Андреева Т.П., Гумеров А.Р., Ильин А.Н., Губайдуллин И.Т. Разработка и применение бесконтактной технологии исследования процессов горения в камере сгорания газотурбинного двигателя // Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т 22. № 3. С. 373-384.
208. Zornek T., Mosbach T., Aigner M. Optical measurements of a LCV-combustor operated in a micro gas turbine with various fuel compositions // ASME Journal of Engineering for Gas Turbine & Power. 2018. V 141. N 4. 11 p.
209. Houshfar E., Skreiberg O., Glarborg P., Lovas T. Reduced chemical kinetic mechanisms for NO<sub>x</sub> emission prediction in biomass combustion // International Journal of Chemical Kinetics. 2012. V. 44. N. 4. P. 219-231.
210. Тарасенко А.Н., Васильев А.Ю., Луховицкий Б.И., Шарипов А.С., Силюянова М.В. Разработка и расчетный анализ обливок малоэмиссионных камер сгорания авиационных двигателей с использованием редуцированного кинетического механизма // Известия вузов. Авиационная техника. 2025. № 2. С. 128-136.
211. Lebedev A., Okun M., Chorkov V., Tokar P., Strelkova M. Systematic procedure for reduction of kinetic mechanisms of complex chemical processes and its software implementation // Journal of Mathematical Chemistry. 2013. № 1 (51). P. 73-107.
212. Савельев А.М., Савельева В.А., Новаковский Д.В., Тарасенко А.Н. Комплексные сурrogate авиационного коммерческого топлива типа керосин для моделирования рабочего процесса в малоэмиссионных камерах сгорания газотурбинных двигателей // Сборник тезисов 11-й Международного симпозиума по неравновесным процессам, плазме, горению и атмосферным явлениям «Неравновесные процессы» (7-11 октября 2024 г.). М.: ООО «ТОРУС ПРЕСС». 2024. С. 29-36.
213. Безгин Л.В., Копченков В.И., Старик А.М., Титова Н.С., Торохов С.А. Численный анализ процессов горения сурrogate авиационного керосина в модельной камере сгорания высокоскоростного воздушно-реактивного двигателя // Горение и взрыв. 2017. Т. 10. № 2. С. 35-39.
214. Poulton L., Rybdylova O., Zubrilin I.A., Matveev S.G., Gurakov N.I., Al Qubeissi M., Al-Esawi N., Khan T., Gun'ko V.M., Sazhina S.S. Modeling of multi-component kerosene and surrogate fuel droplet heating and evaporation characteristics: a comparative analysis // Fuel. 2020. V. 269:117115. 41 p.

215. Ajmani K., Kundu K., Penko P.F. A study on detonation of Jet-A using a reduced mechanism // 48<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (4-7 January 2010, Orlando, Florida, USA). 2010. 12 p.
216. Penko P.F., Kundu K.P., Siow Y.K., Yang S.L. A kinetic mechanism for calculation of pollutant species in Jet-A combustion // 35<sup>th</sup> Intersociety Energy Conversion Engineering Conference (24-28 July 2000, Las Vegas, Nevada, USA). 2000. 11 p.
217. Yao T., Pei Y., Zhong B.-J., Som S., Lu T., Luo K.H. A compact skeletal mechanism for n-dodecane with optimized semi-global low-temperature chemistry for diesel engine simulation // Fuel. 2017. V. 191. P. 339-349.
218. Wang H., Xu R., Wang K., Bowman C.T., Davidson D.F., Hanson R.K., Brezinsky K., Egolfopoulos F.N. A physics-based approach to modeling real-fuel combustion chemistry // Combustion and Flame. V. 193, 2018. P. 502-519.
219. Luche J. Obtention de modèles cinétiques réduits de combustion. Application à un mécanisme du kérosène // These pour obtenir le grade de docteur de l'Université d'Orléans. 2003. 328 p.
220. H. Wang, E. Dames, B. Sirjean, D.A. Sheen, R. Tango, A. Violi, J.Y.W. Lai, F.N. Egolfopoulos, D.F. Davidson, R.K. Hanson, C.T. Bowman, C.K. Law, W. Tsang, N.P. Cernadsky, D.L. Miller, R.P. Lindstedt. A high-temperature chemical kinetic model of n-alkane (up to n-dodecane), cyclohexane, and methyl-, ethyl-, n-propyl and n-butyl-cyclohexane oxidation at high temperatures // JetSurF v. 2.0. 2010. <http://web.stanford.edu/groups/haiwanglab/JetSurF/JetSurF2.0/index.html>.
221. Dagaut P., Cathonnet M. The ignition, oxidation, and combustion of kerosene: A review of experimental and kinetic modeling // Progress in Energy and Combustion Science. 2006. N. 32. P. 48-92.
222. Ranzi E., Frassoldati A., Stagni A., Pelucchi M., Cuoci A., Faravelli T. Reduced kinetic schemes of complex reaction systems: Fossil and biomass-derived transportation fuels // International Journal of Chemical Kinetics. 2014. V. 46. N. 9. P. 512-542.
223. Савельев А.М., Савельева В.А., Кадочников И.Н., Козлов В.Е., Кострица С.А., Новаковский Д.В. Синтетические углеводородные топлива: развитие технологий, проблемы и перспективы применения в авиационных ГТД // Авиационные двигатели. 2023. № 12. С. 51-74.
224. Yunus S.N.M.M., Ghafir M.F.A., Wahab A.A. Evaluation on alternative jet fuels application and their impact on airport environmental charges // APRN Journal of Engineering and Applied Sciences. 2016. V. 11 (2). P. 7380-7387.
225. Гураков Н.И., Коломзаров О.В., Абрашкин В.Ю., Матвеев С.С., Матвеев С.Г., Фокин Н.И., Тарасов Д.С. Расчетно-экспериментальное исследование образования NO<sub>x</sub> при горении водорода в модельной камере сгорания с кластерным микрофакельным горелочным устройством // Физика горения и взрыва. 2024. Т. 60. № 4. С. 96-102.

226. Celtek M.S., Pinarbaşı A., Coskun G., Demir U. The impact of turbulence and combustion models on flames and emissions in a low swirl burner // *Fuel*. 2023. V. 343. 21 p.
227. Rahnama P., Maghbouli A., Bao H., Vasavan A., Novella R., Somers B. Generalizing progress variable definition in CFD simulation of combustion systems using tabulated chemistry models // *Applications in Energy and Combustion Science*. 2023. V. 14. 15 p.
228. Zheng X., Xiong Y., Lei F., Zhang Z., Xiao Y. Kinetic modeling study on the emissions characteristics of an axial-fuel-staged MILD combustor // *Proceedings of Global Power and Propulsion Society (16-18 September, 2019, Beijing, China)*. 2020. 8 p.
229. Huang X., Tummers M.J., Van Veen E.H., Roekaerts D.J.E.M. Modeling of MILD combustion in a lab-scale furnace with and extended FGM model including turbulence-radiation interaction // *Combustion and Flame*. 2022. V. 237. 16 p.
230. Hung W.S.Y. An experimentally verified NO<sub>x</sub> emission model for gas turbine combustors // *Proceedings of the ASME 1975 International Gas Turbine Conference and Products Show. Volume 1B: General (March 2-6 1975, Houston, Texas, USA)*. 1975. 11 p.
231. Westbrook C., Dryer F. Simplified reaction mechanism for the oxidation of hydrocarbon fuels in flames // *Combustion Science and Technology*. 1981. V 27. P. 31-43.
232. Lee C.-M., Kundu K., Ghorashi B. Simplified Jet-A kinetic mechanism for combustor application // *31<sup>st</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting, 11-14 January 1993, Reno, Nevada, USA*. 1993. 12 p.
233. ANSYS CFX-Solver Theory Guide. Release 12.1 / ANSYS, Inc. 2009. 270 p.
234. Rachner M. Die Stoffeigenschaften von Kerosin Jet A-1 / DLR Mitteilung 98-01. 1998. 148 p. <https://elib.dlr.de/3185/>
235. Patankar S.V. Numerical heat transfer and fluid flow / 1<sup>st</sup> edition. Washington, DC: Hemisphere. 1980. 214 p.
236. Rhie C.M., Chow W.L. Numerical study of the turbulent flow past an airfoil with trailing edge separator // *AIAA Journal*. 1983. V. 21. N. 11. P. 1525-1532.
237. Лашкин С.В. Повышение эффективности трехмерного численного моделирования течений вязкой несжимаемой жидкости на произвольных неструктурированных сетках // *Диссертация на соискание ученой степени канд. физ.-мат. наук. МАИ*. 2018. 163 с.
238. Scikit-learn (версия 1.6.0): machine learning in Python [Электронный ресурс] / Режим доступа: <https://scikit-learn.org/> (дата обращения: 01.06.2025).
239. Ахмедов Р.Б. Аэродинамика закрученной струи / М.: «Энергия». 1977. 240 с.
240. Гупта А., Лилли Д., Сайред Н. Закрученные потоки / М.: Мир. 1987. 588 с.
241. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / М.: Машиностроение. 1992. 672 с.
242. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД / М.: Мир. 1986. 566 с.

243. Zeinivand H., Bazdidi-Tehrani F. Influence of swirl number on NO<sub>x</sub> formation in a turbulent non-premixed flame // Proceeding of the ASME 2010 10<sup>th</sup> Biennial Conference on Engineering Systems Design and Analysis (ESDA2010, July 12-14, 2010, Istanbul, Turkey). 2010. 10 p.
244. Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели / Пермь: ОАО «Авиадвигатель». 2006. 1204 с.
245. Кожухов Ю.В. Расчет авиационных газотурбинных двигателей: уч. пособие / СПб.: ПОЛИТЕХ-ПРЕСС. 2020. 168 с.
246. Большагин В.И., Саркисов А.А. Камеры сгорания ГТД: уч. пособие / Уфа: Изд. Уфимского авиационного института. 1982. 42 с.
247. Харитонов В.Ф. Проектирование камер сгорания: уч. пособие / Уфа: УГАТУ. 2008. 138 с.
248. Мингазов Б.Г. Внутрикамерные процессы и автоматизированная доводка камер сгорания ГТД / Казань: Изд-во КГТУ. 2000. 168 с.
249. Михайлов А.И., Горбунов Г.М., Борисов В.В., Квасников Л.А., Марков Н.И. Рабочий процесс и расчет камер сгорания газотурбинных двигателей / М.: Оборонгиз. 1959. 285 с.
250. Резник В.Е., Данильченко В.П., Болотин Н.Б., Ковылов Ю.Л., Лукачев С.В. Проектный расчет камеры сгорания авиационного ГТД: уч. пособие // Куйбышев: КуАИ. 1982. 84 с.
251. Mattingly J.D., Heiser W.H., Pratt D.T. Aircraft engine design. 2<sup>nd</sup> edition / Reston: AIAA. 2002. 691 p.
252. Юсеф В.М., Давыдов Н.В. Исследование снижения эмиссии в малоразмерных камерах сгорания // Тепловые процессы в технике. 2019. Т 11. № 4. С. 185-192.
253. Тарасенко А.Н. Влияния формы и расположения основных отверстий жаровой трубы на основные и экологические характеристики в модельной камере сгорания газотурбинного двигателя // Сборник тезисов докладов XLIX Международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения-2023» (11-14 апреля 2023 г., г. Москва). 2023. С. 142-143.
254. Яновский Л.С., Байков А.В., Ведешкин Г.К., Харин А.Н., Шевченко И.В. Оценка возможностей снижения эмиссии вредных веществ в продуктах сгорания посредством конверсии углеводородного топлива // Проблемы энергетики. 2003. № 9. С. 48-57.
255. Волков И.Н., Варсегов В.Л. Современное состояние, тенденции развития и новые технические решения в области входных устройств основных камер сгорания газотурбинных двигателей // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2025. № 4. С. 91-98.
256. Тарасенко А.Н., Янук А.В., Панов Е.Н. Влияние параметров имитации распыливания и перераспределения топлива между пилотной и основной зонами горения бедной смеси на экологические характеристики камеры сгорания // Сборник докладов Всероссийского научно-технического форума по двигателям и энергетическим установкам имени Н.Д. Кузнецова (10-11 октября 2024 г., г. Самара, Россия). 2024. С. 179-180.

257. Dunn-Rankin D. Lean Combustion: Technology and Control : 2nd ed. / London: Academic Press. 2016. 434 p.
258. Булысова Л.А., Васильев В.Д., Берне А.Л., Гутник М.Н., Гутник М.М. Создание малоэмиссионной камеры сгорания ГТЭ-110М // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2016. № 1. С. 115-126.
259. SciPy 1.14.0 [Электронный ресурс]. 2024. URL: <https://docs.scipy.org/doc/scipy/> (дата обращения: 23.06.2025).
260. Krogh F.T. Efficient algorithms for polynomial interpolation and numerical differentiation // Mathematics of Computation. 1970. V. 24. N. 109. P. 185-190.
261. Hasegawa T. Development of gas turbine combustors for air-blown and oxygen-blown IGCC // В книге Advanced in Gas Turbine Technology. P. 239-266.
262. Bulysova L.A., Vasiliev V.D., Gutnik M.N., Berne A.L. Experimental investigation of NOx emission from a sequential combustor with the kintetic second zone // Thermal Engineering. 2019. V. 66. N. 7. P. 498-504.
263. Нугуманов А.Д. Методика экспериментальной доводки низкочастотных камер сгорания газотурбинных установок по экологическим нормам // Диссертация на соискание ученой степени кандидата техн. наук. Пермский национальный исследовательский политехнический университет. 2022.
264. Артамонов К.И. Термогидроакустическая устойчивость / М.: Машиностроение. 1982. 261 с.
265. Yunos S.N.M.M., Ghafir M.F.A., Wahab A.A. Aircraft LTO emissions regulations and implementations at European airports // AIP Conference Proceedings. 2017. V. 1831 (1). 16 p.
266. Савельева В.А., Савельев А.М., Кадочников И.Н., Новаковский Д.В. Разработка реакционного кинетического механизма воспламенения и горения альтернативного авиационного сконденсированного топлива в смесях с воздухом // Сборник тезисов 11-й Международного симпозиума по неравновесным процессам, плазме, горению и атмосферным явлениям «Неравновесные процессы» (7-11 октября 2024 г.). М.: ООО «ТОРУС ПРЕСС». 2024. С. 21-28.
267. Безгин Л.В., Копченков В.И., Старик А.М., Титова Н.С. Численное исследование влияния коэффициента избытка воздуха на образование NOx и горение водородно-воздушной смеси в сверхзвуковом потоке в канале при разделительной подаче топлива и воздуха // Сборник научных трудов «Фундаментальный и прикладные проблемы газовой динамики и физической химии в авиационном двигателестроении». М.: ЦИАМ им. П.И. Баранова. 2020. С. 161-166.