

АО «ОДК-Авиадвигатель»

На правах рукописи

НУГУМАНОВ Алексей Дамирович

**МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ДОВОДКИ
НИЗКОПЕРЕПАДНЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ
УСТАНОВОК ПО ЭКОЛОГИЧЕСКИМ НОРМАМ**

05.07.05 – Тепловые, электроракетные двигатели
и энергоустановки летательных аппаратов

ДИССЕРТАЦИЯ
на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
Сипатов Алексей Матвеевич
д.т.н.

Пермь
2022

ОГЛАВЛЕНИЕ

Список принятых сокращений и условных обозначений	4
Введение	6
Глава 1. Аналитический обзор конструкций малоэмиссионных камер сгорания для промышленных ГТД мировых производителей	13
1.1. Существующие технологии малоэмиссионного сжигания топливного газа в камерах сгорания наземных ГТД.	13
1.2. Обзор мировых производителей ГТД компаний General Electric, Siemens, Kawasaki Heavy Industries, Solar, Mitsubishi Hitachi Power Systems	18
Выводы по главе 1	49
Глава 2. Методика экспериментальной доводки малоэмиссионного диапазона	52
2.1. Конструктивные особенности МЭКС ГТУ мощностью 16 МВт разработки АО «ОДК-Авиадвигатель»	52
2.2. Стенд для экспериментальной доводки камер сгорания	55
2.3. Блок-схема методики экспериментальной доводки МЭКС	57
2.4. Подтверждение гидравлических характеристик камеры сгорания.	58
2.5. Алгоритм определения ограничивающих зависимостей $NO_x = f(T_{\text{перв. зоны}})$, $CO = f(T_{\text{перв. зоны}})$	61
2.6. Использование алгоритма применительно к ГТУ мощностью 16 МВт разработки АО «ОДК-Авиадвигатель»	71
Выводы по главе 2	77
Глава 3. Методика экспериментальной проверки и доводки акустических характеристик	79
3.1. Основные механизмы возбуждения виброгорения и воздействия на него. Критерий Рэлея	79

3.2. Расчетная оценка возможных частот пульсаций давления с использованием двухфронтной модели.	85
3.3. Алгоритм экспериментального определения диапазона устойчивой работы МЭКС	95
3.4. Использование методики экспериментальной доводки при создании МЭКС для ГТУ мощностью 16 МВт.....	100
Выводы по главе 3.....	110
Глава 4. Методика экспериментальной проверки доводки МЭКС по проскоку пламени.....	107
4.1. Проектная оценка критериев отсутствия проскока пламени на основе 3D-моделирования.....	107
4.2. Методы экспериментального подтверждения отсутствия проскока пламени применительно к ГТУ мощностью 16 МВт разработки АО «ОДК-Авиадвигатель».....	116
Выводы по главе 4.....	121
Заключение.....	123
Список литературы.....	124

СПИСОК ОСНОВНЫХ ПРИНЯТЫХ СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

ВНА – входной направляющий аппарат;

ГТУ – газотурбинная установка;

ГПА – газоперекачивающий агрегат;

ГТЭС – газотурбинная электростанция;

Гц – герц;

КВД – компрессор высокого давления;

КНД – компрессор низкого давления;

КС – камера сгорания;

КПД – коэффициент полезного действия;

МЭКС – малоэмиссионная камера сгорания;

МВт – мегаватт;

РЛ – рабочие лопатки;

P_k – давление за компрессором;

СА – сопловой аппарат;

САУ – система автоматического управления;

СТ – силовая турбина;

T_k – температура за компрессором;

ТВД – турбина высокого давления;

ТВС – топливовоздушная смесь;

LPP – Lean Premixed Prevaporized, (бедный предварительно перемешанный и испаренный);

NO_x – оксид азота;

CO – оксид углерода;

O_2 – содержание кислорода;

PFR – отношение расхода топлива через диффузионный коллектор к суммарному расходу топлива.

Ppm – parts per million, миллионная доля – единица измерения каких-либо относительных величин, равная $1 \cdot 10^{-6}$ от базового показателя.

$\alpha_{\text{КС}}$ – коэффициент избытка воздуха в КС.

ВВЕДЕНИЕ

Обоснование актуальности темы. Интенсивное развитие промышленности, энергетики и транспорта привело к существенному загрязнению атмосферы земли продуктами сгорания. Наиболее опасными из них для человека являются канцерогены – оксид азота (NO_x) и монооксид углерода (CO), приводящие к онкологическим заболеваниям. В связи с этим снижение выбросов вредных веществ стало наиболее актуальной задачей, решение которой лежит в плоскости разработки новых технологий сжигания топлив – замены широко распространенной технологии диффузионного сжигания топливовоздушной смеси на малоэмиссионную.

В России в настоящее время действуют жесткие нормативные акты, регламентирующие выбросы вредных веществ в выхлопных газах газотурбинных двигателей, являющихся приводами газоперекачивающих агрегатов и электростанций (для ГПА ГОСТ 28775-90 ($\text{NO}_x \leq 150 \text{ мг/м}^3$, $\text{CO} \leq 300 \text{ мг/м}^3$), для ГТЭС ГОСТ 29328–92 ($\text{NO}_x \leq 50 \text{ мг/м}^3$, CO – регламентируется заказчиком)).

В ряду разработанных малоэмиссионных технологий – технология сжигания бедных заранее перемешанных топливовоздушных смесей LPP, считается на сегодня самой успешной для камер сгорания ГТУ. Lean Premixed Pre vaporized – в переводе, дословно, сжигание «бедной, предварительно испаренной, перемешанной» топливовоздушной смеси. За рубежом мировые лидеры, такие как GE, Siemens, Solar, разрабатывали эту технологию несколько десятков лет. Технология сжигания бедных предварительно подготовленных топливовоздушных смесей позволила снизить уровень эмиссии NO_x и CO на порядок с уровня эмиссии $\text{NO}_x = 300 \text{ мг/м}^3$, доведя в современных МЭКС ГТУ до 15–30 мг/м^3 .

Вместе с тем многолетний опыт зарубежных фирм по внедрению данной технологии показал, что для ее реализации необходимо решить ряд сложных проблем фундаментального научного и технического характера. К основным из них помимо обеспечения низких уровней выбросов вредных веществ в широком кли-

матическом и мощностном диапазоне работы ГТУ можно отнести обеспечение надежного запуска и переход на основные рабочие режимы, исключение виброгорения и проскока пламени в смеситель камеры сгорания, приводящих к быстрому разрушению конструкции или существенному сокращению ее ресурса, а также обеспечение приемлемого температурного состояния элементов горячей части и формирование эпюры неравномерности температуры газа на входе в турбину.

Использование сухой малоэмиссионной технологии привело к увеличению потерь в КС в первую очередь на фронтном устройстве, что напрямую оказывает воздействие на снижение КПД двигателя в целом. Особенностью разработанной и доведенной камеры сгорания является низкий перепад на фронтном устройстве, порядка 1 %, на уровне диффузионных КС, тогда как зарубежные образцы имеют потери порядка 3–4 % от давления за КВД. Данный фактор значительно усложняет экспериментальную доводку по обеспечению отсутствия виброгорения и особенно проскока пламени, но позволяет сохранить КПД двигателя на приемлемом уровне.

Теоретические и численные методики в настоящее время недостаточно развиты для проектирования только на их основе бедных сухих малоэмиссионных камер сгорания по технологии LPP. Объясняется это чрезвычайной сложностью моделирования физико-химического процесса горения. Поскольку горение протекает в газовой фазе, существенное значение имеют газодинамика процесса, а также процессы диффузии. А если учесть, что процессы горения могут носить нестационарный характер, приводя к режимам виброгорения, то сложность теоретического анализа процессов горения становится очевидной.

Значительная доля проверочных и доводочных работ разработанной конструкции КС, в том числе уточнение расчетных методик, приходится на экспериментальные работы. На первом этапе работы проводят на модельных отсеках, имитирующих часть (сектор) камеры сгорания на стендах, обеспечивающих полные параметры и условия работы камеры сгорания в составе двигателя. После получения удовлетворительных результатов по основным характеристикам в соста-

ве модельных отсеков изготавливается полноразмерная камера сгорания для подтверждения характеристик в составе двигателя.

Таким образом, создание и доводка камер сгорания газотурбинных установок, соответствующих жестким экологическим нормам, требует комплексного подхода для решения ряда сложных научно-технических проблем.

Представленная работа посвящена методике экспериментальной доводки камер сгорания газотурбинных установок среднего класса мощности в соответствии с экологическими нормами. Показаны основные этапы экспериментального исследования для обеспечения устойчивой работы камеры сгорания (КС) в максимально широком малоэмиссионном диапазоне. Данная методика формировалась и проверялась при создании малоэмиссионных камер сгорания (МЭКС) для газотурбинных установок мощностью 16 МВт разработки АО «ОДК-Авиадвигатель».

В целом полученные в работе научно-технические решения вносят значительный вклад в развитие экологических технологий в газотурбинной отрасли страны, которые позволят минимизировать влияние на окружающую среду и здоровье людей, а также конкурировать с зарубежными двигателями на мировом рынке.

Цели и задачи работы

1. Разработка методики доводки низкочастотных малоэмиссионных камер сгорания ГТД среднего класса мощности на основе обобщения основных характеристик, требующих тонкой настройки при использовании технологии сжигания бедных топливовоздушных смесей, что обеспечит соответствие современным экологическим нормам.

2. Экспериментальная доводка конструкции МЭКС для газотурбинной установки мощностью 16 МВт, обеспечивающей широкий малоэмиссионный диапазон устойчивой работы в составе $\text{NO}_x < 50 \text{ мг/м}^3$, $\text{CO} < 100 \text{ мг/м}^3$.

Для этого необходимо:

1. Выполнить литературный обзор ГТД с МЭКС бедного типа основных мировых производителей.

2. Определить алгоритм настройки малоэмиссионного диапазона устойчивой работы КС.

3. Сформировать критерии и способы проверки отсутствия проскока пламени.

4. Определить алгоритм проверки и экспериментальной отстройки КС от пульсаций давления.

5. На основании экспериментальных исследований в составе одногорелочного отсека определить основные зависимости и обобщить их в методику экспериментальной доводки низкоперепадной МЭКС бедного типа.

6. Выполнить отработку методики при создании МЭКС двигателя ПС90ГП-2 мощностью 16 МВт.

Объект и предмет исследования

Объект исследования – малоэмиссионная камера сгорания ГТД.

Предмет исследования – устойчивый малоэмиссионный диапазон работы КС.

Новизна исследования

1. Создана авторская методика, объединяющая в себе основные характеристики процесса сухого малоэмиссионного горения, которая позволяет усовершенствовать процессы проектирования и экспериментальной доводки КС экологически чистых ГТД.

2. Разработана система требований к конструктивной схеме МЭКС, необходимых для обеспечения широкого малоэмиссионного диапазона устойчивой работы по температуре в зоне горения более 150 градусов, а также устойчивости к проскоку пламени в условиях широкого диапазона эксплуатационных нагрузок.

3. Разработаны критерии, позволяющие снизить потери полного давления в МЭКС.

Личный вклад ученого в развитие науки заключается

1) в проведении литературного обзора современного состояния работ по созданию малоэмиссионных камер сгорания наземных газотурбинных установок;

2) постановке и проведении экспериментальных исследований в составе одногорелочного отсека малоэмиссионной камеры сгорания для газотурбинной установки мощностью 16 МВт, работающей по принципу сжигания бедных предва-

рительно подготовленных топливовоздушных смесей с целью определения основных факторов и закономерностей;

3) обработке экспериментальных данных и обобщении их в методику экспериментальной доводки камер сгорания по экологическим характеристикам. Данная методика представлена в виде специализированных рекомендаций и формул собственной разработки по исследованию и представлению малоэмиссионного диапазона, акустических характеристик и исследованию отсутствия проскока пламени;

4) формировании авторской методики экспериментальной доводки МЭКС ГТУ в составе одногорелочного отсека.

Достоверность полученных результатов подтверждается:

1) проведением экспериментальных исследований на современном стенде, обеспечивающем в модельном одногорелочном отсеке (1/12 часть КС) полные параметры процесса в КС (температуру, давление, расходы воздуха и топливного газа); использованием высокоточного измерительного оборудования;

2) близким совпадением результатов экспериментальных исследований и расчетного моделирования;

3) использованием стандартных методик обработки результатов исследовательских и доводочных испытаний на стенде с высокими параметрами рабочего процесса АО «ОДК-Авиадвигатель»;

4) использование современного измерительного оборудования, поверенного и имеющего сертификаты метрологической аттестации в АО «ОДК-Авиадвигатель»;

5) использованием современных расчетных пакетов типа комплекса ANSYS Fluent/CFX (США), верифицированного по результатам испытаний в АО «ОДК-Авиадвигатель».

Результаты и положения, выносимые на защиту:

1. Авторская методика, объединяющая в себе основные характеристики процесса сухого малоэмиссионного горения, позволяет усовершенствовать процессы проектирования и экспериментальной доводки КС экологически чистых ГТД.

2. Критерии, позволяющие снизить потери полного давления в МЭКС, обеспечивают более высокий КПД ГТД в целом.

3. Система требований к конструктивной схеме МЭКС, обеспечивает широкий малоэмиссионный диапазон устойчивой работы по температуре в зоне горения более 150 градусов.

Теоретическая и прикладная значимость исследования

Теоретическая значимость

1. Впервые основные характеристики процесса сухого малоэмиссионного горения объединены в авторскую методику, которая позволяет выполнить экспериментальную доводку МЭКС.

2. Сформулированы рекомендации по минимальному перечню экспериментальных исследований в составе одnogорелочного отсека по определению основных зависимостей рабочих параметров МЭКС ГТУ.

3. Определен критерий, позволяющий оптимизировать потери давления в фронтном устройстве.

Практическая значимость

1. Полученные результаты исследований и авторскую методику возможно использовать при создании новых и усовершенствовании существующих конструкций КС по экологическим нормам для любых газотурбинных установок среднего класса мощности и схожих по параметрам рабочего цикла, что позволит значительно сократить время их создания, стоимость и эксплуатационные риски.

2. На основании методики выполнена доводка конструкции МЭКС ГТУ мощностью 16 МВт, позволившая обеспечить уровень эмиссии $\text{NO}_x < 50 \text{ мг/м}^3$ и $\text{CO} < 100 \text{ мг/м}^3$ при относительно низком уровне потерь полного давления, что позволило сохранить высокий КПД.

Апробация результатов и список публикаций

Основные результаты работы представлены на Всероссийской научно-технической конференции «Авиадвигатели XXI века» (г. Москва, 2015 г.); Международном форуме двигателестроения «Научно-технический конгресс по двигателестроению. НТКД-2016». (г. Москва 2016 г.); Всероссийской специализиро-

ванной научно-практической конференции молодых специалистов «Современные технологии в энергетике». ОАО «ВТИ». (г. Москва, 2017 г.); X международной научно-технической конференции «Процессы горения, теплообмена и экологии тепловых двигателей». СГАУ (г. Самара, 2017 г.), LXIV научно-технической сессии по проблемам газовых турбин «Фундаментальные проблемы применения современных ГТУ в отечественной экономике – результаты освоения и эксплуатации и задачи на будущее» (г. Казань, 2017 г.); LXV научно-технической сессии по проблемам газовых турбин «Исследование, разработка и реализация научных достижений в области газовых турбин в российской экономике» (г. Санкт-Петербург, 2018 г.); LXVI научно-технической сессии РАН по проблемам газовых турбин и парогазовых установок «Научно-технические проблемы проектирования, локализации производства и эксплуатации ГТУ в экономике РФ» (г. Пермь, 2019 г.); LXVII научно-технической сессии по проблемам газовых турбин «Научно-технические проблемы широкого применения газотурбинных и парогазовых установок в электроэнергетике РФ». АО «Силовые машины» (г. Санкт-Петербург, 2020 г.). По теме диссертации опубликованы 5 статей в периодических изданиях, включенных в список ВАК. Оформлен один патент № RU 2665602 С1 «Способ регулирования подачи топлива в газотурбинный двигатель».

ГЛАВА 1. АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР КОНСТРУКЦИЙ МАЛОЭМИССИОННЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ ДЛЯ ПРОМЫШЛЕННЫХ ГТД МИРОВЫХ ПРОИЗВОДИТЕЛЕЙ

В настоящей главе представлен обзор существующих технологий обеспечения экологических характеристик и особенности конструкций МЭКС ведущих мировых производителей газотурбинных двигателей (ГТД) для их реализации.

1.1. Существующие технологии малоэмиссионного сжигания топливного газа в камерах сгорания наземных ГТД

1.1.1. На данный момент в странах, эксплуатирующих промышленные ГТД, регламентирован уровень эмиссии вредных веществ (оксиды азота и монооксид углерода) Так, в России эмиссия NO_x ограничена требованиями ГОСТ 28775-90 для привода ГПА (не более 150 мг/м^3) и ГОСТ 29328-92 для привода турбогенераторов (не более 50 мг/нм^3). В странах ЕС с 2008 года действуют единые ограничения на эмиссию NO_x (EU LCPD) – не более 50 мг/нм^3 . Перечень ограничений на эмиссию приведен в таблице 1.1.

Таблица 1.1 – Пример региональных ограничений на эмиссию вредных веществ.

Регион	Требуемый уровень эмиссии
Россия	150 мг/м^3 (привод ГПА)
	50 мг/нм^3 (привод турбогенераторов)
США	2–42 ppm
Япония	15–70 ppm
Канада	140 г/ГДж
Австралия	70 мг/нм^3
Европейский Союз	$50\text{--}75 \text{ мг/нм}^3$

Заданные в различных регионах ограничения на эмиссию вредных веществ вынуждают разработчиков предпринимать усилия по созданию и доводке камер сгорания, обеспечивающих данные ограничения.

1.1.2. В современных ГТД снижение эмиссии вредных веществ достигается следующими способами [1]:

- каталитическая очистка выхлопных газов;
- подача воды в зону горения;
- организация горения бедных, гомогенных, предварительно подготовленных топливовоздушных смесей вблизи пределов горения.

Технология подавления эмиссии с помощью впрыска воды или пара требует наличия на объекте эксплуатации ГТУ постоянного источника подготовленной (очищенной) воды для подачи ее в камеру сгорания с расходами 100–150 % от расхода топлива. Данная технология применяется с 70-х годов XX века. Впрыск воды приводит к снижению КПД ГТУ (около 1 %), а также дополнительно ограничивает ресурс горячей части двигателя (связано с большими градиентами температур на стенках).

Подача пара в камеру сгорания требует специального устройства для подготовки паровоздушной смеси. Кроме того, для снижения эмиссии с помощью пара наиболее эффективный способ – подача пара в камеру сгорания, при этом массовый расход пара для достижения целевого уровня эмиссии оксидов азота примерно в 1,6 раза выше, чем при впрыске воды [2]. Из вышесказанного следует, что для использования пара в качестве средства подавления эмиссии, вероятнее всего, понадобится модернизация турбины с целью обеспечения большей пропускной способности рабочего тела.

Использование каталитической очистки на выхлопе снижает КПД ГТУ за счет повышения давления за силовой турбиной, а также требует постоянного обновления расходного катализатора либо восстановления характеристик нерасходного катализатора. Данная технология в силу высокой дороговизны применяется крайне ограниченно.

Использование катализаторов для организации горения при низкой температуре возможно на двигателях с низкими параметрами. Основной проблемой является то, что горение обеспечивается на поверхности катализатора, что требует наличия развитой поверхности катализатора, а также использования благородных металлов (платиновая группа) в материале катализатора. Также воздействие высоких для материала катализатора температур может приводить к прогарам ката-

лизаторов и резкому снижению площади их поверхности. Данная технология практически не получила распространения в силу технических проблем при ее реализации.

Технология «сухого» сжигания обедненной топливовоздушной смеси является наиболее востребованным и распространенным способом подавления эмиссии окислов азота [3]. Основная идея технологии состоит в том, чтобы сжигать топливовоздушную смесь обедненного состава и тем самым минимизировать формирование оксидов азота по термическому механизму (экспоненциально зависящим от температуры в зоне горения) [1].

Необходимость поддержания температуры горения в довольно узком диапазоне вблизи границы бедного срыва приводит к необходимости принятия дополнительных мер по обеспечению устойчивого беспульсационного горения с низким уровнем эмиссии вредных веществ, особенно на режимах неполной мощности и работы ГТД в условиях сильно отрицательных температур окружающей среды.

1.1.3. Использование технологии сжигания бедной предварительно перемешанной топливовоздушной предполагает решение следующих вопросов [1, 4]:

- максимальная гомогенизация топливовоздушной смеси;
- обеспечение срывных характеристик;
- исключение проскока пламени;
- отсутствие пульсаций давления;
- обеспечение охлаждения деталей горячего тракта в условиях отсутствия охлаждающего воздуха;
- минимизация потерь полного давления.

1.1.4. Гомогенизация топливовоздушной смеси является гарантом обеспечения низких требуемых уровней эмиссии окислов азота и оксидов углерода. При наличии локальных концентраций топлива в гомогенных смесях уровень эмиссии оксида азота может существенно возрасти. Области локальных низких концентраций топлива являются зонами образования оксида углерода, а также снижают

полноту сгорания. Поддержание горения гомогенизированных бедных топливовоздушных смесей осуществляют небольшим диффузионным пламенем.

1.1.5. На рисунке 1.1 показано влияние на эмиссию оксидов азота и оксидов углерода в зависимости от температуры в камере сгорания при разных качествах гомогенизации топливовоздушной смеси [5, 6].

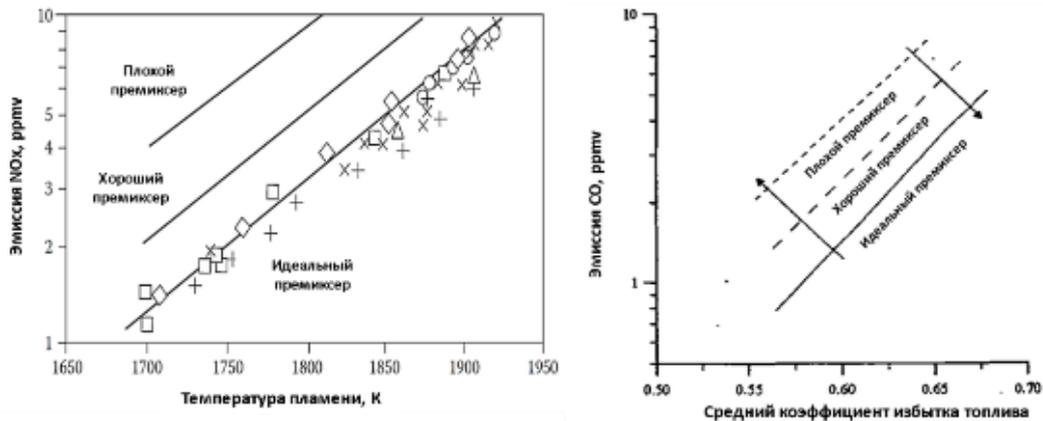


Рисунок 1.1 – Влияние гомогенизации топливовоздушной смеси на эмиссию NO_x и CO

1.1.6. Расширение диапазона малоэмиссионной работы КС осуществляется следующим образом:

- поддержка диффузионным пилотным топливом (данный способ приводит к быстрому росту NO_x);
- двухзонное горение;
- регулирование расхода воздуха через фронтное устройство камеры сгорания;
- сброс воздуха из камеры сгорания на вход, в шахту выхлопа или в атмосферу.

1.1.7. Для подготовки гомогенной топливовоздушной смеси используются специальные устройства – премиксеры, в которых проходит активное перемешивание и подача готовой топливовоздушной смеси в зону горения. Большой опасностью для КС является проскок пламени в зону смешения, так как если там пламя стабилизируется, происходит быстрый перегрев и разрушение конструкции смесителя. Для малоэмиссионных камер сгорания является обязательной проверка на отсутствие проскока и стабилизации пламени.

1.1.8. Пульсации давления или вибрационное горение является постоянным спутником при сжигании бедных гомогенных топливовоздушных смесей близко к границам устойчивости горения. Вибрационное горение – это периодические колебания давления в КС, возникающие из-за взаимодействия акустических волн и тепловыделения происходящего нестационарно во фронте пламени.

На рисунке 1.2 показана схема кольцевой связи при возникновении и усилении виброгорения.

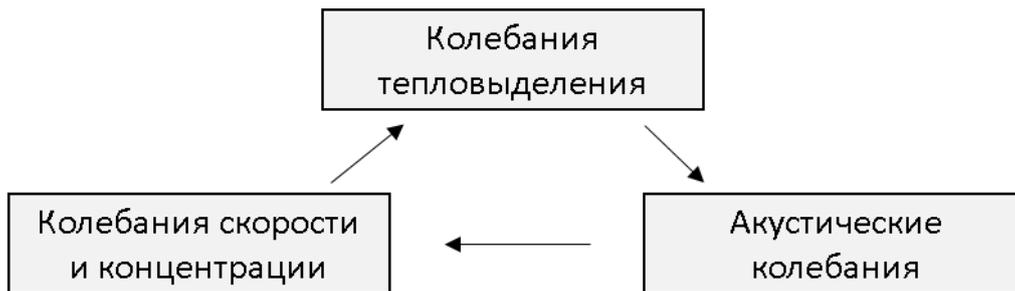


Рисунок 1.2 – Схема кольцевой связи поддержания вибрационного давления

Из рисунка 1.2 видно, что в ситуации, когда колебания давления усиливаются за счет совпадения по фазе с колебаниями тепловыделения, происходит возрастание уровня амплитуд пульсаций, которое в свою очередь усиливает колебания скорости потока и локальных концентрации топлива. Для гашения энергии вибрационного горения необходимо разрывать связи в этой кольцевой связи либо организовывать мощную систему демпфирования.

В малоэмиссионных камерах сгорания большое число элементов может приводить к возникновению пульсаций давления. Основными резонаторами, как правило, являются колебания скоростей и расходов в струях воздуха и топлива, кривизна фронта пламени из-за вихревой структуры течения, которые в свою очередь накладываются на собственные акустические характеристики камеры сгорания, обусловленные в первую очередь геометрическими размерами конструкции.

1.1.9. Производители ГТД при разработке МЭКС используют различные мероприятия для обеспечения высокого качества перемешивания, предотвращения виброгорения и проскока пламени, а также обеспечения широкого диапазона

работы, которые зависят как от типа двигателя, так и от выбранной схемы камеры сгорания.

Следует выделить три основных категории наземных газотурбинных двигателей, конструкции которых во многом определяют возможности реализации тех или иных решений для обеспечения низкоэмиссионного сжигания обедненной топливовоздушной смеси:

- авиапроизводные промышленные ГТД;
- промышленные ГТД малой и средней мощности;
- тяжелые промышленные ГТД большой мощности;

Также необходимо отметить, что потенциал снижения эмиссии определяется и параметрами термодинамического цикла двигателя, прямых данных по которым практически нет в открытой печати. На рисунке 1.3 показаны характерные степени сжатия воздуха в компрессоре промышленных ГТД и авиапроизводных ГТД на примере продукции компании GE по данным [4].

Камеры сгорания промышленных ГТД (фреймы)

- Низкие степени повышения давления (10-16)
- Простые конструкции, большое количество механического пространства
- Более простая доводка



Камеры сгорания авиапроизводных ГТД (кольцевые)

- Высокие степени повышения давления (15-35)
- Малое количество физического пространства, более сложная конструкция
- Больше проблем с надежностью

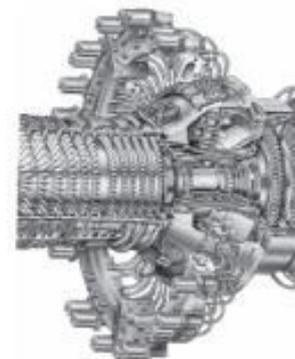


Рисунок 1.3 – Сухие малоэмиссионные камеры сгорания (General Electric) [4]

1.2. Обзор мировых производителей ГТД – компаний General Electric, Siemens, Kawasaki Heavy Industries, Solar, Mitsubishi Hitachi Power Systems

Ниже приведен обзор конструкций камер сгорания ключевых производителей промышленных ГТД, обладающих камерами сгорания с технологией «сухого»

сжигания топливовоздушной смеси – компаний General Electric, Siemens, Solar, Mitsubishi.

1.2.1. ГТД компании General Electric (GE)

Авиапроизводные ГТД компании GE представлены двигателями:

– LM1800/LM2500 (18–24 МВт), LM2500+ (28–34 МВт), которые созданы на базе двигателя CF6-6;

– LM6000 (30–55 МВт) и LMS100 (103–116 МВт), где в качестве базового авиационного двигателя выступает CF-6-80 [7].

Для данных газовых турбин предлагаются как традиционные камеры сгорания, являющиеся модификацией авиационных прототипов, так и малоэмиссионные с подачей воды/пара или с сухим подавлением эмиссии (Dry Low Emission – DLE). Все камеры сгорания для данных двигателей кольцевые. В таблице 1.2 представлены эмиссионные характеристики различных типов камер сгорания при работе на газовом топливе [8, 9].

Таблица 1.2 – Эмиссионные характеристики авиапроизводных ГТД компании GE

ГТД	Эмиссия NO _x (приведенная к 15 % O ₂), ppm			
	Традиционная КС (сухая)	Традиционная КС (вода)	Традиционная КС (пар)	МЭКС (сухая)
LM2500	179	15	15	25
LM2500+	229	25	25	25
LM6000	205	25	25	25
LMS100	–	25	–	25

На рисунке 1.4 представлены МЭКС LM6000 и LM2500 в разрезе. Первоначально была разработана камера сгорания для LM6000, состоящая из 30 модулей, включающих в себя 75 премиксеров, расположенных в 3 яруса. Многоколлекторная схема топливопитания обеспечивает возможность организации стадийного горения для расширения диапазона работы. Камера сгорания LM2500 имеет премиксеры меньшего размера и более длинную жаровую трубу для обеспечения выгорания CO при меньшем давлении.

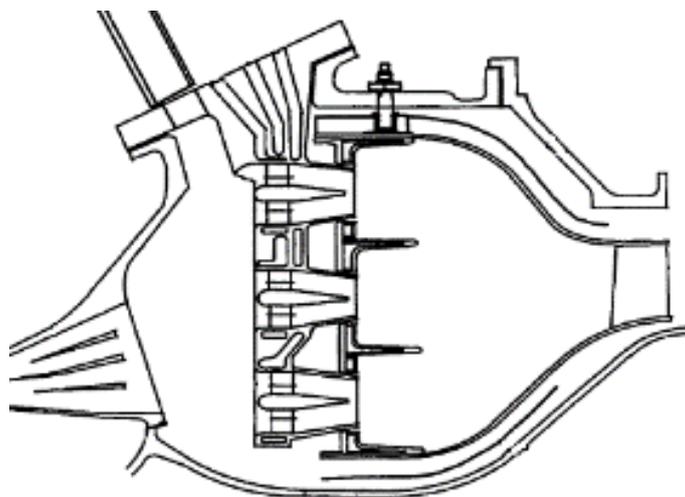


Рисунок 1.4 – МЭКС двигателей LM6000 (слева) и LM2500 (справа).

ГТУ LM2000/2500/2500+ выполнены с одновальным газогенератором и свободной турбиной. LM6000 имеет связанный КНД.

В LMS100 используется контур высокого давления от LM6000 и КНД от стационарной ГТУ MS6001FA, между которыми установлен интеркулер. Силовая турбина выполнена на отдельном валу.

Согласно данным, представленным в презентации компании Trans Canada, являющейся крупнейшим оператором газопроводов в Канаде, ГТУ LM2500 и LM6000 имеют диапазон режимов работы с низкой эмиссией NO_x от 55 до 100 % номинальной мощности при MCA [10]. Данных о возможности поддержания заданного уровня эмиссии при сильно отрицательных температурах окружающей среды нет.

Сохранение низкой эмиссии и стабильного горения при изменении режима работы обеспечивается за счёт [11]:

- стадийного подключения/отключения фронтных устройств;
- многоколлекторной схемы подвода топлива. Для каждого из трёх рядов фронтных устройств предусмотрен свой топливный коллектор и сложная система управления камерой сгорания и двигателем. В общей сложности для управления подачей топлива в данной КС задействовано 14 регулировочных клапанов (рисунок 1.5);

– двух контуров подачи топлива в каждой горелке среднего ряда – на входе в смеситель через топливные каналы в лопатках и через отверстия в стенках смесителя (т.н. система ELBO – Enhancing Lean Blow Out, рисунок 1.6);

– перепуска воздуха из-за КВД для поддержания температуры горения ТВС в узко заданном диапазоне за счет регулирования расхода воздуха и топлива в КС;

– системы ухода от пульсаций ABAL (Acoustic and Blowout Avoidance Logic System), встроенной в САУ двигателя. При возникновении пульсаций и сохранении высокого уровня свыше заданного времени система повышает температуру горения для ухода на безопасный режим работы КС.

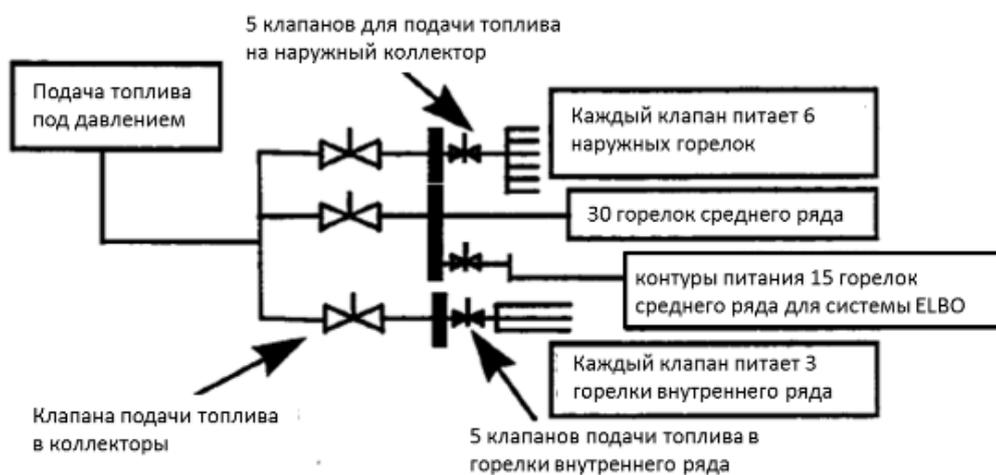


Рисунок 1.5 – Схема топливопитания для двигателей LM2500, LM2500+, LM6000 по данным [9]

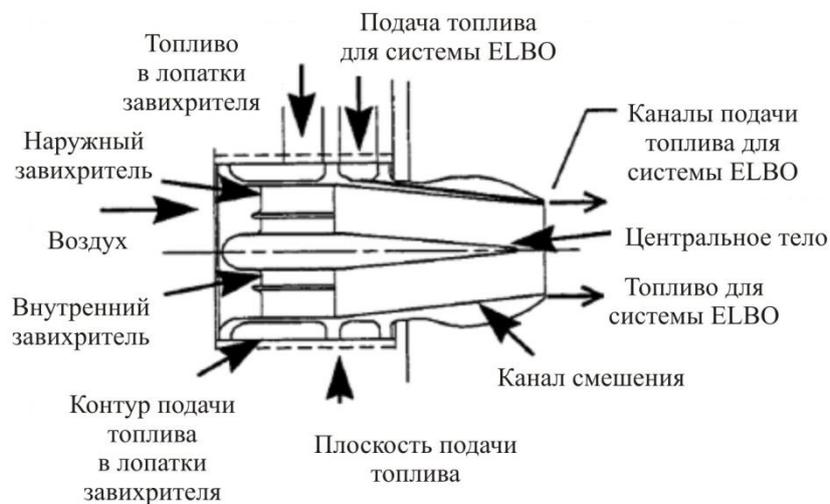


Рисунок 1.6 – Конструктивная схема топливного смесителя [11]

Также в LM6000 реализован перепуск воздуха из-за КНД, который открыт на низких режимах и быстро закрывается при приближении к 50 % номинальной мощности [8].

Согласно данным, содержащимся в одной из презентаций компании GE, потери давления в камере сгорания с диффузором ГТУ LM2500 и LM6000 составляют 5,14 и 5,55 % соответственно.

Авиапроизводные ГТД с сухими МЭКС имеют достаточно высокий КПД (35,4 % для LM2500; 37,2 % для LM 2500+; 41,7 % для LM6000), в то время как ГТД с традиционной камерой сгорания и подачей воды имеют более низкий КПД (33,9 % для LM2500; 35,5 % для LM2500+; 40,1 % для LM6000), но более высокую мощность за счёт увеличения расхода рабочего тела через турбину. Каталожная стоимость ГТУ LM2500+ с сухой МЭКС на 8,5 % выше, чем с КС с впрыском воды, а стоимость LM6000 – на 7,4 % выше [12]. В настоящее время камеры сгорания подобной конструкции установлены более чем на 950 газовых турбинах с общей наработкой более 21 млн часов [13].

Необходимо отметить, что доводка «сухих» бедных камер сгорания кольцевого типа – чрезвычайно дорогое и ресурсоемкое мероприятие, требующее наличия испытательного стенда с натурными параметрами и обеспечивающего возможность выполнения большого количества испытаний полноразмерной камеры сгорания (большие расходы воздуха). Это необходимо для того, чтобы выполнять отладку системы регулирования камеры сгорания для обеспечения стабильной малоэмиссионной работы камеры сгорания на всех заданных режимах, а также ухода от окружных мод пульсаций, которые являются наиболее опасным явлением в кольцевых камерах сгорания и которые абсолютно не моделируются на отсеках КС.

Кроме того, техническое обслуживание кольцевых камер сгорания сопряжено с большими сложностями, так как в случае повреждения жаровой трубы или серьезных прогаров фронтальной плиты замене подлежит вся камера сгорания, что невозможно обеспечить на месте эксплуатации для авиапроизводных двигателей: двигатель необходимо транспортировать на завод-изготовитель и выполнять ремонт на заводе. Это крайне невыгодно эксплуатирующим организациям, особенно

в условиях широкой географии эксплуатации ГТД с МЭКС. В связи с этим многие производители ГТД изначально разрабатывают двигатель модульной конструкции (Siemens, Solar), чтобы обеспечить возможность оперативной замены узлов ГТД. Это приводит к усложнению конструкции ГТУ.

Данные недостатки стали веским доводом в пользу разработки трубчатых камер сгорания для промышленных ГТД.

Стационарные ГТД компании General Electric

Все тяжелые стационарные (52–519 МВт) ГТД компании GE для выработки электроэнергии выполнены по одновальной схеме. ГТД для механического привода состоят из одновального газогенератора и свободной турбины.

Камера сгорания технологии DLN-1 имеет 6 периферийных премиксеров с общим кольцевым каналом предварительного перемешивания и один центральный. В зависимости от нагрузки данная КС может работать в четырех различных режимах, представленных на рисунке 1.7 [14].

Благодаря низким параметрам термодинамического цикла ГТУ класса В данная камера сгорания позволяет получать ультранизкую эмиссию NO_x . Например, в ГТД 6В.03 мощностью 44 МВт и КПД 33,5 % эмиссия оксидов азота составляет 4 ppm с приведением к 15 % O_2 . К настоящему времени камера сгорания DLN1/1+ была установлена более чем на 870 ГТД В и Е классов [13].

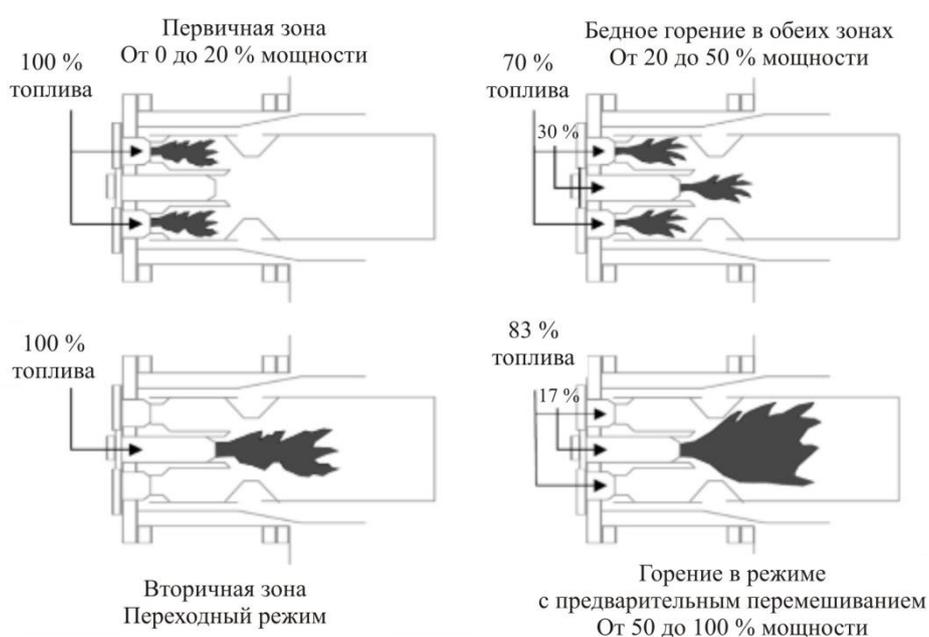


Рисунок 1.7 – Режимы горения в КС DLN-1/1+

Камера сгорания по технологии DLN-2 является дальнейшим развитием DLN-1, в ней все премиксеры выполнены в виде отдельных модулей, стабилизация пламени внутри которых не предусмотрена.

В зависимости от двигателя и модели КС эмиссия NO_x варьируется от 9 до 25 ppm с приведением к 15 % O_2 . На рисунке 1.8 представлена камера сгорания DLN2.5, фронтное устройство которой состоит из 5 премиксеров, 4 наружных имеют гомогенный и диффузионный коллекторы подвода топлива, центральный – отдельный гомогенный. Всего различные типы камер сгорания DLN2/2+/2.5/2.6/2.6+ были установлены более чем на 1150 двигателей.

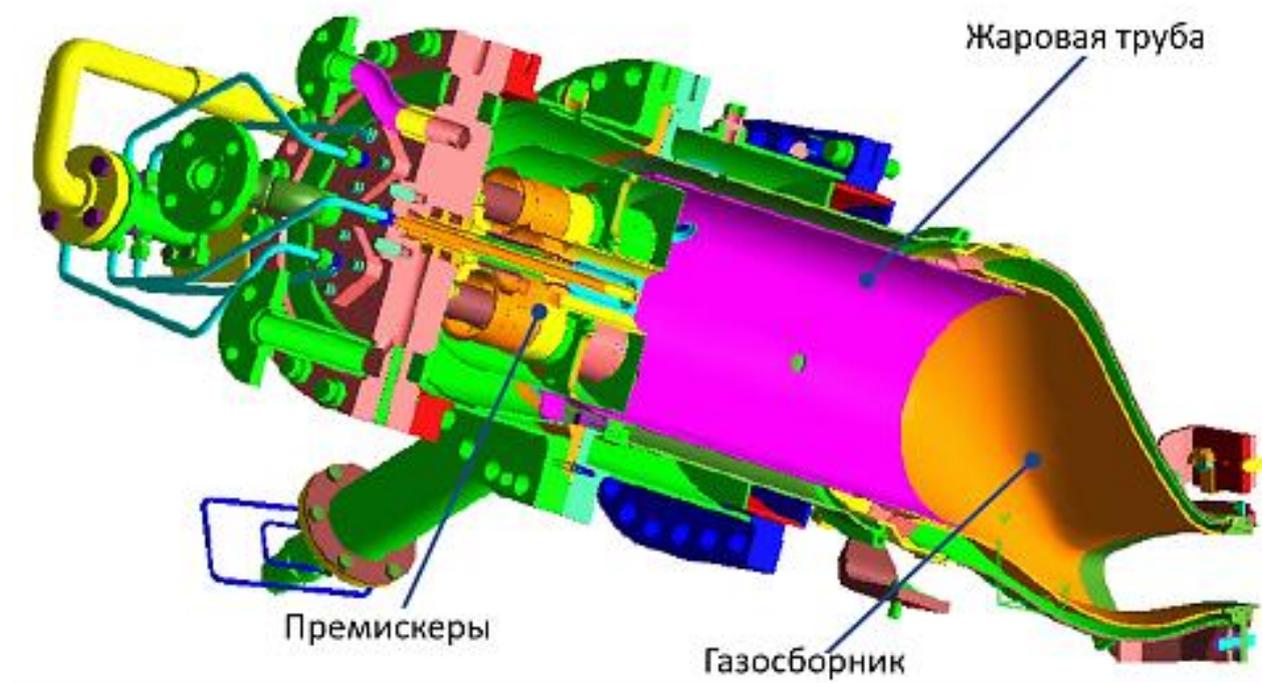


Рисунок 1.8 – Камера сгорания DLN2.5

В одновальных ГТД, оснащенных КС DLN-1/2, основным способом обеспечения низкой эмиссии и стабильного горения при изменении режима работы являются:

- поворот лопаток ВНА;
- многоколлекторная схема подачи топлива в КС (до 4 топливных коллекторов КС);

– перепуск воздуха из-за компрессора на вход в двигатель (система inlet bleed heating) на режимах низкой мощности и в условиях отрицательных температур окружающей среды.

Поворотные лопатки ВНА позволяют снизить режим работы ГТУ примерно до 80 % от номинального с сохранением приемлемого уровня эмиссии, затем используется перепуск воздуха, который позволяет сохранять малоэмиссионный режим работы до 50–60 %, а при определенных внешних условиях и до 40 %. Подогрев поступающего воздуха за счёт его смешивания с горячим воздухом из-за компрессора позволяет избежать проблемы обледенения (рисунок 1.9).

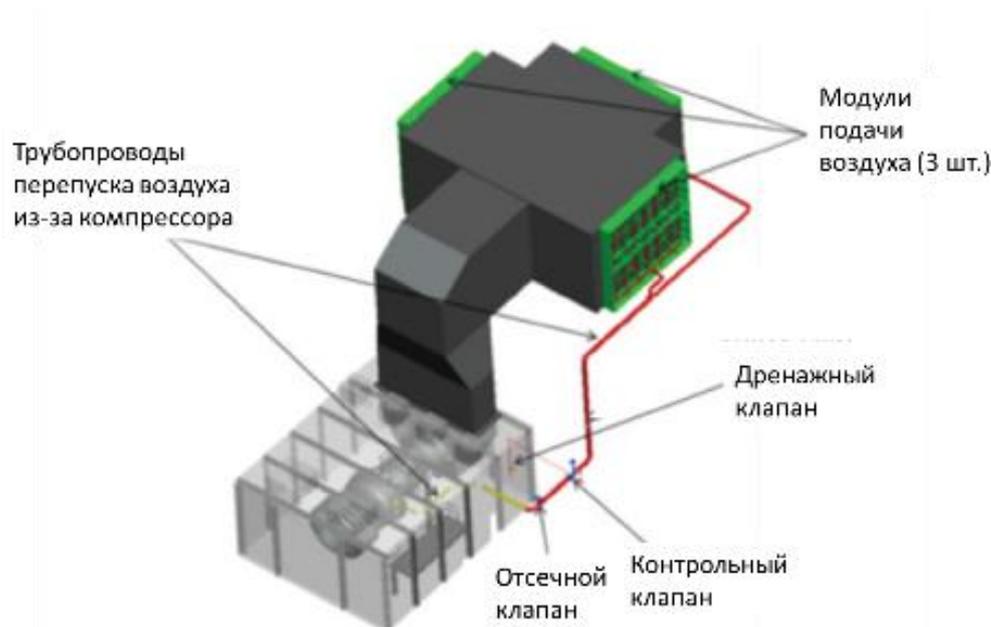


Рисунок 1.9 – Система перепуска воздуха на вход в двигатель (inlet bleed heating)

В последние годы для камер сгорания DLN-1/2 внедряется технология двухзонного горения (рисунок 1.10). При этом часть топлива предварительно перемешивается со вторичным воздухом, для чего отверстия в жаровой трубе были заменены на премиксеры. Данная технология позволила сдвинуть нижнюю границу диапазона работы в малоэмиссионном режиме с 50 до 35 и 14 % для камер сгорания DNL-1 и DLN-2 соответственно [15, 16]. Необходимо отметить, что компания GE потратила на разработку системы стадийного горения для КС DLN-1 13 лет, а в процессе доводки и исследований работы стадийного горения для КС DLN-2.6+

было проведено более 1000 часов испытаний в составе одногорелочного отсека и более 1000 часов испытаний в составе двигателя. Это при наличии многолетнего опыта эксплуатации базовых камер сгорания.

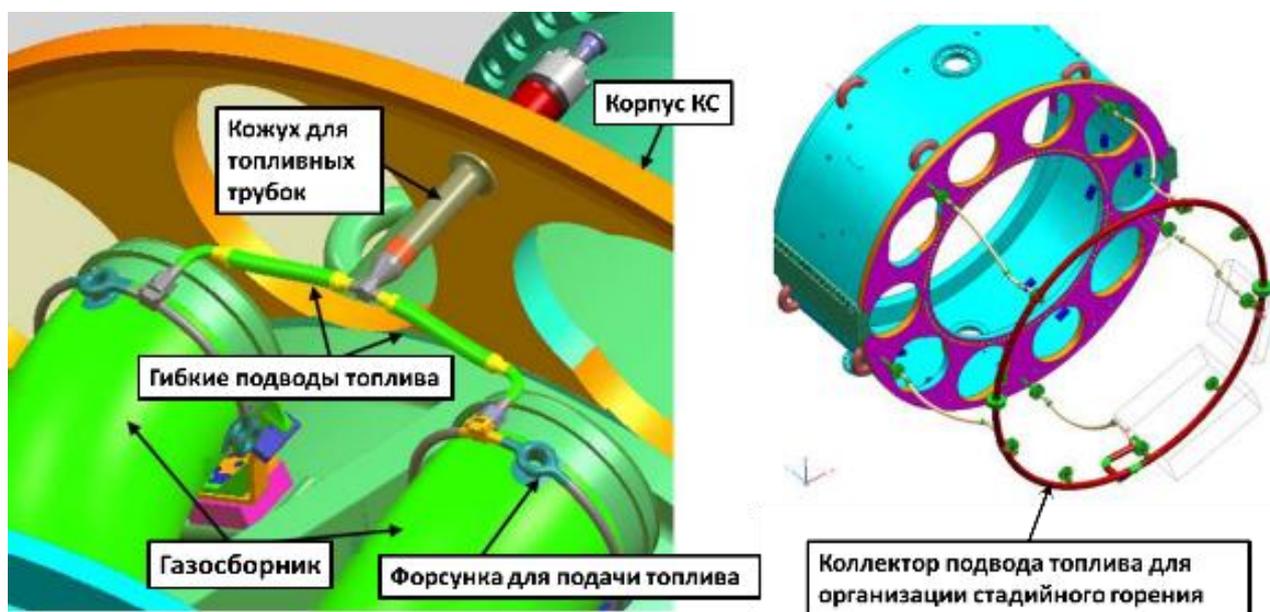


Рисунок 1.10 – Схема организации стадийного горения в двигателях семейства 7E/EA, 9E компании GE

Необходимо отметить, что для реализации стадийного горения в трубчатых камерах сгорания нужно использовать жаровые трубы большого объема, так как на небольших жаровых трубах реализовать предварительное смешение топлива с воздухом для дальнейшей подачи во вторичную зону затруднительно.

В ГТД для механического привода со свободной турбиной для обеспечения работы КС в малоэмиссионном режиме используются перепуски воздуха из камеры сгорания, а на некоторых ГТД, например на MS5002D, реализован поворот лопаток соплового аппарата турбины (рисунок 1.11) [18].

Потери полного давления в выносных трубчато-кольцевых КС стационарных ГТД компании GE существенно выше, чем в кольцевых КС авиапроизводных двигателей. Сравнение потерь на различных участках представлено на рисунке 1.12. Видно, что потери давления в противоточных трубчатых камерах сгорания достигают 8–9 % от P_k .

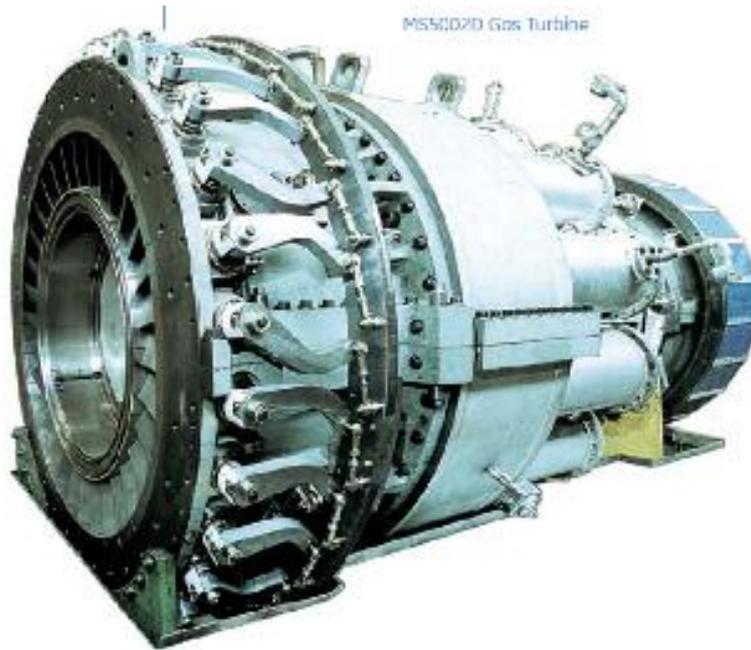
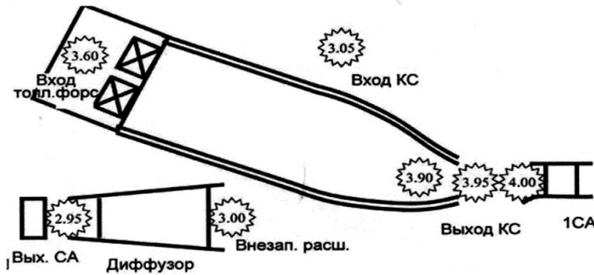
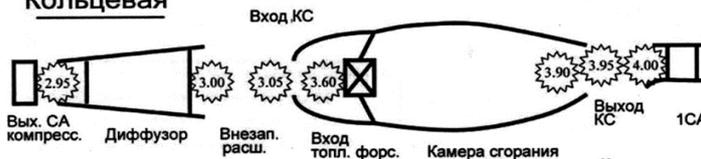


Рисунок 1.11 – ГТД MS5002D с поворотным СА турбины

Трубчатая КС



Кольцевая



Изделие	Диффузор	Камера сгоран.	Потери давл. в диффуз. (от P2.95 до P3.0) % от Pk	Потери на внезап. расш. (от P3.0 до P3.05) % от Pk	Потери на входе в КС (от P3.05 до P3.60) % от Pk	Потери в КС (от P3.60 до P3.90) % от Pk	Сумм. потери давл. в диффузоре / КС Система % Pk	
9H	3-Радиальн.	Трубчатая DLN	0.55		3.80	3.34	9.04	
7H	3-Радиальн.	Трубчатая DLN	0.55		3.68	2.88	8.46	
9FB	Осевой	Трубчатая DLN	0.24		4.14	2.45	8.03	
7FB	Осевой	Трубчатая DLN	0.24		3.93	2.49	7.86	
6C	2-Радиальн.	Трубчатая DLN	0.55		3.91	3.01	8.72	
9FA+e	Осевой	Трубчатая DLN 2+	0.32		3.84	2.97	8.73	
7FA+e	Осевой	Трубчатая DLN 2.6	0.32		3.64	2.29	7.85	
6FA+e	Осевой	Трубчатая DLN 2.6	0.32		3.41	2.84	8.17	
9EC	Осевой	Трубчатая DLN	0.27		3.10	2.95	6.97	
5/2E	Осевой	Трубчатая DLN	N/A	A	2.80	3.25	N/A	
GE10	Осевой	Выносная K-1	N/A	A	0.40	2.90	N/A	
GE5	Осевой	Кольцевая	N/A	A	0.00	3.05	N/A	
LM6000	4-Осевой	Кольцевая DLE	0.35		0.00	3.44	5.55	
LM2500	x-Осевой	Кольцевая DLE	0.60		0.00	3.24	5.14	
			Max	0.60	.76	4.14	3.44	9.04
			Min	0.24		0.00	2.29	5.14

Рисунок 1.12 – Потери полного давления в КС ГТД компании GE

Основная причина увеличения потерь – импактное охлаждение газосборника и ЖТ (до 3,5 % от P_k^*), большой перепад необходим для организации равномерного втекания воздуха в отверстия охлаждения и обеспечения высокой скорости струй воздуха, охлаждающих газосборник. Кроме того, добавляются потери, связанные с движением охлаждающего воздуха вдоль стенки жаровой трубы, около 0,5% от P_k^* .

1.2.2. ГТД компании Siemens

К промышленным ГТД относятся двигатели мощностью до 50 МВт, которые можно разделить на 2 класса.

К первому классу относятся ГТД SGT100/200/300/400 мощностью 5,7–14,9 МВт и КПД 32,9–36,8 %,

Ко второму классу ГТД относятся SGT-500, SGT-600/700/800 и SGT-750 (39,3 МВт с КПД 41,5 %).

Первого класса мощности двигатели SGT100/200/300/400 оснащаются трубчато-кольцевыми камерами сгорания с одномодульным фронтальным устройством (рисунки 1.13, 1.14, 1.15), обеспечивающим работу с низкой эмиссией NO_x .

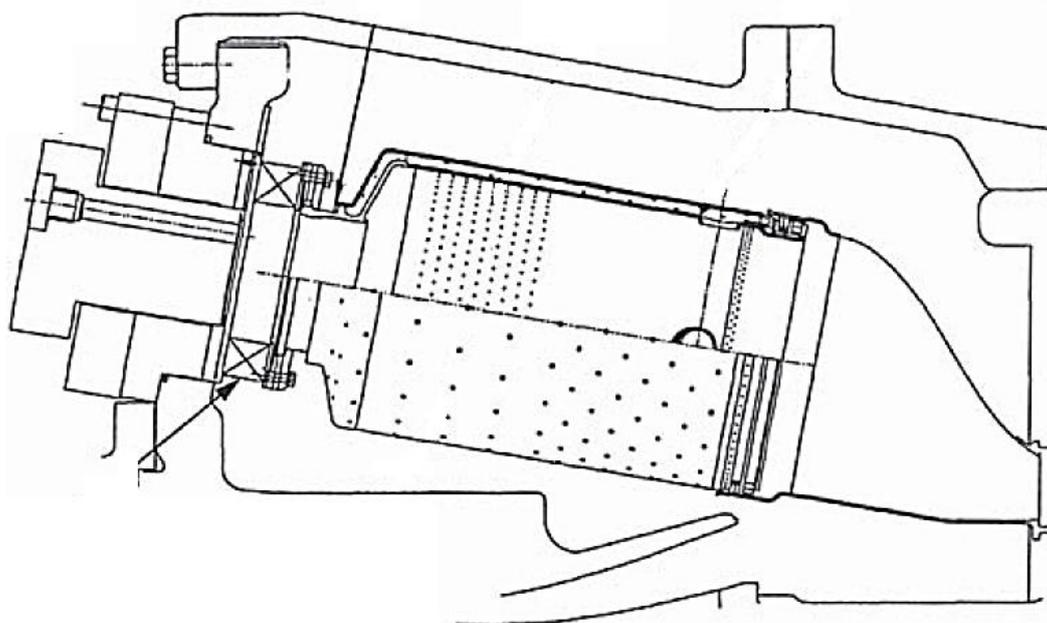


Рисунок 1.13 – Камера сгорания SGT-100-400

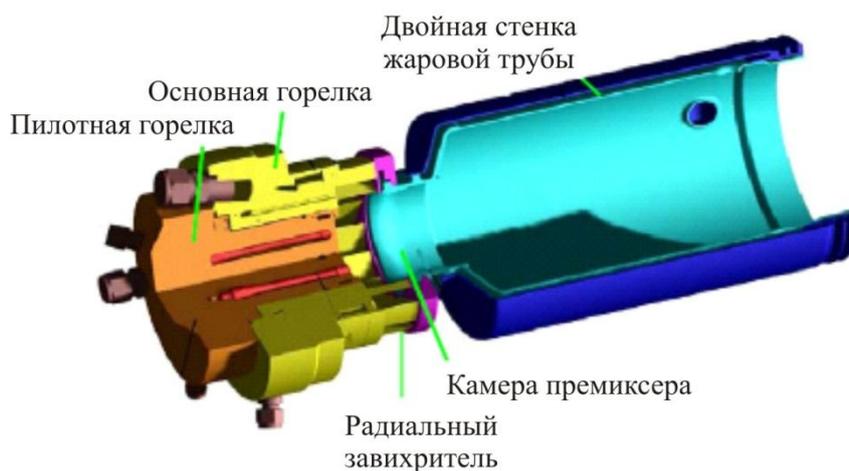


Рисунок 1.14 – Конструкция смесителя и ЖТ

Первая малоэмиссионная камера сгорания была введена в строй в 1995 году и обеспечивала уровень эмиссии 42 ppm. В компании ведется работа по непрерывному совершенствованию уровня эмиссии вредных веществ. На данный момент на некоторых ГТД, в частности на SGT-200/300/400, достижим уровень эмиссии менее 15 ppm [19].

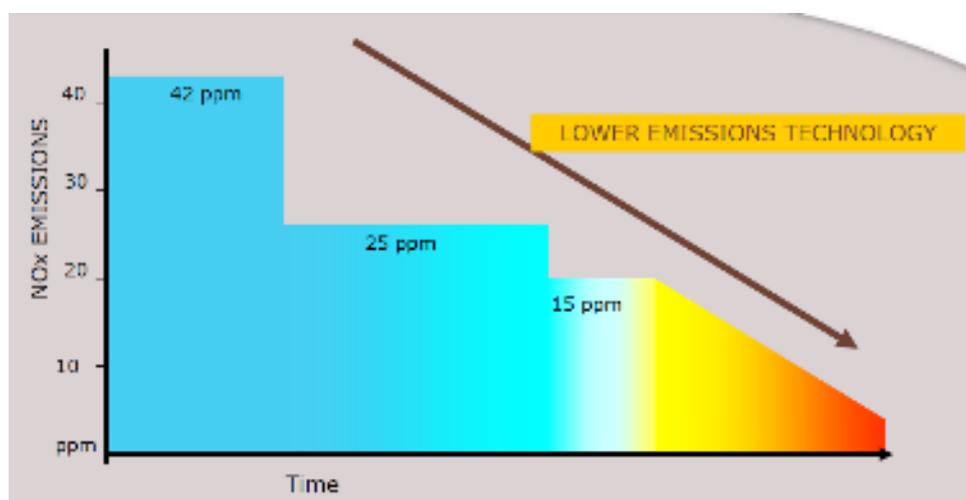


Рисунок 1.15 – Развитие характеристик малоэмиссионных камер сгорания двигателей фирмы Siemens

В премиксере используется одиночный радиальный завихритель и реализована подача основного топлива через лопатки. Особенностью данной КС является постоянное наличие пламени внутри премиксера со стороны вихревого ядра (ри-

сунок 1.16), за счет чего обеспечивается стабилизация фронта пламени. В каждой горелке есть отдельный воспламенитель.

Разработкой и изготовлением указанных ГТУ занимается подразделение компании Siemens, расположенное в г. Линкольне (Великобритания). Всего было продано более 1280 ГТУ, как с малоэмиссионными камерами сгорания, так и с диффузионными [21].

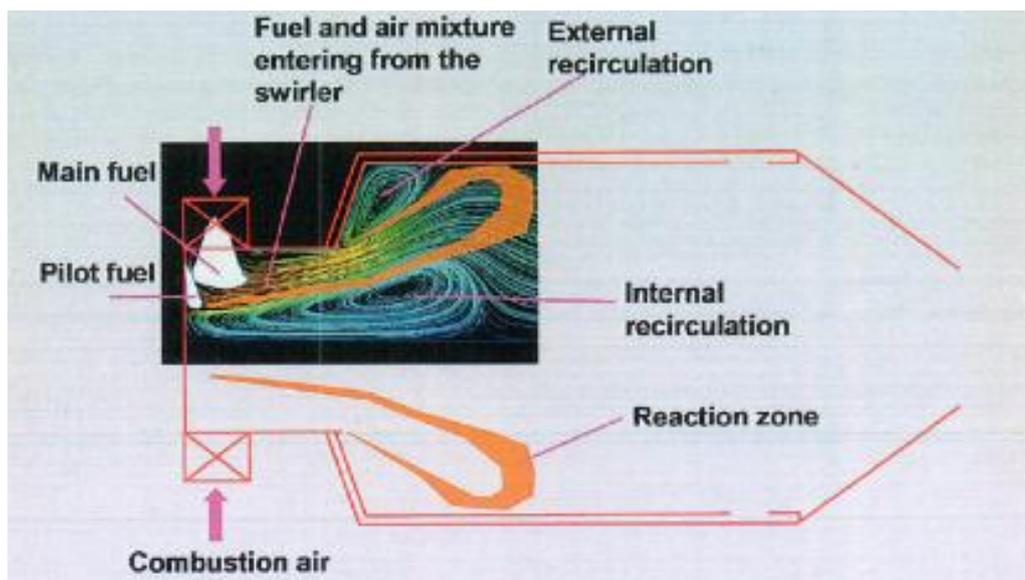


Рисунок 1.16 – Схема стабилизации пламени в смесителе

ГТД SGT-100/200/300 выпускаются в одновальном исполнении для выработки электроэнергии и в двухвальной для механического привода. SGT-400 в обоих случаях является двухвальной.

Для регулирования расхода воздуха в камере сгорания [20]:

- на одновальных машинах используется поворот лопаток ВНА,
- на двухвальных – перепуск воздуха из камеры сгорания в выхлопную шахту или на вход двигателя.

Также для обеспечения низкого уровня эмиссии вредных веществ (15 ppm и ниже) в современных экземплярах камеры сгорания реализована система активной подстройки распределения топлива между пилотным и гомогенным контурами, которая позволяет за счет тонкой подстройки в некоторых случаях добиться снижения эмиссии в 3–4 раза по сравнению с МЭКС без подобной сис-

темы (т.е. с 25 до 7-10 ppm) и при этом обеспечить стабильную беспульсационную работу МЭКС на стационарных и переходных режимах работы ГТД. Преимуществом внедрения данной системы являются [22]:

- снижение количества срывов пламени в эксплуатации;
- увеличение ресурса горячей части;
- обеспечение оптимального уровня эмиссии NO_x на всех режимах работы двигателя;
- минимизация рисков нештатной работы КС.

Изменение распределения пилотного топлива при внедрении интеллектуальной системы управления представлено на рисунке 1.17. Необходимо отметить, что для отработки логики работы данной системы понадобилось выполнить значительный объем испытаний натурного отсека КС с детальным препарированием отсека и моделированием широкого спектра условий работы двигателя (климатика, экземплярный разброс, старение двигателя).

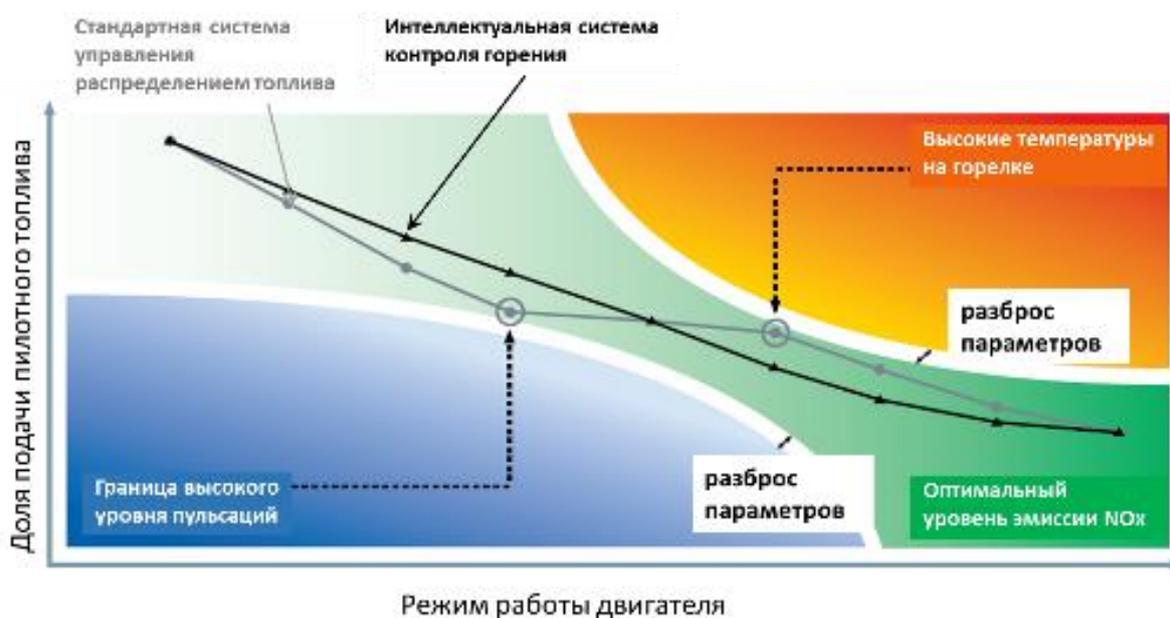


Рисунок 1.17– Эффект от реализации системы активной подстройки распределения топлива по данным [23]

На рисунках 1.18 и 1.19 представлены различные варианты реализации системы перепуска для двигателей SGT-300 и SGT-400. Видно, что на различных

двигателях реализован перепуск воздуха из корпуса КС либо на вход в двигатель, либо в атмосферу [20, 24, 25].

На рисунке 1.20 представлено сравнение эмиссионных характеристик без перепуска и со сбросом в выхлопную шахту. В первом случае минимальная мощность в малоэмиссионном режиме работы составляет 70 % от номинальной, во втором – 50 %, однако при этом увеличивается эмиссия NO_x . В случае перепуска на вход в двигатель, представленного на рисунке 1.18, снижается влияние перепуска на характеристики двигателя, в частности, не так сильно снижается перепад давления на стенках жаровой трубы и лопатках соплового аппарата турбины.

На рисунке 1.21 показаны графики изменения уровня эмиссии оксидов азота для камеры сгорания двигателя SGT-300 в условиях различных значений температуры окружающего воздуха. Данные показаны для оптимальных значений соотношения расходов основного и пилотного топлива на каждом режиме, а также при включенном перепуске воздуха.

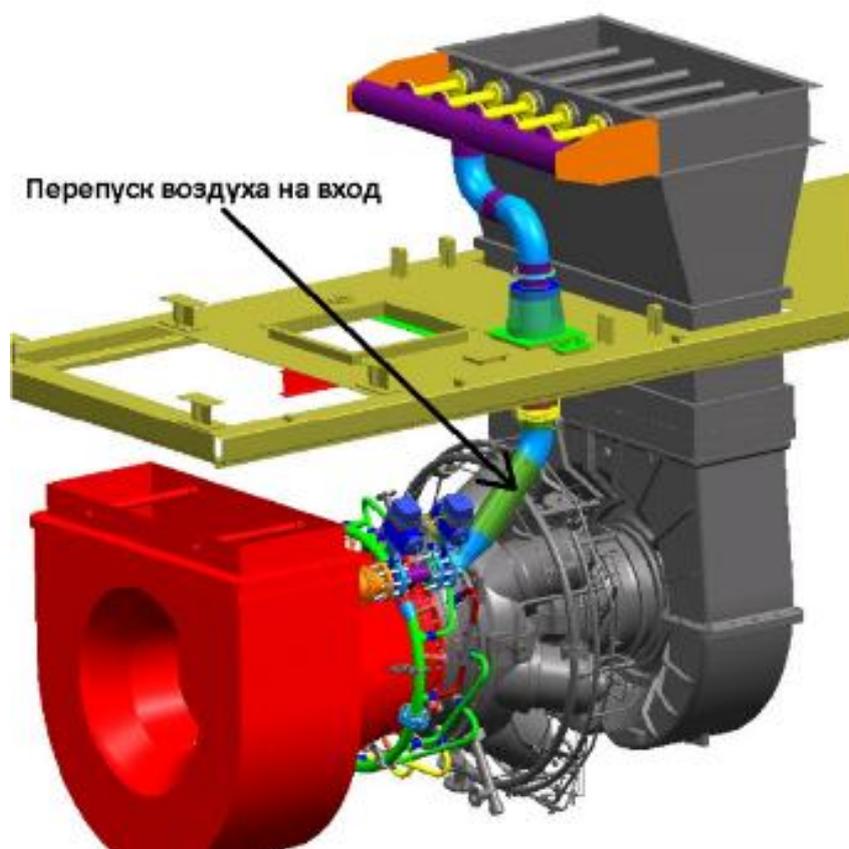


Рисунок 1.18 – Перепуск воздуха на вход двигателя SGT-400 [20]

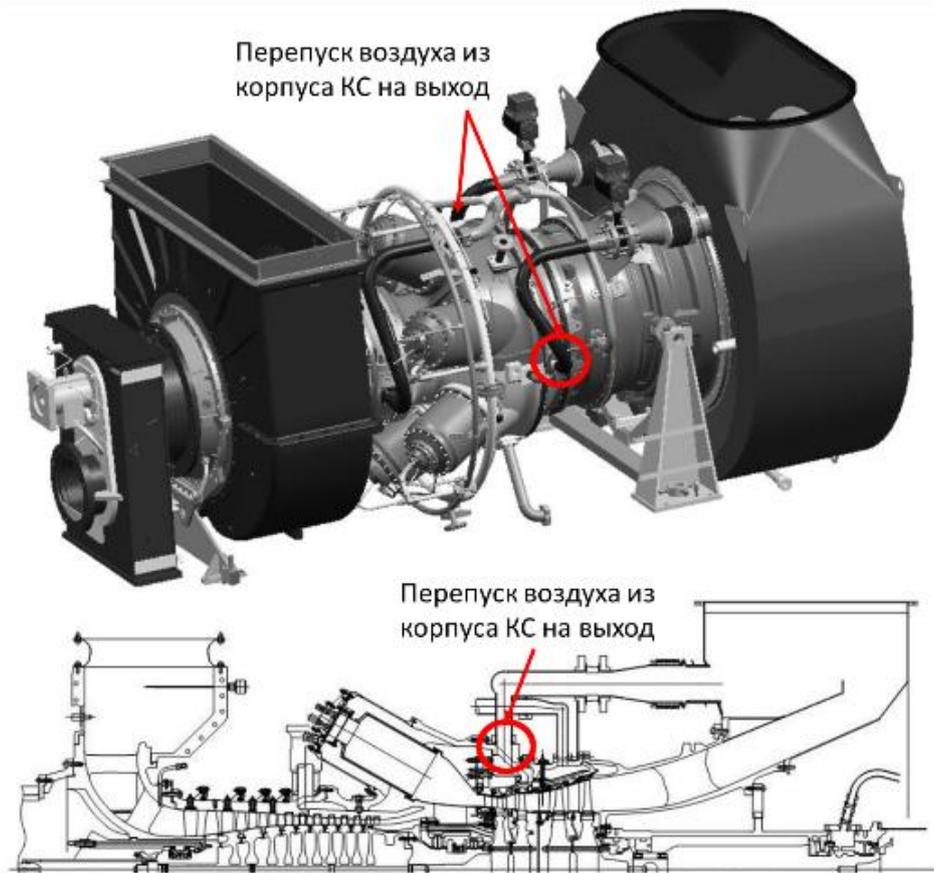


Рисунок 1.19 – Перепуск воздуха на выход для двигателя SGT-300 [24, 25]

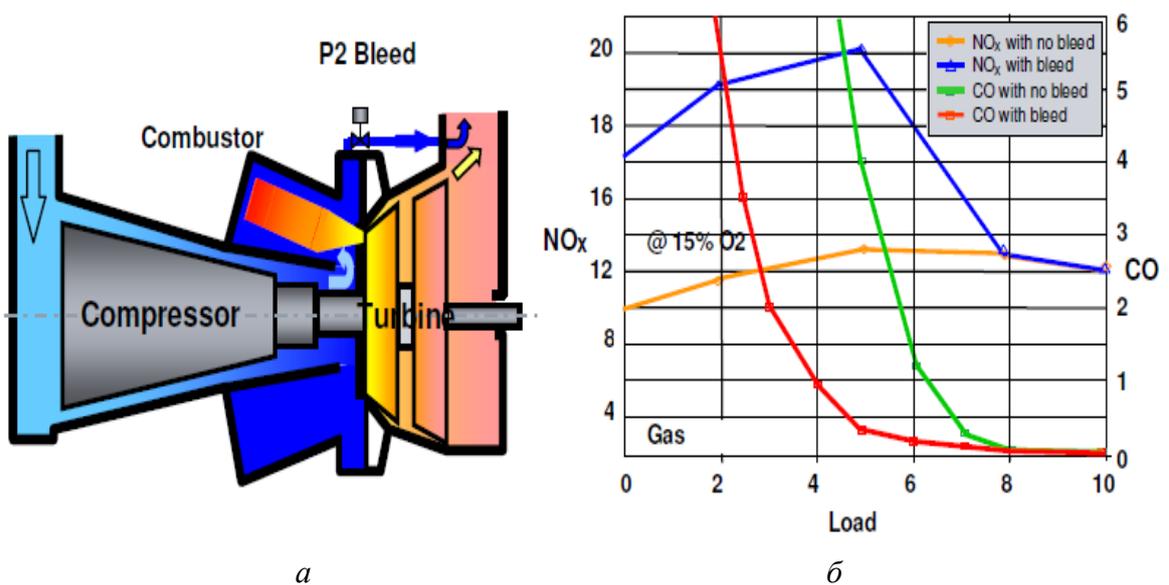


Рисунок 1.20 – Схема перепуска воздуха в выхлопную шахту (а) и эмиссионные характеристики ГТУ (б) [20]

Согласно информации, опубликованной в открытых источниках, можно оценить потери давления в КС SGT-100/200/300/400.

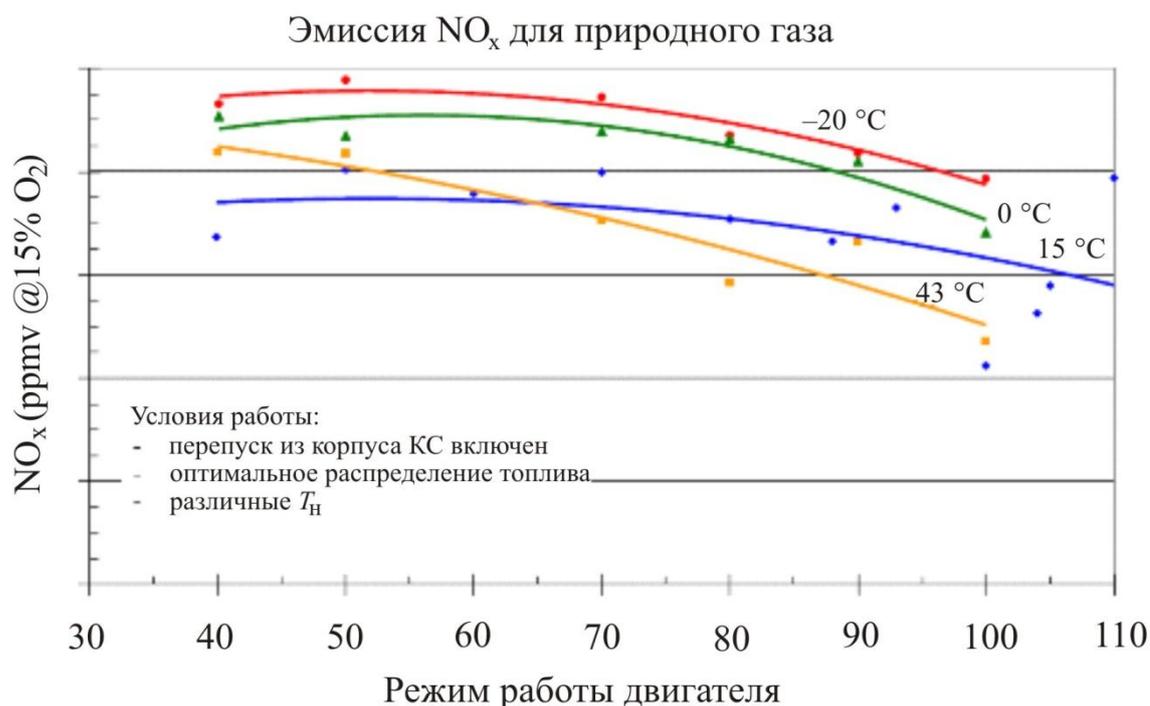


Рисунок 1.21 – Изменение уровня NO_x в условиях различных значений температуры окружающего воздуха (при включенном перепуске) [24]

Однако в данных ГТУ температура газа на выходе из КС не превышает 1600 К, что позволяет отказаться от использования импактного охлаждения газосборника и узкого канала между жаровой трубой и её корпусом для обеспечения высокой скорости охлаждающего воздуха, следовательно, избежать повышенных потерь на участке от внезапного расширения до входа во фронтное устройство, которые в двигателях GE составляют более 3 % от P_k^* .

Таким образом, низкий уровень эмиссии в двигателях SGT100/200/300/400 обеспечивается за счет:

- регулирования расхода воздуха в камере сгорания за счет перепуска воздуха и/или поворота лопаток ВНА;
- использования двухколлекторной системы подачи топлива (1 – пилотный коллектор и 1 – гомогенный коллектор);

– реализации системы адаптивной подстройки распределения топлива между коллекторами для обеспечения стабильной работы КС в очень узком диапазоне температур пламени.

Для обеспечения быстрого обслуживания в эксплуатации промышленные ГТД семейства SGT-100/200/300/400 имеют модульное исполнение (рисунок 1.22) [25].

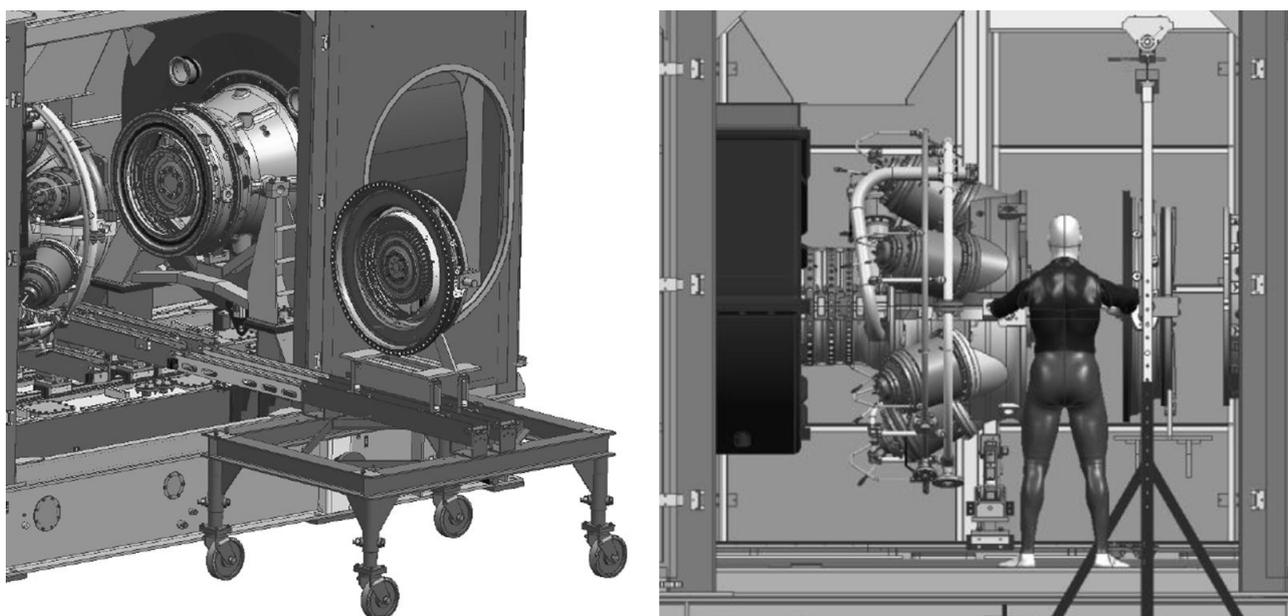


Рисунок 1.22 – Схема разборки двигателя SGT-300 на объекте эксплуатации.

Второй класс промышленных ГТД компании Siemens представлен двигателями:

– SGT-500 (19,3 МВт с КПД 34,3 %, эмиссия NO_x менее 42 ppm) с трубчато-кольцевой МЭКС второго поколения;

– SGT-600/700/800 (24,5–53 МВт с КПД 33,6–39 %, эмиссия NO_x менее 15 ppm) с кольцевой МЭКС третьего поколения;

– SGT-750 (39,3 МВт с КПД 41,5 %, эмиссия NO_x менее 15 ppm) с трубчатой выносной МЭКС 4-го поколения.

Указанные ГТД разрабатывались в шведском подразделении компании Siemens (бывшая компания ABB). SGT-500 и SGT-600 первоначально оснащались диффузионными камерами сгорания, малоэмиссионная камера сгорания начала

предлагаться как опция с 90-х годов. Остальные ГТД изначально оснащались только малоэмиссионными камерами сгорания [21, 26].

На рисунке 1.23 представлены камеры сгорания SGT-800 и SGT-750. КС SGT-800 оснащается 30 горелками АЕV (Advanced EnVironmental), с осерадиальным завихрителем и цилиндрическим участком для обеспечения высокого качества перемешивания топлива с воздухом и имеет пилотный и гомогенный контуры подачи топлива (два коллектора для подвода гомогенного топлива в смеситель) (рисунки 1.23, 1.24) [27, 28] В КС SGT-700 используются подобные горелки. Для контроля пульсаций установлены датчики давления. Стоит отметить, что, несмотря на высокую мощность данной ГТД, термодинамические параметры у SGT-800 невысокие (P_k около 20 кгс/см²).

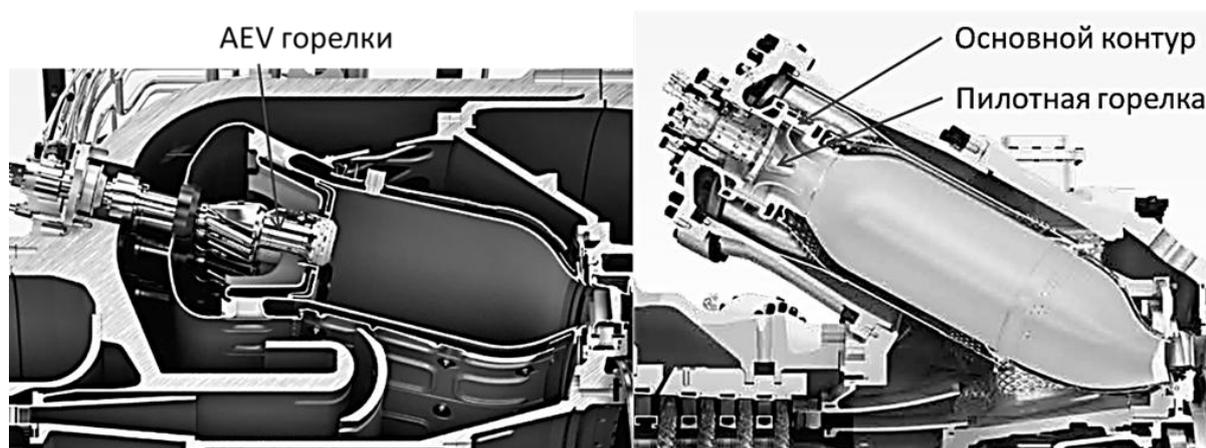


Рисунок 1.23 – Камеры сгорания ГТУ SGT-800 (слева) и SGT-750 (справа)

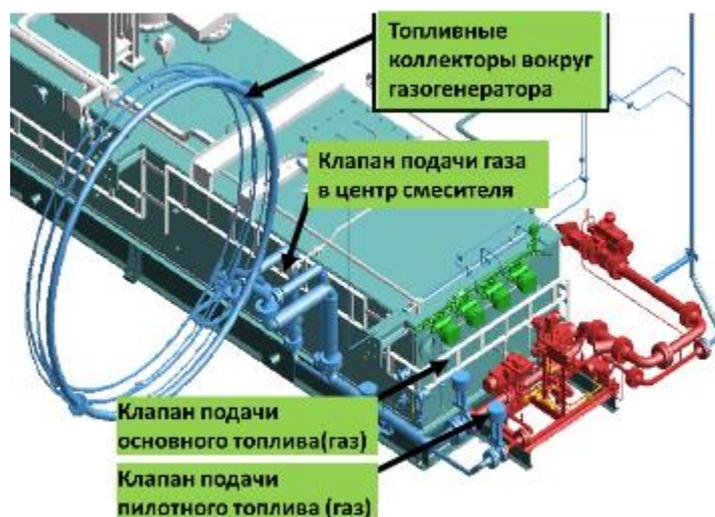
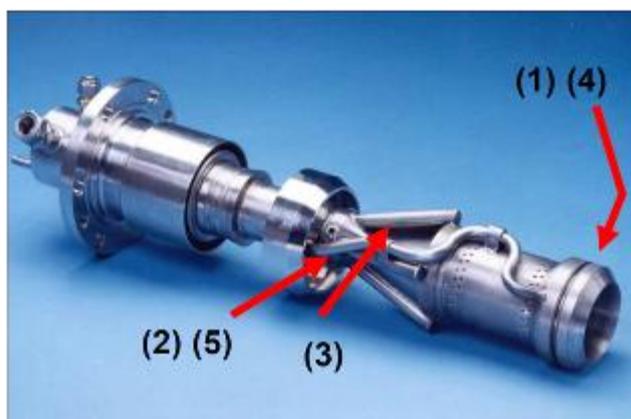


Рисунок 1.24 – Схема подвода топлива на ГТД SGT-800 [22]



- (1) - пилотное топливо (газ)
- (2) – центральный подвод гомогенного топлива (газ)
- (3) – основной подвод гомогенного топлива (газ)
- (4) – пилотное топливо (жидкое)
- (5) – основной подвод жидкого топлива

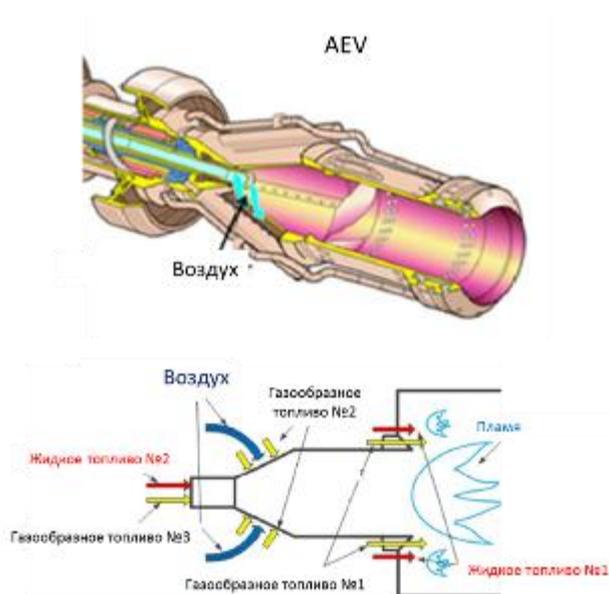


Рисунок 1.25 – Горелка камеры сгорания SGT-800 [27]

В КС SGT-750 используется сложное фронтное устройство с радиальным завихрителем и двумя контурами подачи топлива через пилоны в основном контуре, осевым завихрителем в пилотном контуре, а также небольшой камерой сгорания в центре, называемой RPL (Rich Pilot Lean), которая в зависимости от режима работы генерирует радикалы или высокотемпературные газы с коэффициентом избытка топлива меньше единицы (рисунок 1.26) [28].

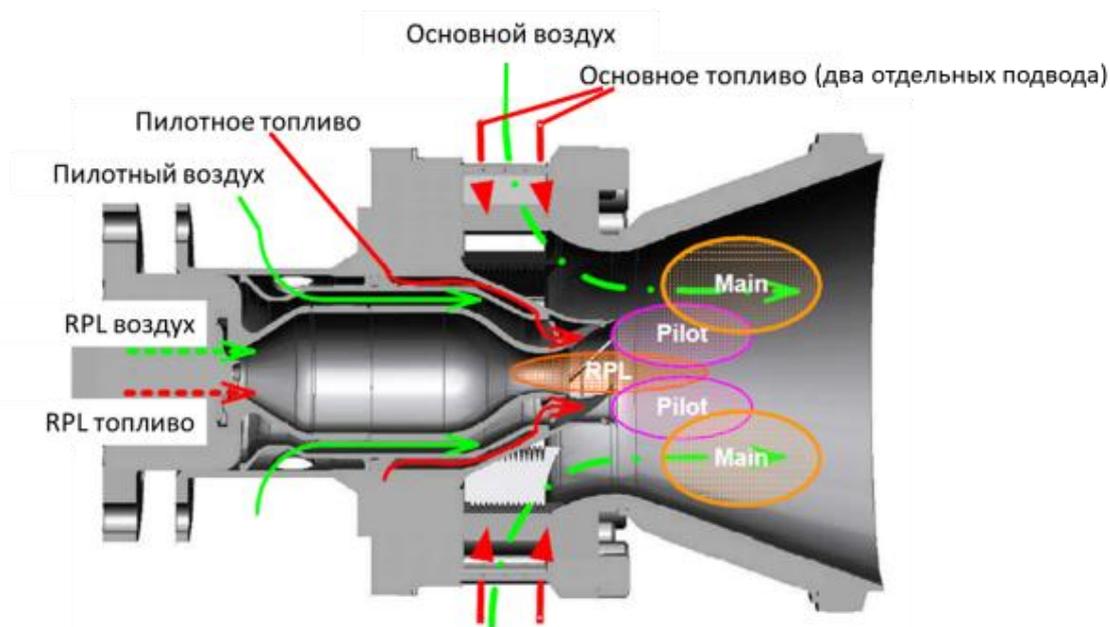


Рисунок 1.26 – Схема горелки камеры сгорания SGT-750 [28]

SGT-600/700/750 являются двухвальными машинами, SGT-800 одновальная. Схемы SGT-700 и SGT-800 представлены на рисунках 1.27 и 1.28. Для регулирования расхода воздуха в камеру сгорания на SGT-800 достаточно поворота лопаток ВНА. На SGT-600/700 используется перепуск воздуха в газосборник, причём полость перепуска и клапаны располагаются за силовым корпусом КС. В работе [29], посвященной модернизации камеры сгорания SGT-600, отмечалось, что перепуск используется в диапазоне режимов работы 0–95 % от номинальной мощности. Максимальная величина снижения перепада давления – 20%, следовательно, максимальный расход перепускаемого воздуха – не более 10 % от выходящего из компрессора.

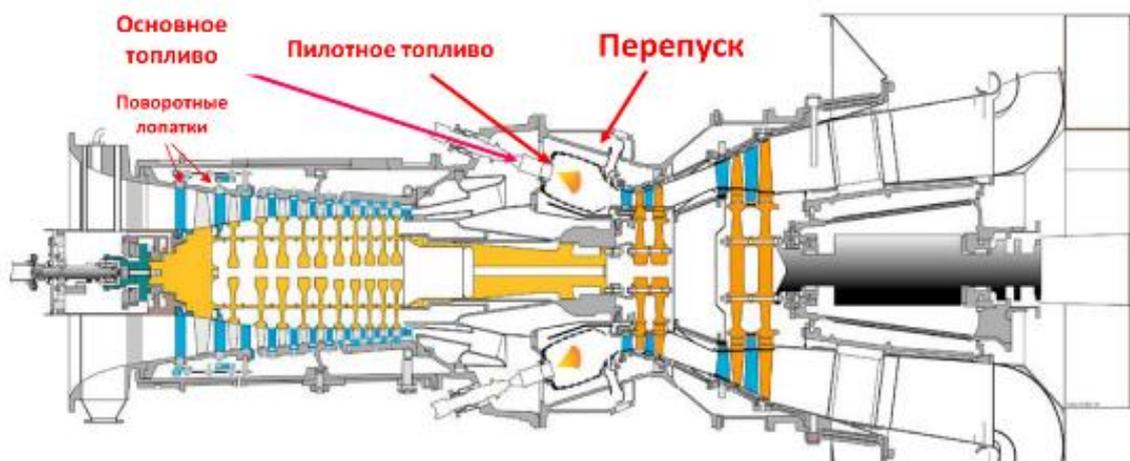


Рисунок 1.27 – Схема двигателя SGT-700

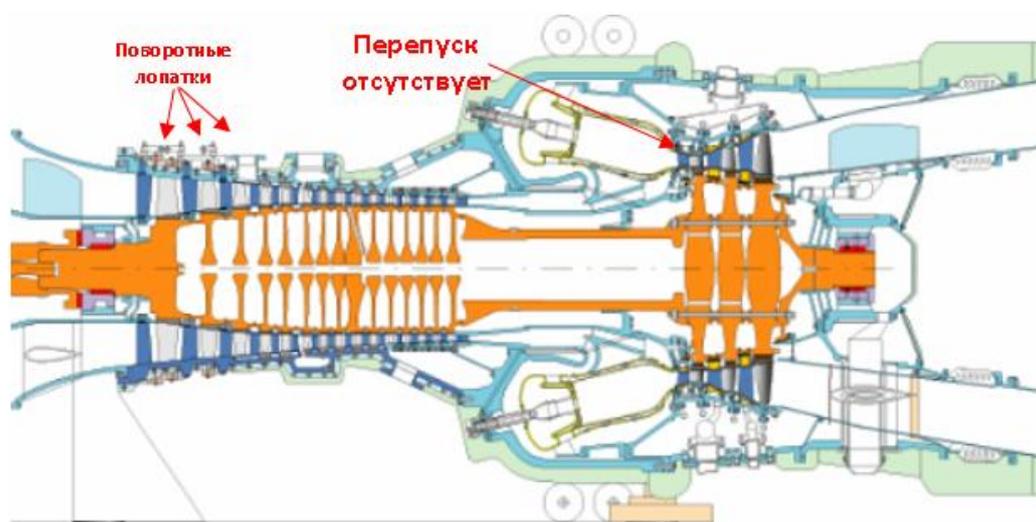


Рисунок 1.28 – Схема двигателя SGT-800

В ГТУ SGT-750 гибкость работы камеры сгорания во многом обеспечивается за счёт конструкции фронтального устройства, имеющего четыре топливных коллектора. Тем не менее на корпусе КС имеется пять фланцев перепуска, соединённых с выхлопной шахтой двигателя (рисунок 1.29).

Также для обеспечения устойчивой работы двигателя реализованы перепуски из-за компрессора (рисунок 1.30) [30]:

- из-за третьей ступени на вход в двигатель;
- из-за шестой и девятой ступеней – в выхлопную шахту.

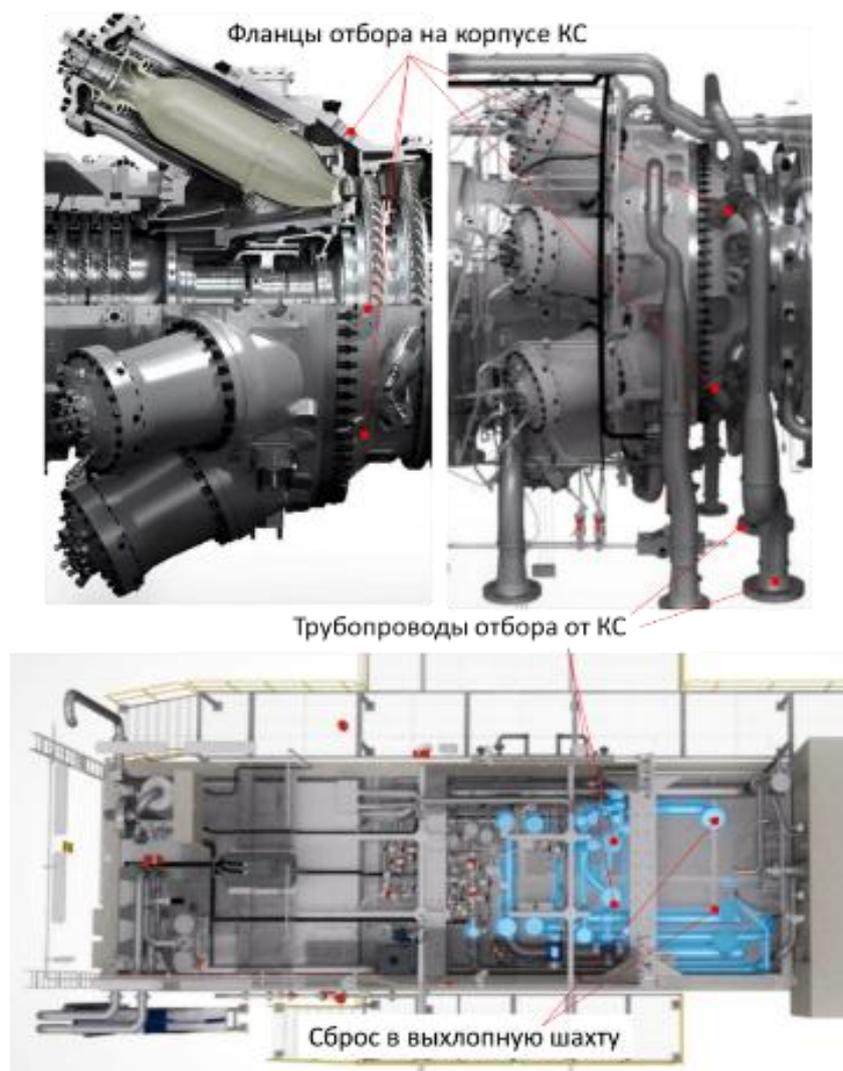


Рисунок 1.29 – Отборы от КС в SGT-750

Информации, касающейся потерь давления в данных КС, не представлено. Тем не менее стоит отметить, что в наиболее современной разработке (SGT-750) камера сгорания была сделана трубчатой, в отличие от кольцевых на

SGT 600/700/800. Для охлаждения жаровой трубы реализовано импактное охлаждение с помощью перфорированного кожуха обдува, которое должно привести к росту потерь давления.

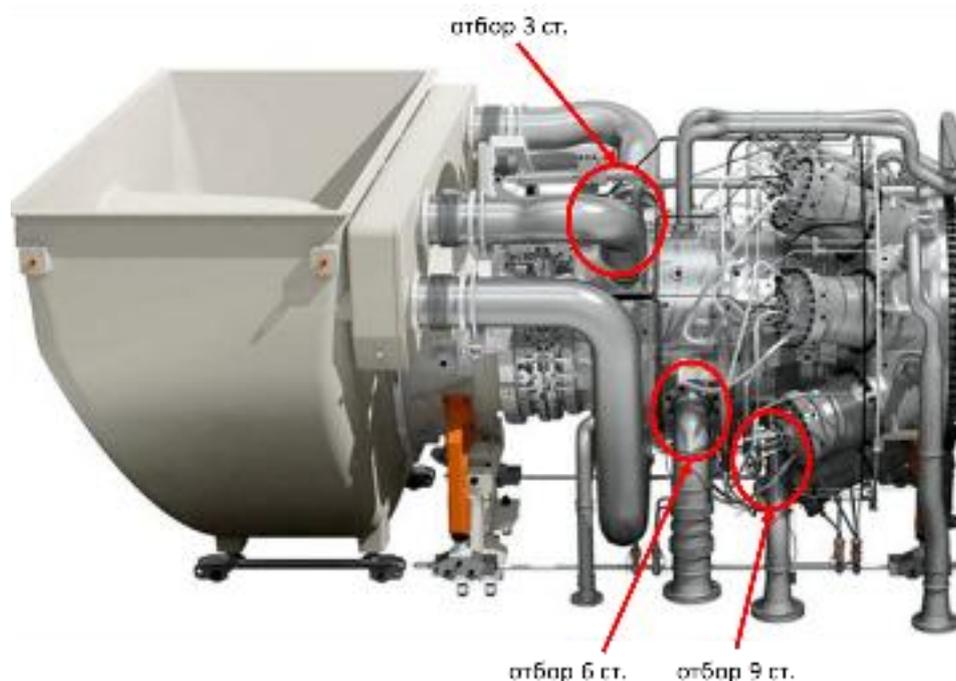


Рисунок 1.30 – Схема перепусков воздуха из-за компрессора SGT-750 [30]

Таким образом, низкий уровень эмиссии в двигателях SGT-500, SGT-600/700/800 и SGT-750 обеспечивается за счет:

- многоколлекторной схемы подачи топлива в горелки для управления эпюрой концентраций топлива (от 3 до 4 коллекторов);
- сложной конструкции горелочных устройств;
- управления расходом воздуха в КС за счет поворотных лопаток и/или перепуска воздуха из корпуса камеры сгорания.

Еще одним фактором, позитивно сказывающимся на достижении низких уровней эмиссии ($<15\text{ppm}$), является то, что термодинамические параметры стационарных ГТД, оказывающих влияние на возможность снижения эмиссии – T_k , P_k и α , существенно ниже, чем параметры авиапроизводных ГТД.

Авиапроизводные ГТУ компании Siemens

В качестве базовых двигателей в авиапроизводных ГТУ используются двигатели RB211 и Trent компании Rolls-Royce. Industrial RB211 (27,9–33,8 МВт,

КПД 37,3–40,4 %) предлагается как с диффузионной КС, так и с МЭКС. Для Industrial Trent (51,3–66 МВт, КПД 41,1–43,4 %) предлагается камера сгорания с впрыском воды либо сухая МЭКС. ГТУ с впрыском воды имеет сниженный КПД (на 1,9 %), но более высокую мощность вследствие того, что впрыск воды увеличивает расход рабочего тела через турбину [12].

В сухих МЭКС с выносными жаровыми трубами реализована схема стадийного горения, в RB211 две стадии, разнесенные по длине жаровой трубы, в Trent – три [31, 32], схемы камер сгорания представлены на рисунке 1.31.

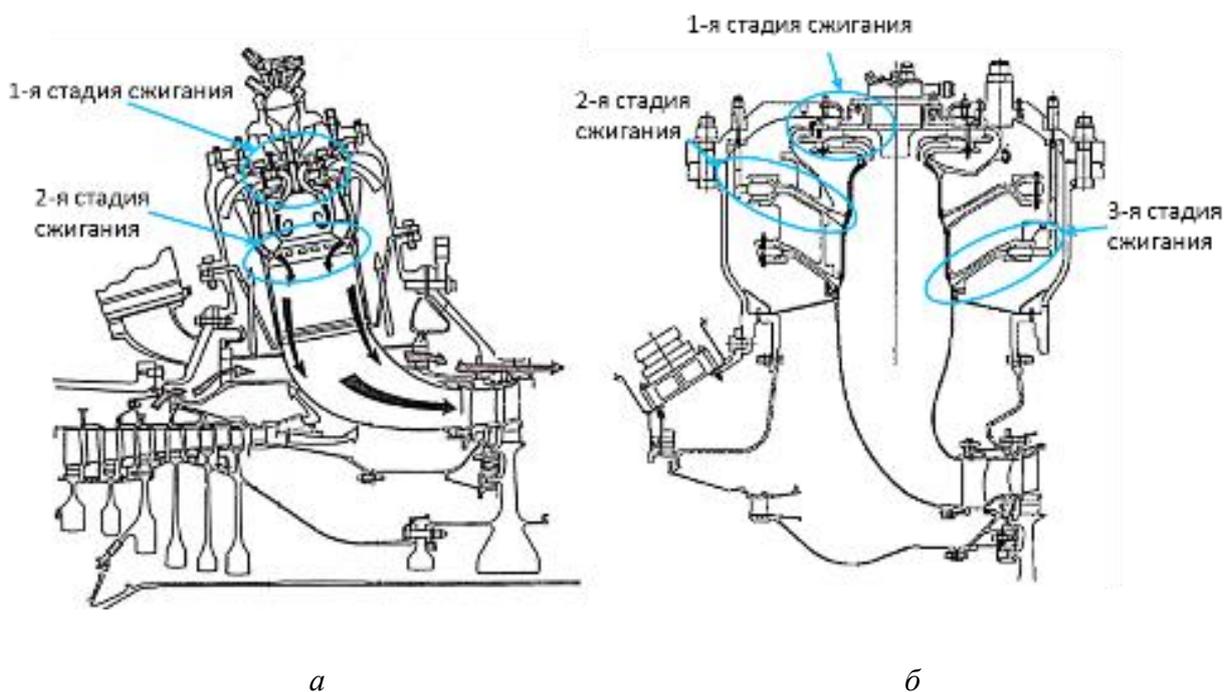


Рисунок 1.31 – МЭКС двигателей RB211 (а) и Trent (б)

В ГТУ на базе RB211 используется двухвальный газогенератор и свободная турбина, в трёхвальной ГТУ на базе двигателя Trent компрессор низкого давления выполнен связанным с силовой турбиной. В статье, посвященной камере сгорания Industrial Trent [32], было сказано, что использование стадийного подключения коллекторов и управление подачей топлива в каждую из зон горения позволяет обеспечивать эмиссию NO_x даже при экстремально низких режимах работы (до синхронизации с сетью) без изменяемой геометрии и перепусков. Для реализации подобной схемы требуется постоянно контролировать температуру в каждой из зон.

Согласно каталогу Gas Turbine World, ГТУ данного производителя с камерами сгорания с впрыском воды имеют стоимость на 2–2,5 % выше, чем с сухими МЭКС [12], модели с диффузионными камерами сгорания в каталоге отсутствуют.

Тяжелые стационарные ГТУ компании Siemens

Данный тип ГТУ представлен двигателями классов E, F и H, мощностью от 117 до 450 МВт. ГТУ E класса (117–187 МВт; КПД 35,2–36,2 %) оснащаются двумя выносными камерами сгорания с восемью гибридными двухконтурными горелками в каждой. ГТУ F класса (250–329 МВт; КПД 39,3–41 %) оснащаются либо кольцевой камерой сгорания с 24 гибридными горелками, либо более современной выносной камерой сгорания трубчатого типа, называемой ULN (Ultra-low NO_x – ультранизкая эмиссия NO_x), с многомодульным фронтным устройством. Наиболее мощные ГТУ H класса (310–450 МВт; КПД > 40 %) в настоящее время предлагаются только с трубчатыми выносными камерами сгорания ULN [33]. На рисунке 1.32 представлена камера сгорания ULN, обеспечивающая эмиссию NO_x ниже 10 ppm.

Все тяжелые стационарные ГТУ выполнены по одновальной схеме, поэтому для управления расходом воздуха в камере сгорания используется поворот лопаток ВНА.

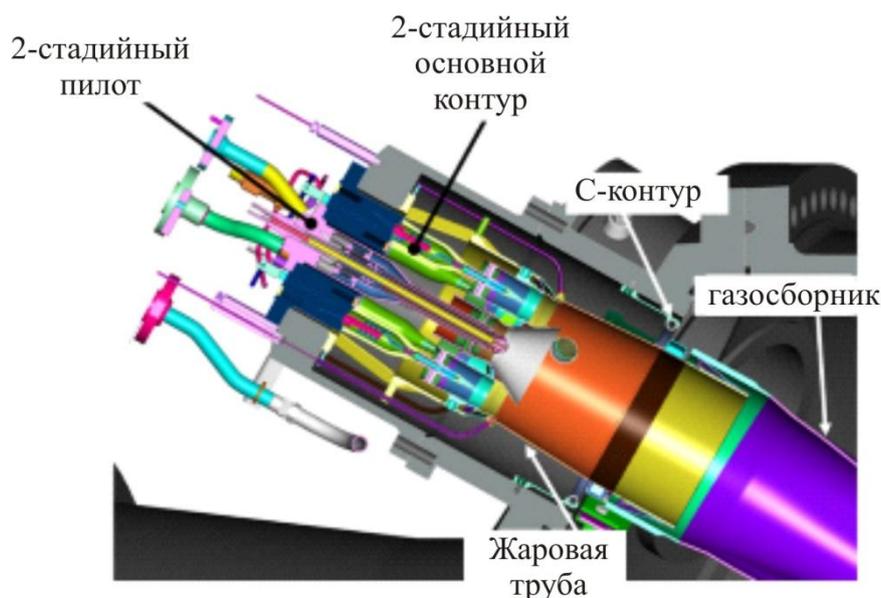


Рисунок 1.32 – Камера сгорания ULN

На ГТУ SGT6-5000F с камерой сгорания ULN эмиссия NO_x ниже 9 ppm обеспечивается на режимах от 30 до 100 % номинальной мощности за счёт [33, 34]:

- пятиколлекторной схемы топливопитания;
- перепуска воздуха на вход в двигатель;
- перепусков внутри двигателя.

1.2.3. ГТУ Kawasaki Heavy Industries

Компания Kawasaki предлагает 3 различных типа ГТУ мощностью от 5 до 30 МВт.

ГТУ M7A мощностью 5,53–7,81 МВт и КПД 29,6–33,6 % предлагается как с МЭКС, так и с обычной диффузионной камерой сгорания; в зависимости от модификации эмиссия NO_x составляет от 9 до 35 ppm (приведено к 15 % O_2).

ГТУ L20A (18,42 МВт и КПД 34,2 %) и наиболее современная L30A (30,12 МВт и КПД 40,1 %) оснащаются только малоэмиссионной камерой сгорания, которая обеспечивает эмиссию NO_x меньше 15 ppm [35].

Все МЭКС с выносными жаровыми трубами выполнены по одной схеме, представленной на рисунке 1.33. Предварительно перемешанная бедная топливоздушная смесь сжигается в 2 зонах для расширения диапазона работы с низкой эмиссией NO_x , кроме того, предусмотрена подача пилотного топлива для поддержания устойчивого горения основного топлива.

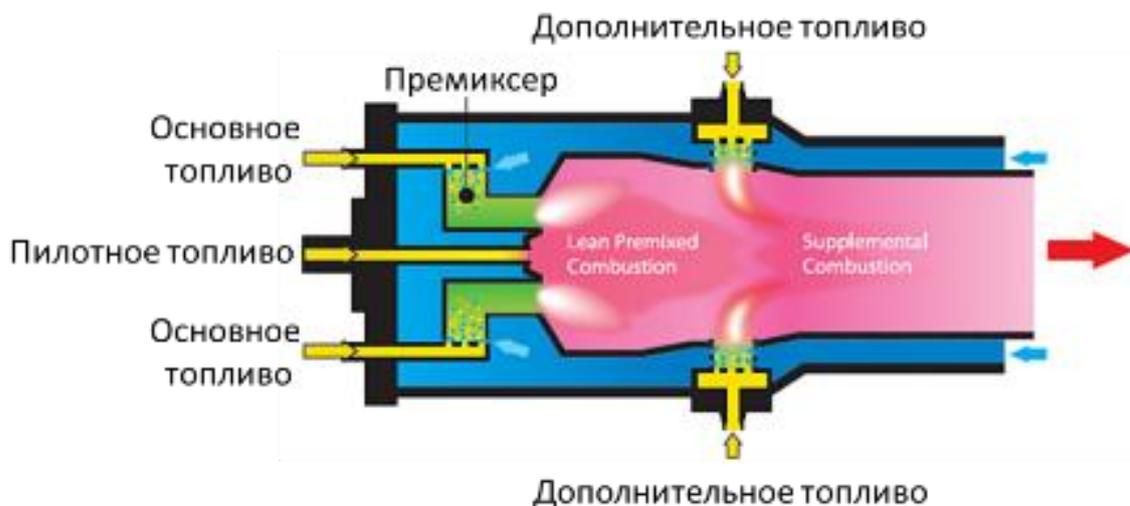


Рисунок 1.33 – Схема МЭКС компании Kawasaki Heavy Industries

ГТУ М7А и L20А являются одновальными, L30А – со свободной турбиной. Информации о перепуске воздуха из камеры сгорания не представлено. Наличие второй зоны горения позволяет поддерживать низкую эмиссию при снижении нагрузки до 50 %, на более низких режимах топливо подаётся только в пилотную форсунку [36]. Распределение расхода топлива на различных режимах и эмиссия NO_x для ГТУ L30А представлены на рисунке 1.34.

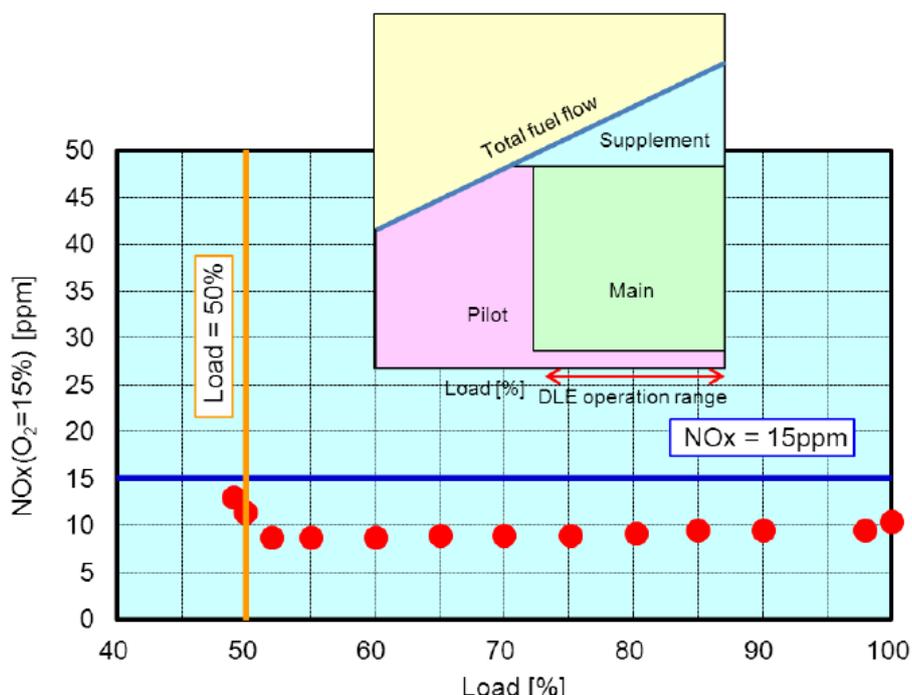


Рисунок 1.34 – Эмиссия NO_x и распределение топлива на различных режимах в L30А

1.2.4. ГТУ компании Solar

Компания Solar использует кольцевую невыносную МЭКС Solo NO_x . В различных модификациях она применяется на ГТУ:

- Taurus 60/65/70 (5,67–7,96 МВт; КПД 30,4–34 %);
- Mars 90/100 (9,45–11,35 МВт; КПД 31,7–32,9 %);
- Titan130/250 (15–21,74 МВт; КПД 35,2–38,96 %).

Первая камера сгорания была внедрена в 1992 году и на момент внедрения имела уровень эмиссии оксидов азота 42 ppm с дальнейшим понижением до 25 ppm. На данный момент в результате непрерывного усовершенствования ГТД и КС достигнут уровень эмиссии оксидов азота ниже 10 ppm.

Пример камеры сгорания SoloNOx изображен на рисунке 1.35. Фронтные устройства состоят из основного и пилотного контуров, расположенных концентрично. С момента внедрения было заказано более 2400 двигателей с МЭКС (включая ГТУ мощностью менее 5 МВт) [37].

Для реализации малоэмиссионного горения по сравнению с используемой ранее диффузионной камерой сгорания увеличен объем ЖТ, внедрена система эффузионного охлаждения для снижения CO при отрицательных температурах окружающего воздуха, а также для снижения общего расхода воздуха, идущего на охлаждение. Весь воздух, участвующий в горении, идет через фронтное устройство.

Различные варианты регулирования двигателей Solar при снижении нагрузки описаны в работе [38]. В одновальных ГТУ для выработки электроэнергии для поддержания постоянного коэффициента избытка воздуха в первичной зоне КС используется поворот лопаток ВНА. Других мероприятий, таких как перепуск воздуха, не требуется.

На двухвальных машинах со свободной СТ, которые используются для механического привода, регулирование для обеспечения низкой эмиссии следующее:

- сброс воздуха из корпуса камеры сгорания на режимах частичной нагрузки (при этом ухудшаются параметры двигателя);
- сброс воздуха из смесителей в выхлопную шахту (рисунок 1.36). От данного способа решено было отказаться в силу большой сложности системы перепуска и малой надежности;
- регулирование расхода воздуха через смесители (ранние модели Taurus 60S и двигатели семейства Mars). Премиксер имеет двухпозиционный клапан на входе, при закрытии которого ступенчато уменьшается коэффициент избытка воздуха в первичной зоне камеры сгорания. Это позволяет расширить диапазон работы в малоэмиссионном режиме практически без влияния на КПД двигателя.

В ГТД Titan 130 был установлен клапан, позволяющий плавно регулировать расход воздуха во фронтное устройство, который располагается снаружи на кор-

пусе камеры сгорания (рисунок 1.35). Также реализован перепуск воздуха в выхлопную шахту (рисунки 1.36, 1.37).

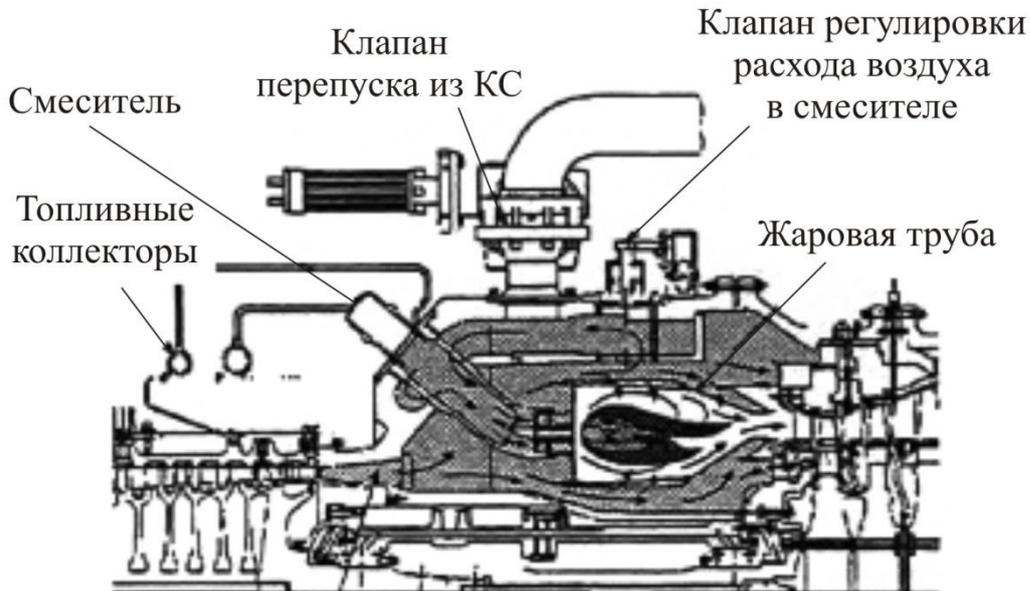


Рисунок 1.35 – Камера сгорания SoloNO_x в ГТД Titan130

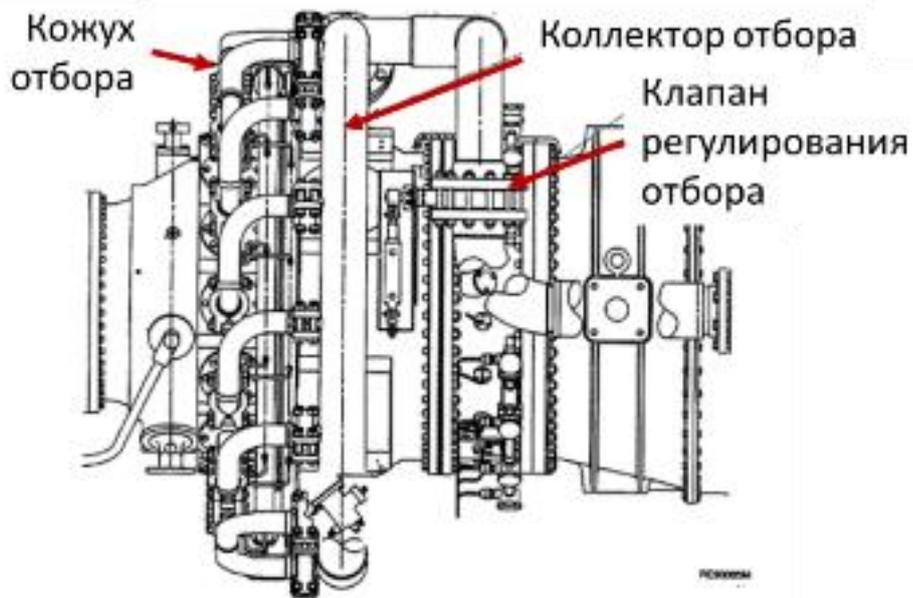


Рисунок 1.36 – Система сброса воздуха из топливных смесителей для ранних моделей двигателей Mars, Taurus 70 [38]

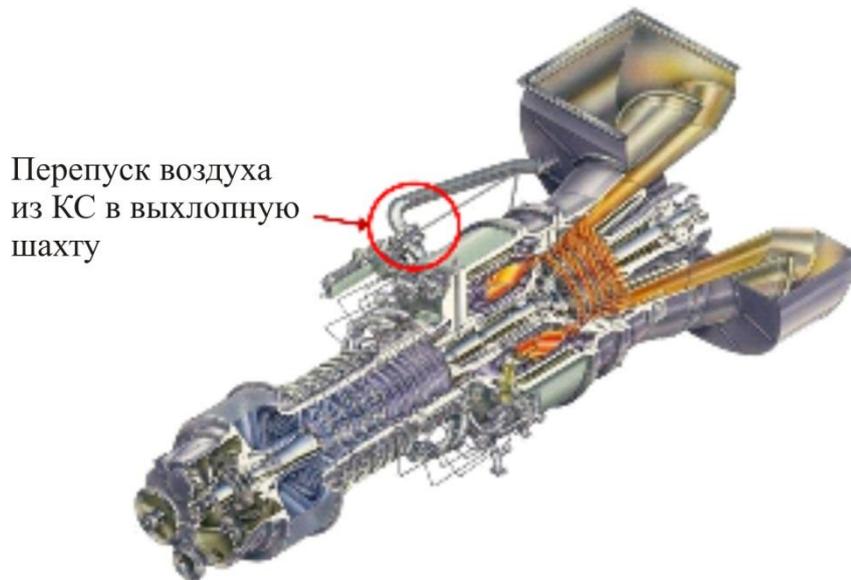


Рисунок 1.37 – Перепуск воздуха в ГТД Titan130 [37]

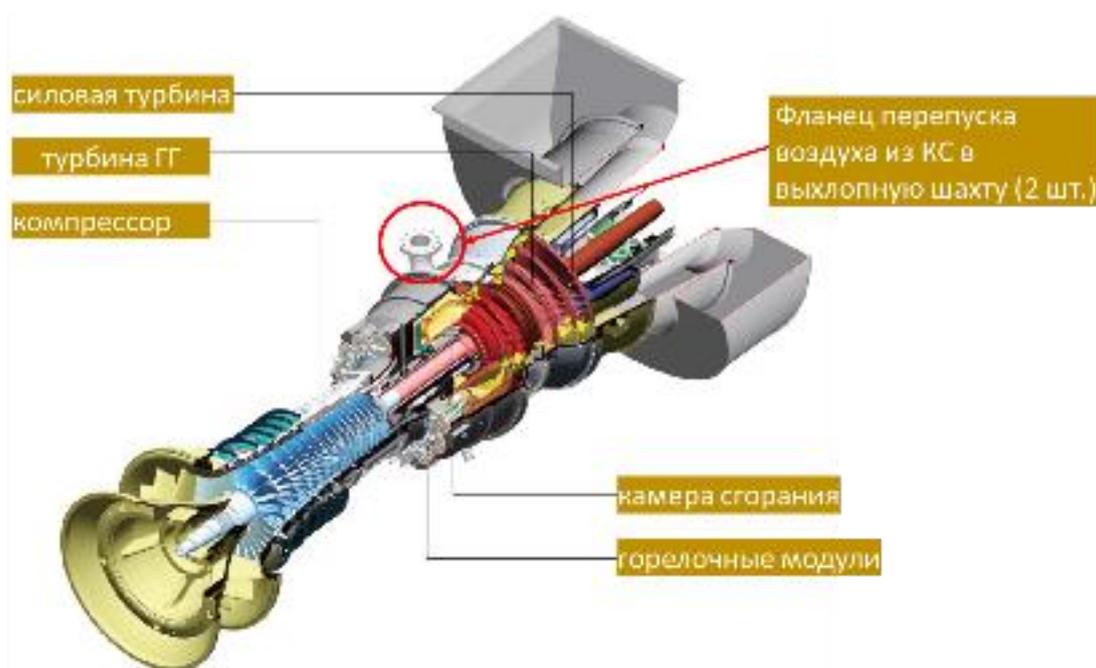
В Titan 250 разработан новый смеситель (рисунок 1.38), отсутствует клапан регулирования [39]. Для обеспечения заданного уровня выбросов вредных веществ регулирование осуществляется за счет:

- трехколлекторной системы подачи топлива (рисунок 1.39) [40];
- перепуска воздуха из полости камеры сгорания (рисунок 1.40) [40, 41].

Производителем заявлено обеспечение низкого уровня эмиссии в диапазоне режимов работы от 40 до 100 % мощности. При этом необходимо отметить, что температура на выходе из СА первой ступени ТВД составляет всего 1477 К, что облегчает получение низкой эмиссии NO_x [42].



Рисунок 1.38 – Топливный смеситель Titan 250 [39]



Перепуск воздуха из КС

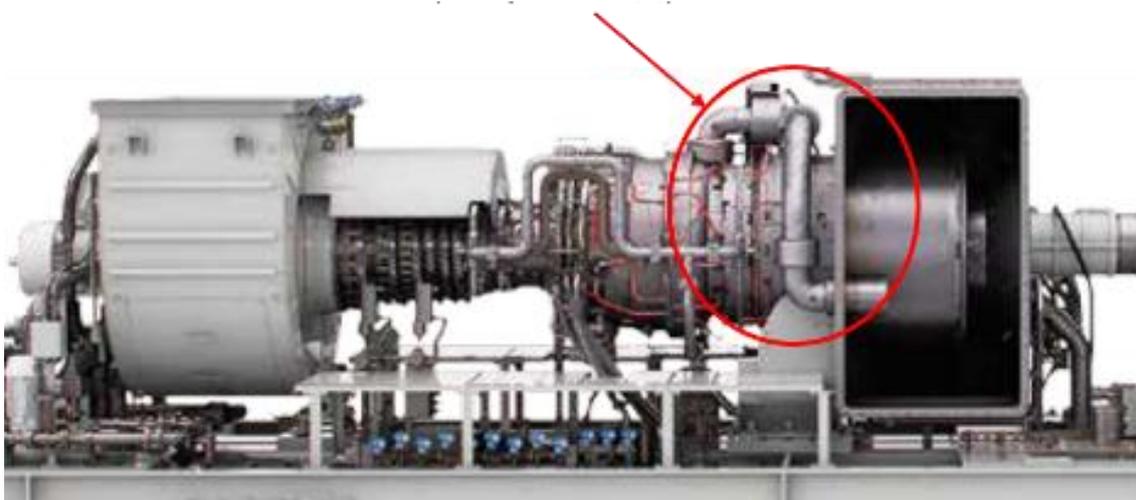


Рисунок 1.39 – Перепуск воздуха из КС Titan 250 [39]

Двигатель спроектирован по модульному принципу, что позволяет, со слов производителя, выполнять быстрое обслуживание ГТД, в том числе замену целых узлов прямо на месте эксплуатации (см. рисунок 1.39) [39]

1.2.5. ГТУ компании Mitsubishi Hitachi Power Systems

В ГТУ компании Mitsubishi Hitachi Power Systems F, G и J классов (185,4–470 МВт, КПД 37–41 %) используется девятимодульная выносная трубча-

тая камера сгорания, в которой центральный пилотный модуль окружён основными модулями. Камера сгорания и фронтное устройство представлено на рисунке 1.40. Исходная конструкция камеры сгорания спроектирована с охлаждением жаровой трубы с помощью пара, однако, в последние годы были внедрены модификации с воздушным охлаждением [43]. Также на жаровых трубах расположены клапаны перепуска воздуха и акустические поглотители.

Все ГТД компании Mitsubishi Hitachi Power Systems являются одновальными. Для поддержания необходимой температуры в жаровой трубе используются поворотные лопатки ВНА и перепуск воздуха в газосборник с использованием регулируемого клапана (см. рисунок 1.40). В ГТУ M501G1/GAC эмиссия NO_x ниже 15 ppm обеспечивается в диапазоне режимов 60–100 % номинальной мощности. На ГТУ J класса клапан перепуска воздуха отсутствует, регулирование осуществляется за счёт поворотного ВНА и НА первых 3 ступеней [44].

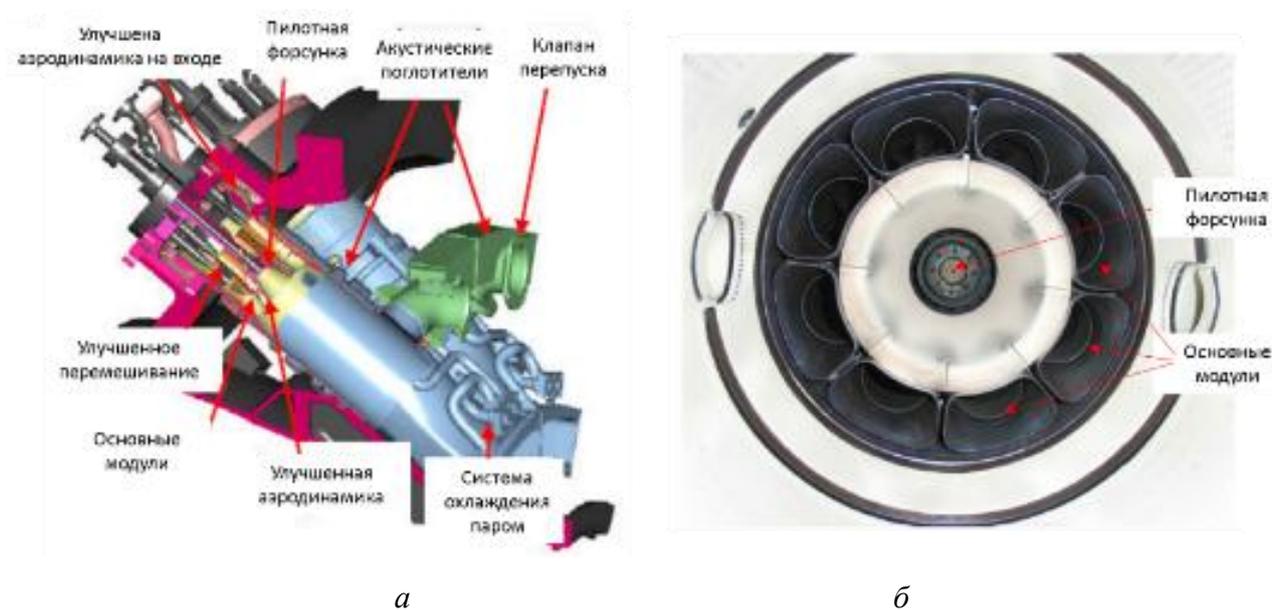


Рисунок 1.40 – Камера сгорания с паровым охлаждением (а)
и её фронтное устройство (б)

Выводы по главе 1

Выполнен анализ конструкций малоэмиссионных камер сгорания ведущих производителей ГТД: Siemens, General Electric, Solar Turbines, Mitsubishi, Kawasaki.

МЭКС промышленных ГТД ведущих мировых производителей обеспечивают уровень эмиссии вредных веществ 50 мг/нм^3 (25 ppm) и ниже в основном за счет технологии «сухого» сжигания обедненной топливовоздушной смеси.

Большинство «сухих» малоэмиссионных камер сгорания имеют трубчатую конструкцию с выносными жаровыми трубами (за исключением компании Solar и авиапроизводных ГТУ GE, в которых используются кольцевые невыносные КС).

Величина потерь в выносных трубчатых камерах сгорания в сравнении с невыносными кольцевыми больше – до 9 % в трубчатых и до 5,5 % в кольцевых.

Для обеспечения малоэмиссионного режима работы камер сгорания в промышленных ГТД ведущих мировых производителей, включая наиболее современные ГТД – SGT-750 Siemens, Titan 250 Solar, LMS100 GE, в той или иной степени используют:

- многоколлекторную схему подвода топлива (от 2 до 4 коллекторов) для управления полем концентраций топлива в зоне горения;

- поддержание температуры горения ТВС в узко заданном диапазоне за счет регулирования расхода воздуха в КС посредством перепуска воздуха на вход в двигатель/атмосферу или/и за счет поворотных ВНА;

- управление расходом воздуха во фронтное устройство (только Solar);

- систему контроля и ухода от пульсаций в камере сгорания.

Регулирование ВНА компрессора применяется на стационарных одновальных ГТД, использующихся для привода электрогенератора переменного тока на электростанциях, с постоянной частотой вращения. При снижении расхода воздуха через КВД поддержание заданного режима (частоты вращения) происходит за счет увеличения расхода топлива (повышения температуры газа перед турбиной).

Для двигателей со свободной турбиной, имеющей с газогенератором только газодинамическую связь,крытие программы ВНА приводит к изменению расходной характеристики КВД и, как следствие, к увеличению частоты вращения ротора компрессора для обеспечения требуемого для поддержания режима расхода воздуха; остальные параметры практически не изменяются. Преимуществом

данного способа является то, что это не приводит к большим потерям КПД двигателя.

Обеспечение малоэмиссионного режима работы КС за счет перепуска воздуха из-за компрессора применяется на двух- и трехвальных ГТУ со свободной силовой турбиной. Недостатком данного способа является снижение КПД двигателя.

Применение технологии сжигания бедной предварительно перемешанной топливовоздушной смеси приводит:

- к усложнению системы регулирования двигателя: управление дополнительным перепуском воздуха и/или регулированием ВНА;
- применению более сложной топливной автоматики: вводятся от 2 до 4 топливных коллекторов;
- увеличению потерь давления в МЭКС с выносными ЖТ до 9%;
- снижению КПД двигателя.

Снижение уровня эмиссии ниже 25 ppm в малоэмиссионных камерах сгорания достигается за счет следующих факторов или их сочетания:

- низкие параметры термодинамического цикла ГТД;
- внедрение более сложных систем управления двигателем;
- реализация стадийного сжигания топлива в объеме камеры сгорания;
- совершенствование процессов смесеобразования и сжигания топлива в горелочных устройствах;
- селективное восстановление оксидов азота в выхлопных газах ГТД с расходным катализатором (впрыск раствора аммиака) или нерасходным катализатором (технология SoLoNox) для обеспечения эмиссии оксидов азота на уровне 5 мг/м³.

Все производители ведут непрерывную работу по улучшению характеристик ГТД с МЭКС в условиях указанных ограничений.

ГЛАВА 2. МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ДОВОДКИ МАЛОЭМИССИОННОГО ДИАПАЗОНА

2.1. Конструктивные особенности МЭКС ГТУ мощностью 16 МВт разработки АО «ОДК-Авиадвигатель»

Малоэмиссионная камера сгорания имеет 12 выносных противоточных жаровых труб с индивидуальными газосборниками. Основная идея, заложенная в конструкции камеры сгорания с низким уровнем эмиссии оксидов азота, заключается в организации схемы сжигания предварительно подготовленной обедненной топливовоздушной смеси. Такая смесь имеет более низкую температуру горения по сравнению со стехиометрическим составом, что способствует снижению эмиссии оксидов азота. Для организации данной схемы основная часть воздуха, поступающего в жаровую трубу, направляется во фронтальное устройство, где хорошо перемешивается с основным топливом в полости завихрителя, затем смесь подается в зону горения. Общий вид МЭКС для ГТУ мощностью 16 МВт приведен на рисунке 2.1.

При обтекании воздухом стабилизатора за его торцом в диффузоре образуется зона рециркуляционного течения, где и происходит основной процесс горения.

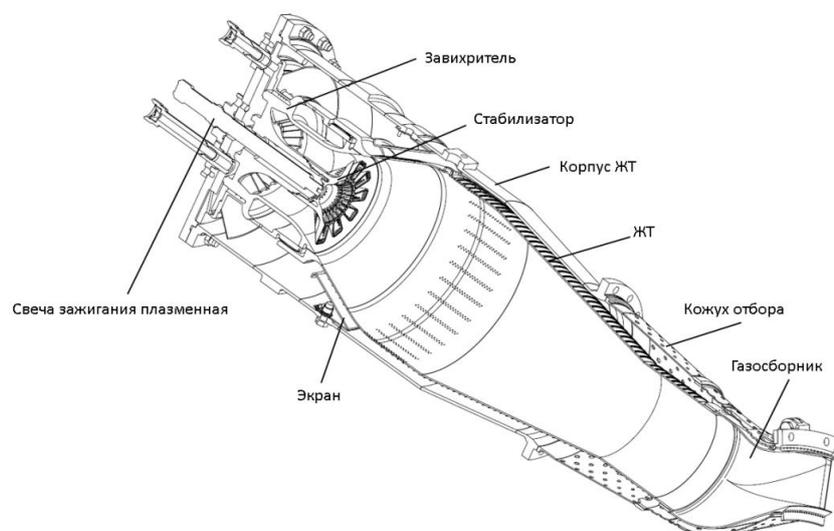


Рисунок 2.1 – Общий вид МЭКС ГТУ мощностью 16 МВт

В связи с тем, что горение обедненной топливовоздушной смеси происходит вблизи границы срыва пламени и подвержено возникновению повышенных пульсаций давления в камере сгорания, предусмотрена многоколлекторная схема подачи топлива: один диффузионный (пилотный) коллектор и коллектор подачи основного топлива (рисунок 2.2). Такая схема позволяет обеспечивать надежный запуск ГТУ и выход на режим минимальной мощности, а также устойчивую работу камеры сгорания и заданную эмиссию на рабочих режимах в ожидаемых условиях эксплуатации.

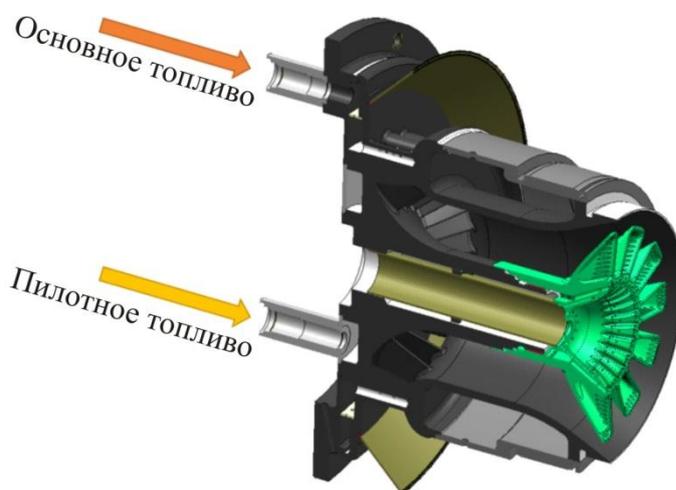


Рисунок 2.2 – Многоколлекторная схема подачи топлива

Также для поглощения пульсаций давления в КС используется система перфорации отверстий, расположенных на цилиндрическом участке жаровой трубы (рисунок 2.3).

Подача пилотного топлива происходит через отверстия в стабилизаторе. Охлаждение стабилизатора осуществляется подачей воздуха, отбираемого из-за КВД в каналы охлаждения (рисунок 2.4).

Для охлаждения жаровой трубы воздух, который направляется во фронтальное устройство, пропускается через кольцевую щель между кожухом обдува и стенкой жаровой трубы. Также для снижения температуры стенки ЖТ на ее внут-

реннюю поверхность нанесено комплексное теплозащитное покрытие на основе оксида циркония толщиной 0,8 мм.

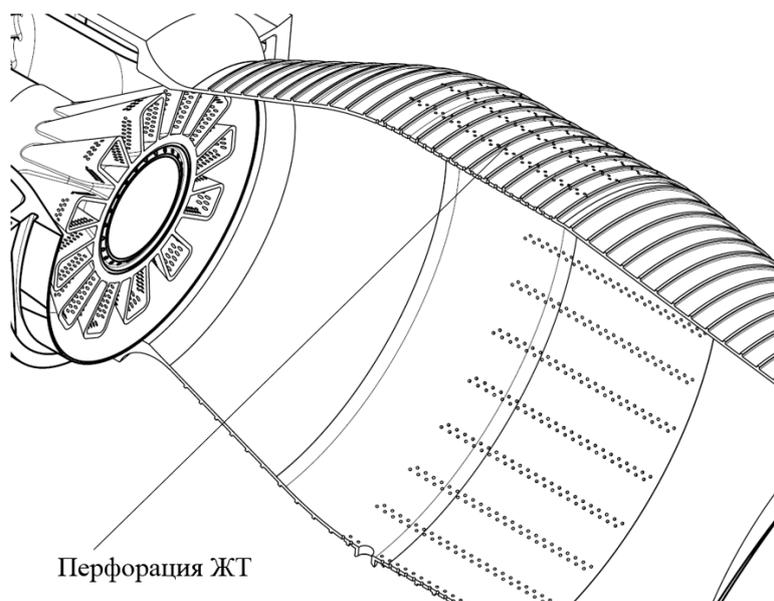


Рисунок 2.3 – Организация перфорации для предотвращения пульсации в КС

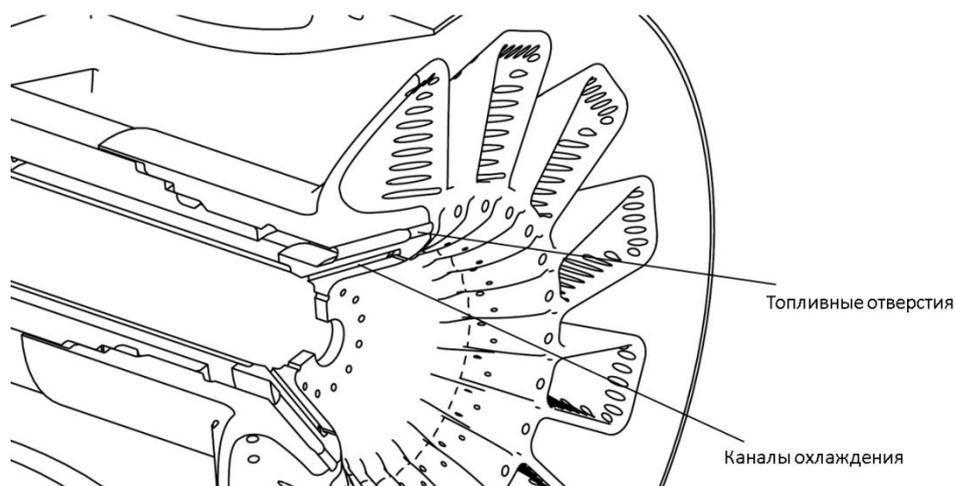


Рисунок 2.4 – Организация охлаждения стабилизатора

Розжиг камеры сгорания осуществляется от двух индивидуальных плазменных свечей зажигания.

Подача основного топлива осуществляется через отверстия в лопатках завихрителя (рисунок 2.5).

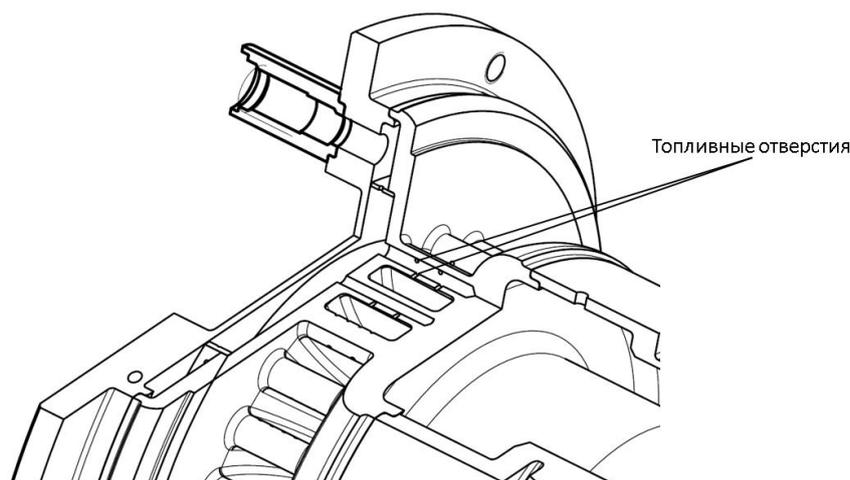


Рисунок 2.5 – Отверстия подачи основного топлива в лопатках завихрителя

Корпус МЭКС изготавливается секциями с целью обеспечения возможности замены газосборников в эксплуатации. На корпусе располагаются фланцы крепления клапанов перепуска воздуха на вход в двигатель, а также фланцы для установки клапанов на нужды двигателя.

2.2. Стенд для экспериментальной доводки камер сгорания

Экспериментальные исследования КС выполнялись в составе одногорелочного отсека (рисунок 2.6) (1/12 часть КС) на стенде АО «ОДК-Авиадвигатель», обеспечивающем полные параметры рабочего процесса ($P_k = 22 \text{ кгс/см}^2$, $G_b = 4 \text{ кг/с}$, $T_k = 550 \text{ }^\circ\text{C}$). В процессе экспериментальной доводки конструкции и отладки методики было проведено более 350 испытаний, исследовано более 100 конструктивных вариантов.



Рисунок 2.6 – Одномодульная МЭКС в составе одногорелочного отсека

Одногорелочный отсек оборудован специальными замерами параметров рабочей среды: температур, давлений, перепадов давлений. Все использованные гребенки и датчики аттестованы как СИ и имеют действующие сертификаты калибровки. Измерение пульсаций выполнялось пьезоэлектрическими датчиками типа CP-103, RAV-6, установленными непосредственно напротив зоны горения через специальный переходник. Отбор пробы газа осуществлялся водоохлаждаемой гребенкой, установленной на выходе из КС в мерном участке, далее проба транспортировалась по обогреваемой линии в газоаналитическую лабораторию стенда. Анализ пробы газа выполнялся газоанализаторами Emerson, MGA5+, Testo, IMR с обязательной проверкой градуировочных характеристик до и после испытания.

Газоаналитическая аппаратура полностью соответствует требованиям стандарта ГОСТ Р ИСО 11042 по методу и диапазонам измерений и обеспечивает выполнение измерений эмиссии вредных загрязняющих веществ со следующими характеристиками:

- CO в диапазоне 0–100 млн⁻¹ с погрешностью ± 5 млн⁻¹;
- CO в диапазоне 0–1000 млн⁻¹ с погрешностью ± 5 % ИВ;
- NO_x в диапазоне 0–50 млн⁻¹ с погрешностью ± 5 млн⁻¹, в диапазоне 50–100 млн⁻¹ с погрешностью ± 10 млн⁻¹, в диапазоне 100–200 млн⁻¹ с погрешностью ± 10 % ИВ;
- NO в диапазоне 0–100 млн⁻¹ с погрешностью ± 5 млн⁻¹, в диапазоне 100–2000 млн⁻¹ с погрешностью ± 5 % ИВ;
- NO₂ в диапазоне 0–100 млн⁻¹ с погрешностью ± 5 млн⁻¹, в диапазоне 100–2000 млн⁻¹ с погрешностью ± 5 % ИВ;
- O₂ в диапазоне 0–25 % об. с погрешностью $\pm 0,2$ % об.

Представительность измерений достигалась за счет использования нескольких газоанализаторов (не менее) показания которых сравнивались между собой. Кондиционными считались измерения с представительностью пробы в пределах ± 10 %. Расчет представительности осуществлялся сравнением термодинамического коэффициента избытка воздуха и рассчитанного на основании измеренного ки-

слорода (O_2) в выхлопных газах газоаналитической аппаратурой. Также была использована методика учета и проверки градуировочных характеристик газоанализаторов до и после проведения испытаний выполнялась проверка характеристик с помощью калибровочных газовых смесей.

2.3. Блок-схема методики экспериментальной доводки МЭКС

Алгоритм экспериментальной доводки малоэмиссионной камеры сгорания в составе одnogорелочного отсека представлен на рисунке 2.7.

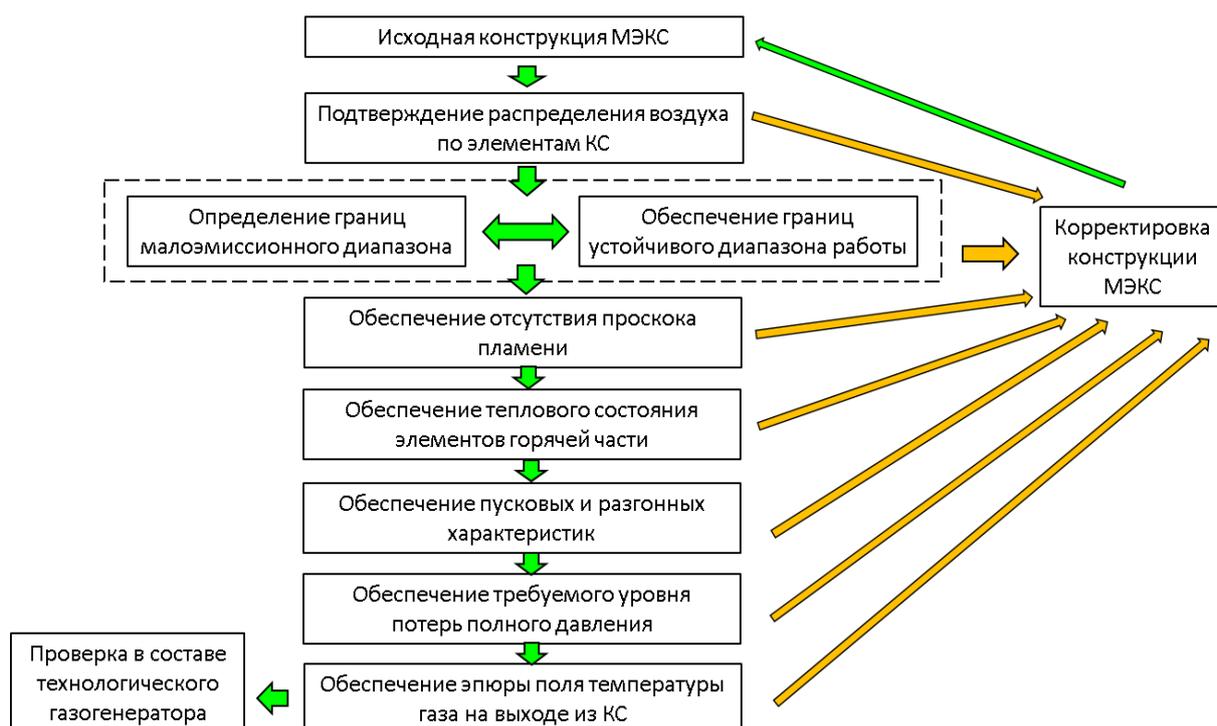


Рисунок 2.7 – Алгоритм экспериментальной доводки малоэмиссионной камеры сгорания в составе одnogорелочного отсека

Ключевым этапом в экспериментальной доводке является обеспечение связки широкого малоэмиссионного диапазона устойчивой, без пульсаций давления работы камеры сгорания во всем климатическом и мощностном диапазоне работы ГТД. После получения которой выполняется тонкая доводка остальных основных характеристик камеры сгорания, которая в свою очередь требует повторения цикла проверки всех остальных характеристик.

2.4. Подтверждение гидравлических характеристик камеры сгорания

После выполнения этапа проектирования, выпуска конструкторской документации и изготовления прототипа малоэмиссионной камеры сгорания переходят к этапу проверки и доводки основных характеристик в составе модельных установок (рисунок 2.8), имитирующих конструкцию корпуса на стендах, обеспечивающих полные параметры камеры сгорания, аналогично газотурбинной установке. Обязательность проведения испытаний при полных параметрах обусловлена спецификой организации горения при сжигании бедных топливовоздушных смесей и абсолютно не моделируемыми акустическими характеристиками.

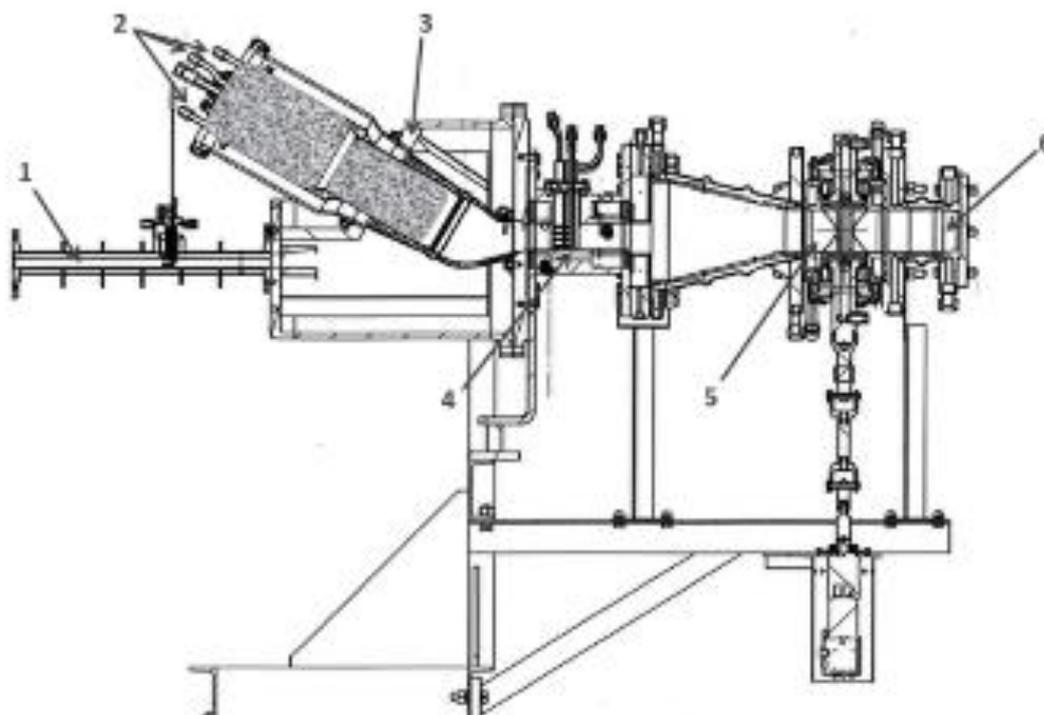


Рисунок 2.8 – Одногорелочный отсек для проведения экспериментальных исследований основных параметров камеры сгорания при полных параметрах: 1 – входной мерный участок; 2 – подводы топлива; 3 – одногорелочный отсек с МЭКС; 4 – измерительный участок; 5 – регулируемый дроссель; 6 – сопло для выходящих горячих газов

На первом этапе проводятся исследования гидравлических характеристик на каждом элементе спроектированной камеры сгорания. Данные исследования необходимы для подтверждения заложенного распределения расхода воздуха по элементам камеры сгорания и уровня потерь полного давления на основных эле-

ментах, таких как диффузорный участок, система охлаждения, фронтное устройство и прочих индивидуальных для каждой камеры сгорания.

Для определения уровня потерь на каждом элементе устанавливаются замеры специального препарирования, и подбираются датчики измерения перепадов давления с условием, что измеряемая величина укладывается в диапазон от 30 до 70 % от верхнего предела измерения датчика для обеспечения требуемой точности. Оценка уровня потерь осуществляется относительно среднего давления на входе в КС. Ориентировочная схема препарирования представлена на рисунке 2.9, изменения вносятся в привязке к конструктивным особенностям камеры сгорания.

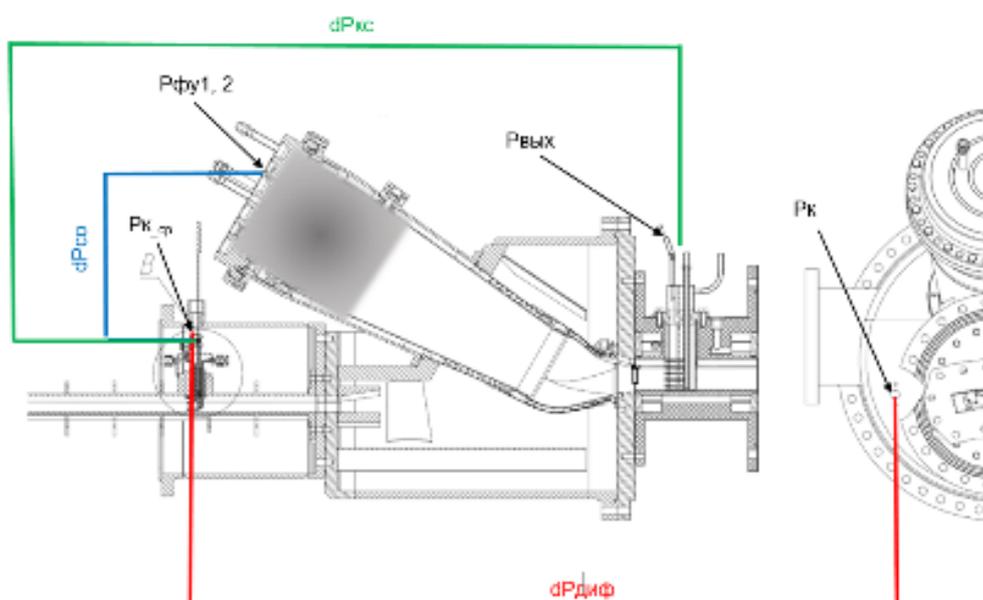


Рисунок 2.9 – Схема препарирования при исследовании гидравлических характеристик в составе модельной установки

Для измерения потерь давления используются измерения, представленные в таблице 2.1.

Давление на входе P_k измерялось трехточечной гребенкой, установленной в диффузоре отсека. Давление на выходе $P_{\text{вых}}$ измеряется пятиточечным пробоотборником, установленным в выходном мерном участке. Измерение в районе фронтного устройства выполнялось точно в воздушной полости проточной части.

Таблица 2.1 – Перечень измеряемых параметров

№	Параметр	Обозначение	Диапазон	Размерность	Погрешность измерения
1	Расход воздуха	G_B	0...4	кг/с	$\pm 2,00$ % ИВ
2	Давление воздуха на входе в отсек	P_K	0...25	кгс/см ²	$\pm 0,3$ % ВПИ
3	Температура воздуха на входе в отсек	T_K	0...500	°С	± 3 °С
4	Давление воздуха в выходном мерном участке (пробоотборник Э-87-28-8036)	$P_{\text{вых}}$	0...25	кгс/см ²	$\pm 0,3$ % ВПИ
5	Перепад давления между P_K и $P_{\text{вых_му}}$	$dP_{\text{кк}}$	0...2,5	кгс/см ²	$\pm 0,25$ % ВПИ
6	Перепад давления между $P_{\text{диф}}$ и $P_{\text{вых_му}}$	$dP_{\text{отс}}$	0...2,0	кгс/см ²	$\pm 0,25$ % ВПИ
7	Перепад давления между P_K и $P_{\text{диф}}$	$dP_{\text{диф}}$	0...1	кгс/см ²	$\pm 0,25$ % ВПИ

Продувку модельной установки осуществляют, выдерживая номинальные значения давления $P_{\text{квд}}$ и температуры $T_{\text{квд}}$ на входе в камеру сгорания аналогично рабочим параметрам в газотурбинной установке. Полные параметры необходимы для обеспечения максимально идентичных линейных размеров и зазоров в исследуемой КС.

При выполнении продувки с помощью регулируемого дросселя выполняется изменение расхода воздуха через КС с фиксацией уровня потерь полного давления.

Результатом продувки являются зависимости потери полного давления по элементам КС от квадрата коэффициента расхода воздуха через КС A^2 , рассчитанного по формуле

$$A^2 = \left(\frac{G_B \cdot \sqrt{T_K}}{P_{\text{ксп}}} \right)^2, \quad (2.1)$$

где G_B – расход воздуха через КС, кг/с; T_K – температура воздуха на входе в КС, К; $P_{\text{ксп}}$ – среднее давление на входе в КС, кгс/см².

После этого проектные значения сравниваются с полученными экспериментально (рисунок 2.10).

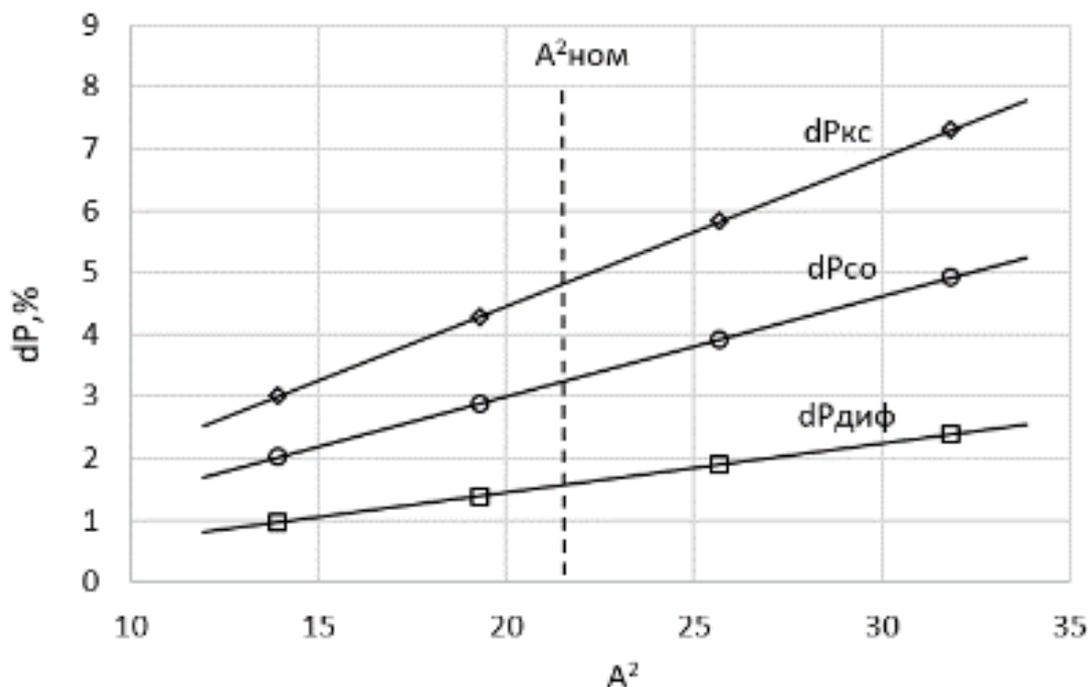


Рисунок 2.10 – Зависимость квадрата коэффициента расхода воздуха от потерь давления по элементам КС

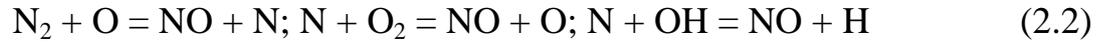
Важность подтверждения соответствия расчетных значений и экспериментальных с точностью до 0,1 % по dP заключается в выявлении на начальном этапе конструктивных недостатков, таких как некачественное уплотнение по поверхностям соприкосновения, неверные размеры по зазорам между элементами камеры сгорания ввиду наличия длинных узких каналов системы охлаждения и прочих отклонений, индивидуально требующих оценки конструктивных особенностей каждой камеры сгорания. Пока этот этап не пройден, нельзя переходить к исследованию процесса горения ввиду значительного влияния каждого элемента на организацию процесса горения бедных топливоздушных смесей, это может привести в дальнейшем к значительным временным и денежным затратам для достижения требуемого результата.

2.5. Алгоритм определения ограничивающих зависимостей

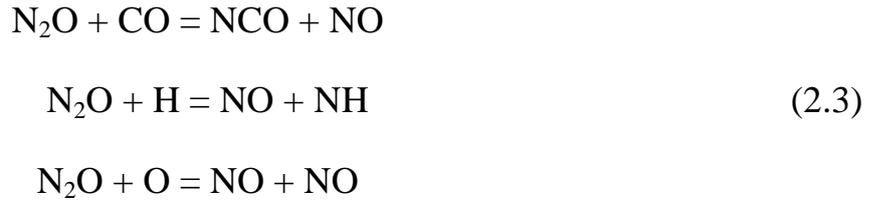
$$NO_x = f(T_{перв.зоны}), CO = f(T_{перв.зоны})$$

Современные модели окисления азота с образованием NO , NO_2 и N_2O используют несколько механизмов [69, 73, 74, 76,]:

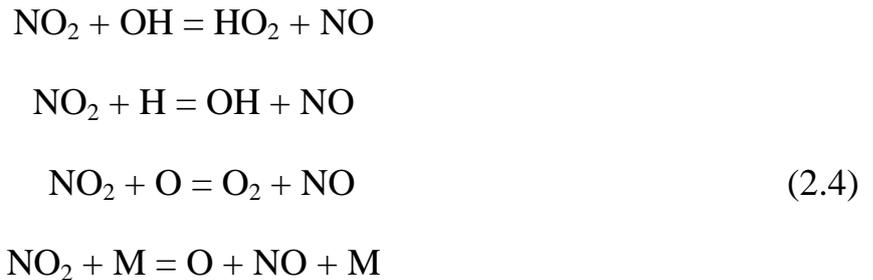
1. Термический механизм, который включает окисление N_2 кислородом по механизму Зельдовича [73] и взаимодействие атомов N с радикалами OH (расширенный механизм):



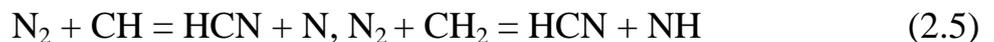
2. N_2O – механизм, определяемый группой реакций, в которых N_2O выступает как промежуточное вещество при образовании NO:



3. NO_2 – механизм, приводящий к образованию NO через следующую последовательность реакций:



4. Механизм Фенимора (механизм “prompt” NO) [74]. «Быстрые» оксиды азота образуются еще на стадии горения топлива во фронте пламени. Начало цепи их образования связано с взаимодействием N_2 и радикалов CH и CH_2 , появляющихся при разрушении молекул горючего:



Результаты исследований кинетики образования NO_x с использованием рассмотренных механизмов представлены на рисунке 2.11 и 2.12.

Рассматривая эти результаты при реальных временах пребывания газа в камерах – $\tau \geq 2$ мс можно видеть, что при сжигании относительно богатых смесей (см. рисунок 1.1) при высоких температурах газов основным механизмом образования NO_x является термический механизм. При этом скорость нарастания эмиссии, вызванной термическим механизмом, намного превышает этот параметр для

остальных механизмов. В то же время при сжигании бедных ТВС ($\alpha_{\text{фр}} = 1,8$) при более низких температурах газа (рисунок 2.13) скорость эмиссии NO_x , вырабатываемых термическим механизмом, становится низкой, при этом значительно снижается и влияние времени пребывания на эмиссию оксидов азота.

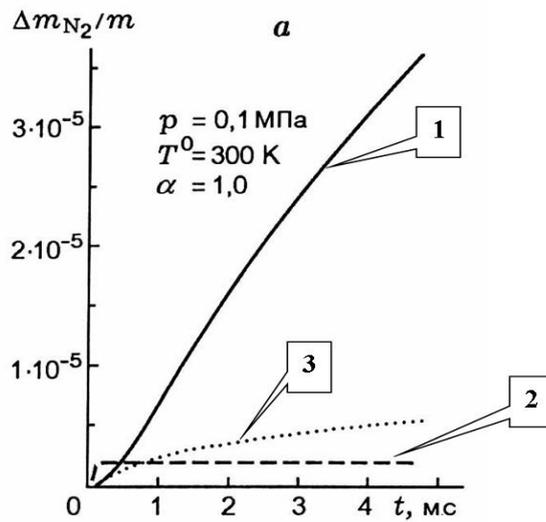


Рисунок 2.11 – Доля окисления N_2 термическим (1); «быстрым» (2) и N_2O (3) кинетическими механизмами образования NO_x [75]

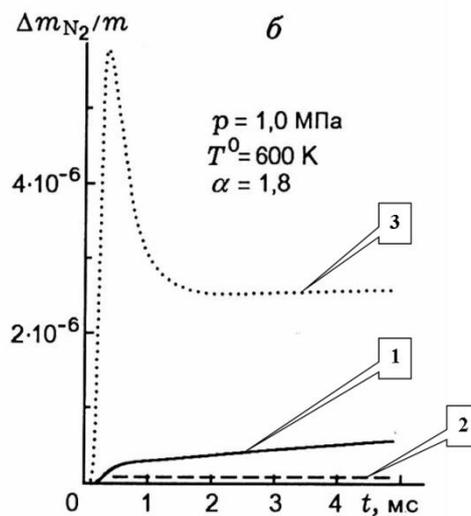


Рисунок 2.12 – Доля окисления N_2 термическим (1); «быстрым» (2) и N_2O (3) кинетическими механизмами образования NO_x [75]

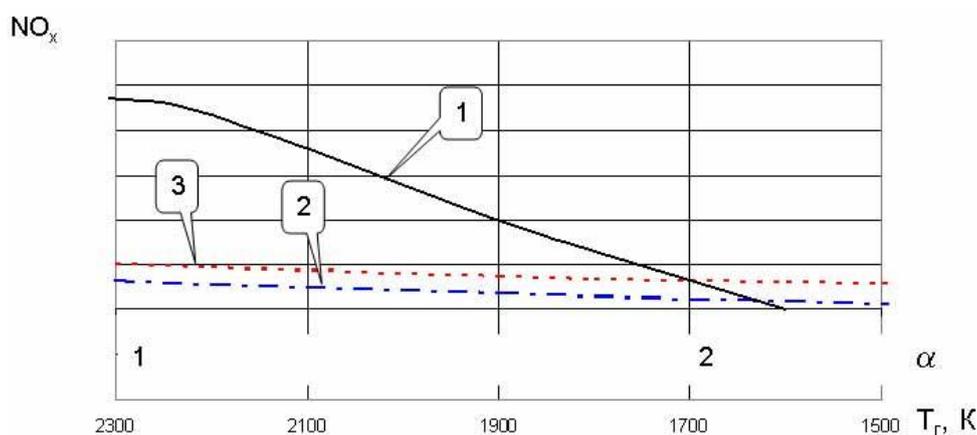


Рисунок 2.13 – Анализ вклада в эмиссию NO_x различных механизмов при изменении состава газа и температуры. Вклад термического механизма (1); N_2O механизма (3) и «prompt» механизма (2) в образование NO_x при изменении состава и температуры газа ($\tau_{\text{пр}} = \text{const}$)

Исследования показали, что в диапазоне относительно высоких температур газа ($T_g > 1700$ К) основным механизмом образования NO_x является термический механизм Зельдовича. При снижении температуры газа доля эмиссии, вырабатываемая термическим механизмом, быстро снижается и при $T_g < 1700$ К основными механизмами образования NO_x становятся механизмы N_2O и «быстрых» NO .

Быстрое (экспоненциальное) увеличение эмиссии CO в зоне бедных смесей вызвано снижением скоростей химических реакций при обеднении ТВС. Уровень эмиссии CO определяется снижением скоростей химических реакций вблизи относительно холодных стенок жаровой трубы, а также влиянием пульсаций концентраций горючего на фронте пламени. Некоторое увеличение эмиссии CO при приближении к стехиометрическому составу ТВС вызвано диссоциацией продуктов сгорания.

Таким образом, при сжигании бедных ТВС для снижения уровня эмиссии CO необходимо увеличивать время пребывания газа в камере, по возможности увеличивать температуру стенок жаровой трубы и снижать или полностью исключать дополнительное разбавление ТВС воздухом в системе охлаждения стенок жаровой трубы до завершения процесса горения.

Основная идея технологии «сухого» сжигания обедненной топливовоздушной смеси состоит в том, чтобы сжигать топливовоздушную смесь обедненного

состава и тем самым минимизировать формирование оксидов азота по термическому механизму (экспоненциально зависящим от температуры в зоне горения). Таким образом, при реализации данной технологии на основных режимах работы промышленного ГТД необходимо поддерживать в зоне горения температуру между 1700 и 1900 К для получения низкой эмиссии как NO_x , так и CO (рисунок 2.14).

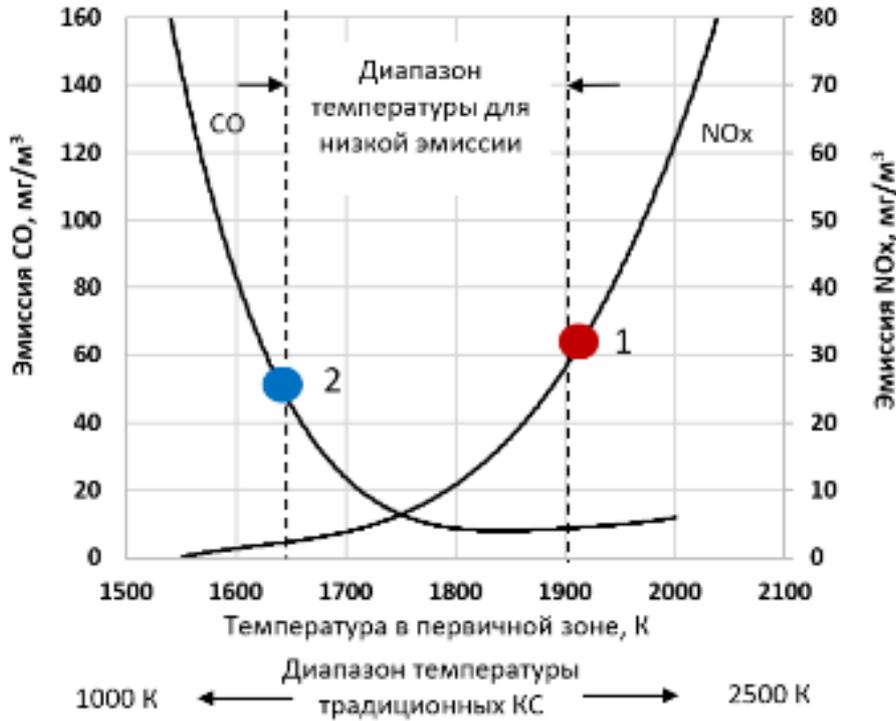


Рисунок 2.14 – Зависимость эмиссии CO и NO_x от температуры в первичной зоне

Температура пламени в первичной зоне камеры сгорания значительно изменяется при изменении режима работы двигателя (мощностная составляющая) и изменении входных условий окружающей среды в первую очередь температуры (климатическая составляющая). Для примера возьмем газотурбинный двигатель мощностью 16 МВт разработки АО «ОДК-Авиадвигатель». Изменение температуры газа на выходе из КС при изменении режима мощности с 70 до 100 % составляет 141 °С, а при изменении температуры на входе в двигатель от минус 30 °С до плюс 25 °С на номинальном режиме составляет 214 °С. Таким образом, совместное влияние климатической и мощностной характеристики в указанном выше диапазоне на температуру в зоне горения составляет порядка 350 градусов,

что значительно больше теоретического малоэмиссионного диапазона (см. рисунок 2.14).

На этапе проектирования максимальная температура в зоне горения закладывается исходя из обеспечения уровня эмиссии NO_x на самую горячую точку, реализующуюся при работе камеры сгорания в составе газотурбинной установки, соответственно, в экспериментальном исследовании первой задачей является подтверждение данной точки (точка красного цвета 1 на рисунке 2.14), а именно оценка уровня эмиссии NO_x и CO при обеспечении полных параметров в камере сгорания. Ввиду сложности моделирования процессов горения в части оценки уровня эмиссии в большинстве случаев с первого раза не удается обеспечить требуемый уровень экологических характеристик на самой горячей точке малоэмиссионного диапазона, а соответственно, требуется тонкая экспериментальная доводка.

В случае если в точке 1 получен чрезмерно низкий уровень оксида азота, следует ожидать узкого диапазона на правой границе рабочего малоэмиссионного диапазона в точке 2, и требуется сдвигка в зону увеличения температуры пламени вблизи фронтного устройства на данной точке. Чаще всего такую сдвигку выполняют за счет уменьшения количества воздуха, идущего через фронтное устройство и сбрасывают его в отверстия разбавления в конце жаровой трубы или на систему охлаждения. Данный способ имеет сильное влияние на настройку температуры в первичной зоне, однако следует учитывать, что он влечет за собой снижение перепада давления на фронтном устройстве, что может привести к ухудшению качества перемешивания топливовоздушной смеси и снизить устойчивость КС к проскоку пламени.

Чаще в практике встречается противоположный случай, когда в точке 1 получен высокий уровень окислов азота и требуется коррекция в сторону снижения уровня оксидов азота. Данную коррекцию возможно выполнить за счет увеличения количества воздуха, проходящего через фронтное устройство, путем уменьшения количества воздуха, идущего через отверстия разбавления и систему охлаждения. В практике бывает ситуация, когда весь воздух распределен по элементам камеры сгорания для обеспечения характеристик отвечающих за рабо-

тоспособность камеры сгорания и «лишнего» воздуха для перераспределения в фронтное устройство нет. В данном случае достичь требуемого уровня эмиссии NO_x возможно за счет улучшения характеристик смешения топливовоздушной смеси в сторону ее гомогенизации и выравнивания в окружном и радиальном направлении эпюры концентраций топливовоздушной смеси.

Действия по экспериментальной настройке камеры сгорания по уровню NO_x на точку I (правая граница малоэмиссионного диапазона) выполняются за счет внесения изменений в конструкцию КС.

Исходя из опыта исследований камер сгорания, работающих по принципу сжигания бедных топливовоздушных смесей, выявлена следующая зависимость перехода от модельной установки к реальной газотурбинной установке. При настройке самой горячей точки I (см. рисунок 2.14) по уровню NO_x следует учитывать, что уровень эмиссии оксида азота, полученный при испытаниях КС в составе газогенератора, на 10–15 мг/м^3 выше уровня, полученного при испытаниях в составе одnogорелочного отсека на одинаковых $T_{\text{газа}}$.

Для обеспечения соответствия по эмиссии оксидов азота двух объектов в ходе испытаний требуется обеспечить соответствие полей скорости реакции образования оксидов азота. Для этого требуется обеспечить соответствие по полям восстановленной концентрации топлива (осреднённой и пульсационной), определяющей одновременно локальную температуру и состав смеси. Необходимое условие соответствия полей восстановленной концентрации топлива при испытании в условиях газогенератора и модельного отсека – идентичность объектов испытаний. Оно выполняется с незначительными отклонениями вследствие экземплярных разбросов объектов испытаний. Достаточное условие соответствия полей восстановленной концентрации топлива – соответствие поля течения (структуры потока), определяющего перенос восстановленной концентрации топлива. Для обеспечения достаточности необходимо точно сымитировать структуру течения внутри и вокруг жаровой трубы. Соответствие по осреднённому полю течения при испытании объекта на различных установках может быть получено при поддержании одинакового перепада полного давления в КС. Перепад давления на

стенке жаровой трубы определяет структуру потока внутри жаровой трубы. Перепад давления вдоль тракта снаружи жаровой трубы определяет условия обтекания и условия втекания воздуха через отверстия внутрь жаровой трубы, что также влияет на структуру потока в жаровой трубе.

Коэффициент избытка воздуха в КС определяет форму и расположение осреднённого положения фронта пламени, следовательно, и граничные условия образования оксидов азота вблизи поверхности фронта пламени. Поддержание одинакового коэффициента избытка воздуха при испытаниях объекта на различных установках обеспечивает соответствие по границе (области) образования оксидов азота.

Таким образом, для гомогенного горения с целью обеспечения соответствия по эмиссии NO_x испытываемого объекта требуется выдерживание:

- 1) одинаковых давлений P_k и температур T_k на входе в КС как факторов определяющих преимущественно положение фронта пламени за счёт влияния на ламинарную скорость распространения пламени (при сжигании бедной однородной смеси);
- 2) коэффициентов избытка воздуха $\alpha_{\text{КС}}$, определяющего область образования оксидов азота;
- 3) перепадов полного давления в КС $dP_{\text{КС}}$, определяющего структуру течения внутри жаровой трубы;
- 4) времени пребывания $\tau_{\text{КС}}$, слабо влияющего на NO_x при сжигании бедной однородной смеси.

В общем случае выдерживание на испытаниях одинаковыми T_k и $dP_{\text{КС}}$ обеспечивает одинаковое $\tau_{\text{КС}}$. На отсеке также не имитируется отбор на охлаждение турбины, поэтому можно обеспечить соответствие только по параметрам $dP_{\text{ЖТ}}$ и $\tau_{\text{КС}}$ при одинаковых T_k .

Для оценки допустимой погрешности несоответствия коэффициента избытка воздуха при испытаниях объекта на разных установках на эмиссию NO_x при сжигании обеднённых однородных топливовоздушных смесей представлена зависимость приведенной концентрации NO_x от коэффициента избытка воздуха на ри-

сунке 2.15. Приведены расчётные значения для параметров номинального режима ГТУ-16 с использованием кинетического механизма GRI-Mech 3.0 (325 реакций между 53 компонентами, 17 из которых – азотсодержащие). Для обеспечения эмиссии NO_x на уровне $C_{\text{NO}_x} \leq 50 \text{ мг/м}^3$ требуется обеспечить коэффициент избытка воздуха в зоне горения $\alpha_{\Gamma} \geq 1,95$, т.е. направить в рабочий процесс не менее 73 % от полного расхода воздуха через КС. Для обеспечения точности поддержания режима по $\alpha_{\text{КС}}$ в пределах 10 мг/м³ (приборная и калибровочная погрешность портативных газоанализаторов) при $\alpha_{\Gamma} = 1,9$ абсолютная погрешность должна быть не более $\Delta\alpha_{\text{КС}} = 0,025$.

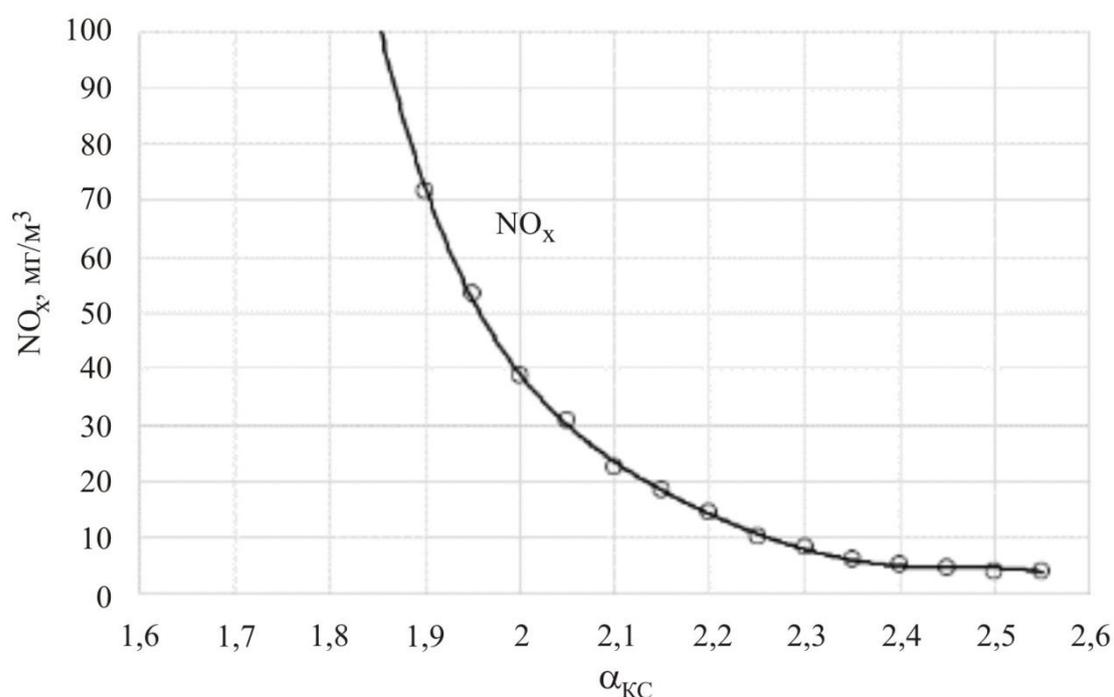


Рисунок 2.15 – Зависимость приведенной концентрации NO_x и CO от коэффициента избытка воздуха

Обеспечение идентичной структуры потока. Для точного воспроизведения структуры потока внутри и снаружи жаровой трубы в условиях отсека требуется имитация отборов воздуха для охлаждения ТВД. На существующей материальной части одногорелочного отсека весь воздух во время проведения испытаний проходит через жаровую трубу КС. В условиях двигателя часть воздуха из полости КС уходит на охлаждение СА1 и РЛ1, количество охлаждающего воздуха опреде-

ляется площадями отверстий охлаждения СА1 и жиклёров для охлаждения РК1 и РЛ1. В случае повышенных потерь давления в КС массовый расход воздуха на отборы увеличивается. Уменьшение количества воздуха в КС на газогенераторе приводит к более богатым α_r в зоне горения, в результате чего эмиссия оксидов азота увеличивается.

Исходя из вышесказанного для обеспечения более близкого соответствия результатов испытаний по эмиссии вредных веществ на модельных установках и двигателя необходимо обеспечивать минимальный производственный разброс характеристик экземпляров горелок для обеспечения в каждой жаровой трубе максимально идентичной структуры потока внутри и снаружи жаровой трубы. Минимизировать окружные неравномерности расходов воздуха и топлива, дополнительно возникающие в составе двигателя.

Следующим шагом экспериментальной настройки и доводки малоэмиссионной камеры является исследование левой границы малоэмиссионного диапазона точка 2. В данной точке ограничением малоэмиссионного диапазона является уровень СО, реализующий высокие уровни с экспоненциальным ростом ввиду низкой, предсривной температуры в зоне горения гомогенных смесей, не позволяющей в полной мере выгорать оксиду углерода. Ширина малоэмиссионного диапазона камеры сгорания зависит от заложенных на этапе проектирования характеристик, максимальное влияние на левую границу оказывают время пребывания продуктов сгорания в камере сгорания, интенсивность основной зоны рециркуляции, реализующейся в полноте сгорания, и заложенные возможности регулирования за счет адресной подачи топлива. На данном этапе определяются минимальные параметры в камере сгорания, при которых возможно горение бедных гомогенных топливовоздушных смесей. Сжигание топливовоздушной смеси при низком коэффициенте избытка топлива приводит к снижению температуры пламени, что позволяет снизить эмиссию NO_x , но в то же время сужает диапазон работы КС из-за приближения к границе бедного срыва пламени.

Основными задачами экспериментальной доводки малоэмиссионного диапазона является получение зависимости оксидов азота от температуры в камере сгорания $\text{NO}_x = f(T_{\text{перв.зоны}})$ и зависимости оксида углерода от температуры в камере сгорания $\text{CO} = f(T_{\text{перв.зоны}})$, а также максимально широкий диапазон по температуре между точками 1 и 2 на рисунке 2.14. Получение диапазона менее 100 градусов при теоретически возможных порядка 200 градусов считается неудовлетворительным результатом и требует внесения серьезных изменений в конструкцию камер сгорания.

При исследовании левой границы малоэмиссионного диапазона определяется алгоритм управления топливопитанием в зависимости от режима работы камеры сгорания исходя из условий обеспечения экологических характеристик. Как известно, камеры сгорания данного типа характеризуются сложной многоколлекторной системой топливопитания.

Дальнейшее расширение малоэмиссионного диапазона работы газотурбинной установки осуществляется за счет регулирования расхода воздуха через камеру сгорания с целью поддержания минимально допустимых параметров в камере сгорания для обеспечения горения гомогенных смесей с приемлемой полнотой сгорания, а именно за счёт перепусков воздуха из компрессора или камеры сгорания на вход в двигатель, на вход в турбину или в атмосферу, поворотного входного направляющего аппарата или соплового аппарата.

2.6. Использование алгоритма применительно к ГТУ мощностью

16 МВт разработки АО «ОДК-Авиадвигатель»

Согласно требованиям технического задания, на первом этапе создания МЭКС для ГТУ мощностью 16 МВт требуется обеспечить работу с низким уровнем эмиссии вредных веществ $\text{NO}_x \leq 50 \text{ мг/м}^3$ и $\text{CO} \leq 100 \text{ мг/м}^3$ в диапазоне нагрузок от 70 до 100 % мощности при температуре на входе в двигатель от $-30 \text{ }^\circ\text{C}$ до $+45 \text{ }^\circ\text{C}$. В таблице 2.2 представлено изменение температуры газа на выходе из КС в указанном климатическом и мощностном диапазоне.

Таблица 2.2 – Изменение температуры газа на выходе из камеры сгорания в климатическом и мощностном диапазоне работы ГТУ мощностью 16 МВт с обеспечением экологических требований

Режим/ $T_{вх}$, °С	-30	-20	-10	0	10	15	20	25	30	45
100	1394	1435	1474	1513	1552	1571	1589	1608	1587	1525
90	1352	1391	1429	1467	1505	1524	1543	1562	1581	1525
80	1307	1346	1383	1421	1460	1479	1498	1516	1535	1525
70	1261	1298	1336	1374	1411	1430	1448	1467	1485	1525

Как видно из таблицы 2.2, самая высокая температура газа на выходе из камеры сгорания, а значит, и температура фронта пламени реализуется на номинальном режиме при температуре на входе в двигатель $T_{вх} = +25$ °С, данная температура ограничена условиями работоспособности первого соплового аппарата турбины. Система автоматического управления ГТУ при достижении максимальной температуры будет ограничивать мощность (ограничивать увеличение расхода топливного газа) с целью обеспечения сохранности турбины двигателя, а значит это максимально горячая точка для настройки ограничительной ветки по уровню NO_x . Данная точка 1 показана на рисунке 2.14 красным цветом.

В точке 1 с максимальной температурой газа на выходе из камеры сгорания для получения требуемого уровня эмиссии NO_x требуется обеспечить температуру фронта пламени $T_{фронта}$, равную 1900 К.

Расчет температуры фронта пламени осуществлялся по следующей зависимости [77]:

$$T_{фронта} = \frac{H_u + C_T T_T^* + V_B C_B T_B^*}{V_{\Sigma} C_{пр.сг} + V_B^{изб} C_B^{изб}}, \quad (2.6)$$

где H_u – низшая теплота сгорания топлива, кДж/кг; C_T – средняя теплоемкость топлива, кДж/(кг $_T$ · К); T_T^* – температура топлива, К; V_B – объём воздуха, подаваемого для сгорания 1 кг топлива, м³/кг; C_B – средняя теплоемкость воздуха, кДж/(кг $_T$ · К); T_B^* – температура воздуха, поступающего в камеру сгорания, К; $V_{\Sigma}^{изб}$ – суммарный объём неразбавленных избыточным воздухом продуктов сгорания, м³/кг; $C_{пр.сг}$ –

средняя теплоёмкость неразбавленного избыточным воздухом продуктов сгорания, $\text{кДж}/(\text{кг}_T \cdot \text{К})$; $V_B^{\text{изб}}$ – объём избыточного воздуха, содержащегося в продуктах сгорания, $\text{м}^3/\text{кг}$; $C_B^{\text{изб}}$ – средняя теплоёмкость избыточного воздуха, $\text{кДж}/(\text{кг}_T \cdot \text{К})$.

Исходя из термодинамических данных (расхода топливного газа, расхода воздуха через камеру сгорания) с целью обеспечения температуры во фронте пламени, на основании зависимости, показанной на рисунке 2.14, определяется расход воздуха, проходящий через фронтное устройство. Для ГТД мощностью 16 МВт через фронтное устройство необходимо обеспечить расход воздуха порядка 85 % от всего расхода, проходящего через КС (в диффузионных камерах 20–40 %), соответственно, для обеспечения устойчивой работы КС, охлаждения и формирования требуемой эпюры температуры газа на выходе из КС остается всего 15 % от расхода воздуха через КС (в сравнении с диффузионными камерами сгорания порядка 60 %). В таблице 2.3 представлена температура фронта пламени в КС в указанном климатическом и мощностном диапазоне ГТУ мощностью 16 МВт. Температура фронта пламени вычислялась на основании измеренных параметров ($T_{\text{квд}}$, $G_{\text{возд}}$, $G_{\text{топлива}}$) с учетом распределения воздуха по элементам камеры сгорания.

Таблица 2.3 – Изменение температуры фронта пламени в КС

в климатическом и мощностном диапазоне работы ГТУ мощностью 16 МВт

Режим/ $T_{\text{н}}$, °С	–30	–15	–10	–5	0	5	10	15	20	25	45
100	1641	1711	1735	1758	1781	1803	1827	1849	1870	1893	1795
90	1591	1660	1682	1704	1727	1749	1771	1794	1816	1838	1795
80	1538	1605	1628	1650	1673	1696	1718	1741	1763	1784	1795
70	1484	1550	1572	1595	1617	1640	1661	1683	1704	1727	1795

Из таблицы 2.3 видно, что температура фронта пламени на номинальном режиме при $T_{\text{вх}} = +25$ °С составляет 1893 К, она будет являться правой границей по уровню NO_x . Также из таблицы 2.3 можно определить теоретический малоэмиссионный диапазон работы ГТУ, который будет левой границей по уровню CO исходя из температуры, согласно рисунку 2.14, равной 1700 К, и обеспечивается регулированием распределения топливного газа между основным гомоген-

ным контуром и пилотным диффузионным без регулирования расхода воздуха через фронтное устройство. Данный диапазон показан в таблице зеленым цветом. Для обеспечения требуемых уровней эмиссии вредных веществ в остальном диапазоне, выделенном синим цветом необходимо регулирование расхода воздуха через фронтное устройство за счет методов, описанных в главе 1.

Первым шагом экспериментальной доводки является проведение серии экспериментальных исследований в составе одногорелочного отсека. После подтверждения заложенных гидравлических характеристик МЭКС, детально описанных в подразделе 2.5 данной главы, переходят к определению ограничительных зависимостей по уровню оксидов азота (NO_x) и оксида углерода (CO) от температуры во фронте пламени. На рисунке 2.16 показана экспериментально полученная характерная зависимость уровня эмиссии NO_x от температуры фронта пламени для одномодульной МЭКС газотурбинной установки мощностью 16 МВт разработки АО «ОДК-Авиадвигатель» при испытаниях в составе одногорелочного отсека. Результаты испытаний по уровню NO_x , полученные в составе одногорелочного отсека, спроецированы на полноразмерный газогенератор, а после подтверждены натурными испытаниями.

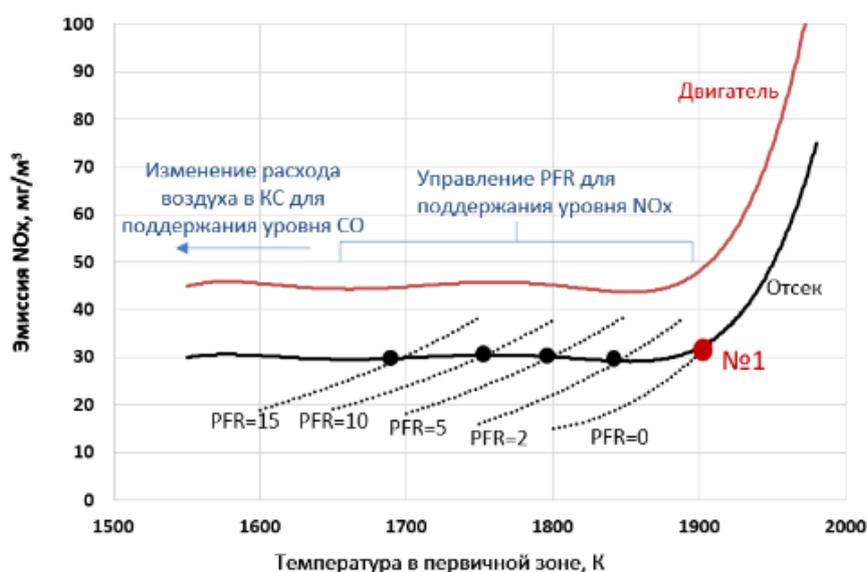


Рисунок 2.16 – Экспериментально полученная зависимость уровня эмиссии NO_x от температуры фронта пламени для одномодульной МЭКС

На рисунке 2.16 черным цветом показана оптимизированная зависимость $\text{NO}_x = f(T_{\text{Первичной зоны}})$. В правой части она ограничена экспоненциальным ростом уровня NO_x по термическому механизму Зельдовича после достижения температуры фронта пламени значений более 1900 К и исчерпания возможности управления $\text{PFR} = 0$ (соотношения доли пилотного топлива к суммарному). Для поддержания требуемого уровня NO_x в диапазоне температур фронта пламени от 1700 К до 1900 К без изменения расхода воздуха, проходящего через фронтное устройство, используется изменение соотношения доли пилотного топлива к суммарному, тем самым обеспечивается требуемая устойчивость горения и получение экологических характеристик. В этой области важно определить эмиссионную зависимость при $\text{PFR} = \text{const}$ при изменении температуры фронта пламени. Характеристики NO_x в зависимости от $T_{\text{фронта пламени}}$ при равных PFR показаны на рисунке 2.16 пунктирными линиями. Линии равных PFR , с одной стороны, ограничены устойчивостью горения бедных гомогенных топливовоздушных смесей приближение к которой вызывает предсрывные пульсации давления и погасание пламени в камере сгорания, а с другой стороны, экспоненциальным ростом уровня NO_x выше требования технического задания. После получения данных характеристик в ходе исследований на всех климатических и мощностных режимах работы ГТУ в малоэмиссионном режиме определяется оптимальное соотношение доли пилотного топлива и формируется закон поддержания требуемого уровня NO_x в ТЗ в диапазоне температур фронта пламени от 1700 К до 1900 К.

Обеспечение уровня NO_x при температурах фронта пламени менее 1700 К не является проблемным в связи с низкой энергетикой и практическим отсутствием основного термического механизма образования окислов азота, однако в этой части малоэмиссионного диапазона значительно ухудшается полнота сгорания топливного газа даже при подпитке основного топлива пилотным диффузионным. В данном диапазоне резко увеличивается уровень эмиссии СО, который является ограничением слева (точка 2 на рисунке 2.17).

Вторым шагом является экспериментальное определение левой границы малоэмиссионного диапазона по уровню СО (см. рисунок 2.17).

На рисунке 2.17 показана полученная экспериментально зависимость изменение уровня CO от температуры фронта пламени для одномодульной МЭКС ГТУ мощностью 16 МВт разработки АО «ОДК-Авиадвигатель».

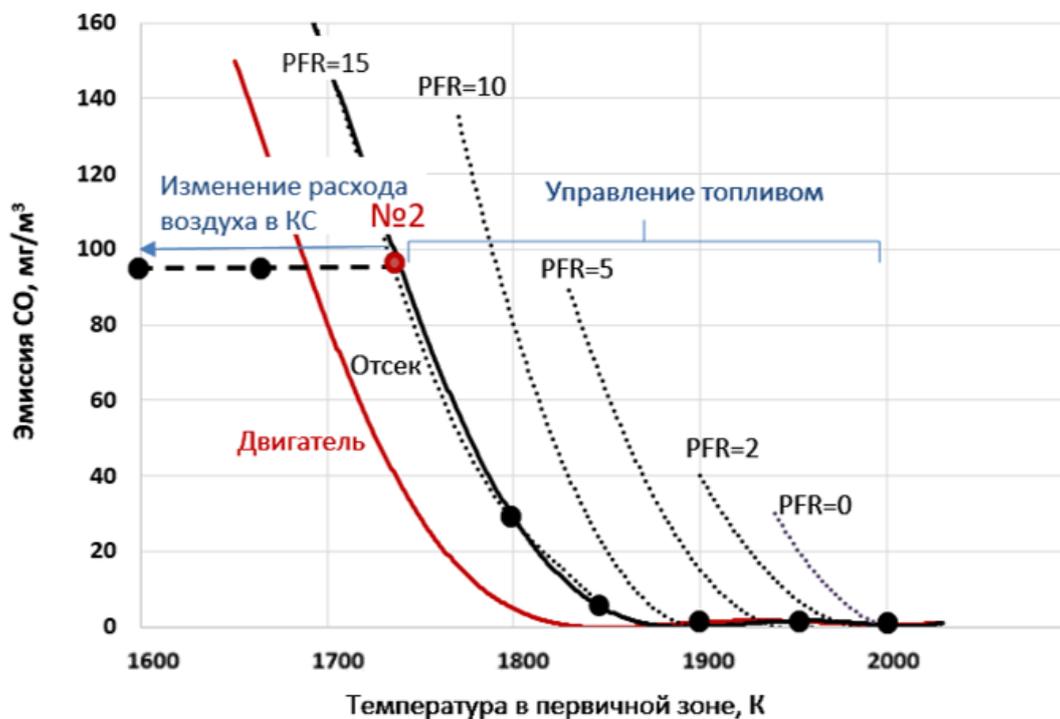


Рисунок 2.17 – Экспериментально полученная зависимость уровня эмиссии CO от температуры фронта пламени для одномодульной МЭКС.

Как видно из рисунка 2.17 при температурах фронта пламени выше 1700 K при управлении распределения топлива между пилотным и основным контуром CO хорошо выгорает и ее уровни близки к нулевым значениям. Основной экспоненциальный рост уровня CO начинается при дросселировании режима мощности при отрицательных температурах на входе в двигатель и при приближении к значениям температуры во фронте ниже 1700 K. На данных режимах изменение доли пилотного топлива не может обеспечить приемлемую полноту сгорания в объёме основного гомогенного топлива. При дальнейшем движении в сторону уменьшения температуры фронта пламени для обеспечения устойчивого горения требуется полный переход на диффузионное топливо, однако такой переход не позволит обеспечить требования технического задания по экологии.

Для обеспечения требований по экологии при достижении точки 2 (левой границы) требуется регулирование расхода воздуха через фронтное устройство для достижения минимально допустимой температуры фронта пламени, при котором возможно горение гомогенной смеси с приемлемой полнотой сгорания и отсутствием виброгорения. Для данной одномодульной МЭКС экспериментально полученная температура фронта пламени 1650 К.

Обеспечение левой границы экологической работы газотурбинной установки реализовано за счет перепуска части воздуха, поступающего в камеру сгорания на вход газотурбинной установки.

На рисунке 2.16 и 2.17 показан важный запас для перехода по уровню эмиссии вредных веществ от исследований в составе одnogорелочного отсека к полно-размерному двигателю. Черная линия – уровень эмиссии, полученный в результате исследований в составе одnogорелочного отсека, красная линия – подтверждение результатов в составе газогенератора при идентичной геометрии камеры сгорания. Причины данного явления подробно описаны в подразделе 2.4 данной главы.

Выводы по главе 2

Первым этапом экспериментальной доводки малоэмиссионных камер сгорания, работающих по принципу сжигания бедных ТВС, является настройка температуры фронта пламени самой горячей точки малоэмиссионного диапазона (правая граница диапазона), ограничением которой является характеристика $\text{NO}_x = F(T_{\text{перв.зоны}})$ с перспективным уровнем $\text{NO}_x \leq 50 \text{ мг/м}^3$.

Вторым этапом определяется левая граница малоэмиссионного диапазона, определяющаяся выражением $\text{CO} = F(T_{\text{перв.зоны}})$, ограничением которой является уровень эмиссии $\text{CO} \leq 100 \text{ мг/м}^3$ и близость к границе бедного срыва пламени. Данная точка отвечает за ширину малоэмиссионного диапазона посредством заложенных конструктивных решений. Дальнейшее увеличение диапазона работы двигателя с обеспечением экологических характеристик возможно только за счет регулирования расхода воздуха, проходящего через камеру сгорания, при помощи средств механизации двигателя.

При переходе с модельной установки на полноразмерный двигатель следует учитывать, что фактические значения уровней оксидов азота при испытаниях камеры сгорания в составе газогенератора на 10–15 мг/м³ выше уровня, полученного при испытаниях в составе модельной установки на одинаковых режимах. Для обеспечения более близкого соответствия результатов испытаний по эмиссии вредных веществ на модельных установках и двигателе необходимо обеспечивать минимальный производственный разброс характеристик экземпляров горелок, для установления в каждой жаровой трубе максимально идентичной структуры потока внутри и снаружи. Минимизировать окружные неравномерности расходов воздуха и топлива, дополнительно возникающих в составе двигателя.

ГЛАВА 3. МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ПРОВЕРКИ И ДОВОДКИ АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

3.1. Основные механизмы возбуждения виброгорения и воздействия на него. Критерий Рэллея

3.1.1. Одной из главных проблем при создании камер сгорания, не решенных в полной мере в настоящее время, является обеспечение устойчивой, без виброгорения, работы камеры сгорания во всем климатическом и мощностном диапазоне работы ГТД.

Малоэмиссионные камеры сгорания работают при бедных соотношениях топливо/окислитель, поэтому небольшие колебания скорости в камере сгорания могут привести к значительным изменениям массового расхода воздуха или топлива, поступающего в камеру сгорания и его пульсациям. Эти пульсации в свою очередь могут привести к большой вариации скорости тепловыделения, которая вызывает пульсации давления в камере сгорания. Взаимодействие акустики камеры, пульсации топлива / воздуха, вихревые взаимодействия в пламени и нестационарное тепловыделение приводят к механизму обратной связи, который вызывает динамические пульсации давления в камере сгорания. Это явление, связанное с пульсациями давления, называют термоакустической или динамической нестабильностью процесса горения.

Динамическая нестабильность горения может вызвать увеличение пульсаций давления и тепловыделения вблизи стенок камеры сгорания, и, когда они совпадают с собственной частотой частей камеры сгорания, может возникнуть резонанс, вибрации конструкции.

Виброгорение вызывает высокую цикловую усталость и структурное повреждение деталей камеры сгорания. В дополнение к уменьшению срока службы деталей камер сгорания динамика камеры сгорания также может оказать пагубное влияние на запас работоспособности газовой турбины в целом, привести к пробою пламени в зону смешения и бедный срыв пламени.

Пример разрушения жаровой трубы в процессе исследований в составе модельной установки представлен на рисунке 3.1.



Рисунок 3.1 – Разрушение жаровой трубы, вызванное высокочастотными пульсациями давления

Понимание ключевых факторов, влияющих на динамику горения, способность прогнозировать это явление и выполнять доводку конструкции имеет первостепенное значение при создании камер сгорания с низким уровнем термоакустических пульсаций.

Исследованию данной проблемы посвящено значительное количество публикаций [59, 78–80].

Развитие расчетных методов дало возможность прогнозирования возможных форм виброгорения. Наибольшее распространение получил метод частотных характеристик [61, 50, 58]. Однако поскольку все модели носят приближенный характер в связи с ограниченностью в задании граничных условий и несовершенством моделей горения, на первом месте в доводке КС по акустическим характеристикам выходят экспериментальные исследования.

Так как малоэмиссионные камеры сгорания работают вблизи бедной границы срыва, очень важно исследовать устойчивость процесса горения во всем допустимом диапазоне рабочих параметров. Сделать это наиболее удобно на модельной камере сгорания. Эта задача была составной частью диссертации.

3.1.2. Критерий Рэлея

Для того чтобы присутствовала динамика камеры сгорания, должен существовать процесс возбуждения термоакустических пульсаций и обратная связь для этого процесса. Процесс возбуждения генерирует возмущение потока, а обратная связь процесса связывает эти возмущения с механизмом возбуждения, что приводит к резонансному взаимодействию и росту амплитуды пульсаций давления.

В камерах сгорания, работающих по технологии сжигания бедных топливо-воздушных смесей, пульсации скорости вызывают колебания расхода топлива / воздуха, что в свою очередь приводит к пульсациям тепловыделения. Пульсации тепловыделения, в свою очередь, вызывают переменную скорость, что приводит к механизму обратной связи, как показано на рисунке 3.2. В зависимости от относительной величины энергии, добавляемой или удаляемой из процесса генерации акустических пульсаций, амплитуда пульсаций может уменьшаться, оставаться постоянной или увеличиваться в течение каждого цикла.



Рисунок 3.2 – Схема механизма обратной связи

Если пульсации тепловыделения и давления находятся в фазе, то нестабильность возрастает, пока не достигнет предельной амплитуды цикла. Если пульсации тепловыделения и давления не совпадают по фазе, то нестабильность ослабевает. Эта условная оценка математически выражается критерием Рэлея:

$$\iint_{V_t} p(x,t)q(x,t)dt dV \geq \iint_{V_t} \sum_i L_i(x,t)dt dV. \quad (3.1)$$

Левая часть этого неравенства отвечает за возбуждение, а правая за демпфирование пульсаций. Следовательно, согласно критерию Рэлея, нестабильность процесса горения имеет место, когда интеграл возбуждения пульсаций больше интеграла демпфирования пульсаций.

Интеграл возбуждения пульсаций (интеграл Рэлея) в левой части неравенства может быть достаточно точно определен с использованием данных CFD расчетов – величин пульсаций давления $p(x,t)$ и тепловыделения $q(x,t)$. Интеграл демпфирования зависит от многих факторов, таких как площади отверстий в жаровой трубе, вязкость газа, теплообмен между газом и стенками.

3.1.3. Основные механизмы возбуждения виброгорения

Исследователи достаточно часто сталкиваются с низкочастотными колебаниями (70–100 Гц), иначе называемыми **объемными** или колебаниями типа Гельмгольца. Эти колебания происходят по хорошо известному механизму обратной связи, колебаниям концентрации топлива или воздуха. Механизм обратной связи многократно проявлялся в камерах сгорания разного назначения [59, 60, 62, 47]. В одном случае он связан с колебаниями расхода топлива, вызванными колебаниями давления в камере, в других – с колебаниями расхода воздуха в местах подачи топлива, при этом расход топлива может оставаться постоянным. В малонапорных системах очень важной может оказаться частотная характеристика системы топливопитания, в которых место подвода топлива и зона горения разделены некоторым расстоянием [59]. Возмущение состава смеси доходит с некоторым запаздыванием до зоны горения. От величины времени запаздывания зависит роль рассматриваемого механизма в возбуждении колебаний.

Вторым механизмом виброгорения является **вихревой механизм обратной связи**. Он характеризуется генерацией крупных вихрей акустическим полем перед плохообтекаемыми телами или стабилизаторами пламени в самой зоне горения [59]. В этом случае они развиваются в свободных пограничных слоях.

В камере сгорания могут присутствовать узкополосные звуковые колебания. Это колебания скорости смещения частиц в звуковой волне около задних кромок стабилизаторов пламени, которые приводят к появлению в точках отрыва потока зародышевых вихрей с частотой звука. Образование вихрей может происходить под действием слабых звуковых колебаний, маскируемых шумом турбулентного пламени. Зафиксировать такие звуковые колебания посредством спектрального анализа с полосой пропускания фильтров более 3 Гц, как правило, невозможно. Эффективным способом их обнаружения оказывается корреляционный анализ [63, 64, 48]. Дальнейшее развитие вихрей происходит благодаря гидродинамической неустойчивости свободных пограничных слоев [63, 49, 65]. В результате интенсивность вихрей и их размер, а следовательно, и воздействие на процесс горения усиливается в несколько десятков раз [66]. Этим и определяется способность данного механизма обратной связи вызвать самовозбуждение колебаний газа. Тем не менее роль вихреобразования в неустойчивости горения закрученных потоков еще не доказана.

Срывной механизм обратной связи в камерах сгорания без крутки потока имеет много общего с вихревым механизмом. При горении за стабилизатором пламени происходит развитие крупных вихрей на длине зоны горения – это может приводить к периодическому срыву пламени. Наиболее легко это происходит вблизи границ предела воспламенения, где вихри сильнее деформируют пламя из-за снижения скорости его распространения [66]. Можно сказать, что по мере усиления вихревого механизма он переходит в срывной. Однако периодический срыв пламени вблизи границы срыва может происходить и по другим причинам, например, связанным с колебаниями скорости газа [39]. Частота таких колебаний газа может совпадать с одной из акустических мод или равняться величине, обратно пропорциональной времени пребывания газа в камере. По частоте эти колебания оказываются минимальными, но по интенсивности могут оказаться наибольшими.

3.1.4. Методы подавления колебаний

Условие появления колебаний (3.1) показывает, что подавление колебаний можно условно разделить на два класса. Методы, направленные на ослабление ге-

нерации звуковой энергии, и методы, усиливающие ее поглощение в зоне горения и на границах камеры сгорания.

К первому методу можно причислить такие конструктивные изменения, которые уменьшают колебания состава смеси (например, за счет переноса топливных форсунок в сечение с меньшими колебаниями расхода воздуха; увеличения перепада давления на топливных форсунках), изменяют время запаздывания и делают фазовый сдвиг между колебаниями скорости тепловыделения и давления неблагоприятным для генерации звуковых колебаний. При преобладающем влиянии вихревого механизма обратной связи этого, например, можно добиться за счет изменения положения стабилизаторов, их эшелонирования [67], ослабления процесса усиления вихрей в свободных пограничных слоях из-за изменения его профиля дискретными струями воздуха, горючего или инертного газа.

Обзору пассивных средств контроля за устойчивостью процесса горения, связанному с вихреобразованием, посвящена статья [51]. Вариантом пассивного устройства на стороне воздуха и топлива, который продемонстрировал перспективу уменьшения нестабильности динамики горения как в лабораторных условиях, так и в полевых условиях, является резонатор Гельмгольца, демпфирующий колебания определенной частоты. Недостатком этих мероприятий является необходимость тратить часть воздуха мимо фронтального устройства, что может приводить к повышенным уровням эмиссии окислов азота из-за недостаточного обеднения топливовоздушной смеси. Также резонаторы могут оказать отрицательное влияние на уровень эмиссии СО за счет захлаживания зоны вдоль жаровой трубы.

К первой группе методов относятся и методы активного контроля. Эти методы пригодны для подавления низкочастотных колебаний [52]. Их разработкой занялись практически все фирмы, столкнувшиеся при создании малоэмиссионных камер сгорания с низкочастотными колебаниями: Siemens kWU [53], ABB [54], S. Department of Energy [55] и Westinghouse/Georgia Tech [56]. Общей особенностью этих камер сгорания является сжигание в них бедных предварительно перемешанных топливовоздушных смесей.

Вместе с тем практическая реализация метода наталкивается на ряд трудностей, связанных с решением вопроса, применять ли существующую систему подачи топлива для создания периодического расхода топлива или добавить для этой цели дополнительные топливные форсунки. Очевидным препятствием к применению генераторов (actuators), обеспечивающих колебания расхода топлива, оказывается их неспособность создавать большие колебания расхода с высокой частотой колебаний, на которой происходят колебания газа в камере сгорания на режиме вибрационного горения (обычно сотни Гц). Вторым, менее очевидным препятствием являются сами физические процессы, через которые осуществляется это воздействие. Для того чтобы генератор работал эффективно, он должен учитывать обе стороны процесса – акустические колебания давления и колебания скорости тепловыделения. Основная проблема заключается в том, чтобы генератор не испортил характеристики камеры сгорания по эмиссии и был совершенен в качестве устройства, создающего колебания расхода топлива.

В камерах сгорания, работающих на бедной предварительно перемешанной топливовоздушной смеси, наблюдается возбуждение и очень опасных высокочастотных колебаний (от нескольких сот до нескольких тысяч Гц). Число исследований в этой области очень ограничено из-за сложности проведения экспериментальных и расчетных исследований, так как колебания имеют пространственную форму.

Более подробно о природе и способах борьбы с виброгорением сказано в диссертации Я.А. Черни [70].

Задача нашего исследования – показать методику подавления колебаний на примере малоэмиссионной камеры сгорания для газотурбинной установки 16 МВт.

3.2. Расчетная оценка возможных частот пульсаций давления с использованием двухфронтной модели

3.2.1. Для проведения расчетов использовался газодинамический пакет Ansys CFX с реализованной в нем двухфронтной моделью горения [72]. Были применены следующие математические модели:

- 1) нестационарные уравнения Навье-Стокса;
- 2) модель отсоединенного вихря (Detached Eddy Simulation, DES) для моделирования турбулентности;
- 3) двухфронтная модель турбулентного горения для моделирования динамики гомогенного и диффузионного фронта пламени.

Фронт пламени является поверхностью, разделяющей свежую и сгоревшую топливовоздушную смесь. На рисунке 3.3 представлены поле температуры и расположение фронтов в двухзонной камере сгорания.

В первичную зону камеры сгорания подается топливо, формирующее диффузионный факел, через основные отверстия подается гомогенная смесь. Диффузионный фронт пламени определяется процессом смешения топлива и окислителя. Возникновение и существование диффузионного фронта пламени зависит от взаимодействия процессов кинетики химических реакций и радиационного теплообмена, отвечающих за тепловой баланс пламени, а также турбулентной диффузии компонентов смеси внутри фронта пламени.

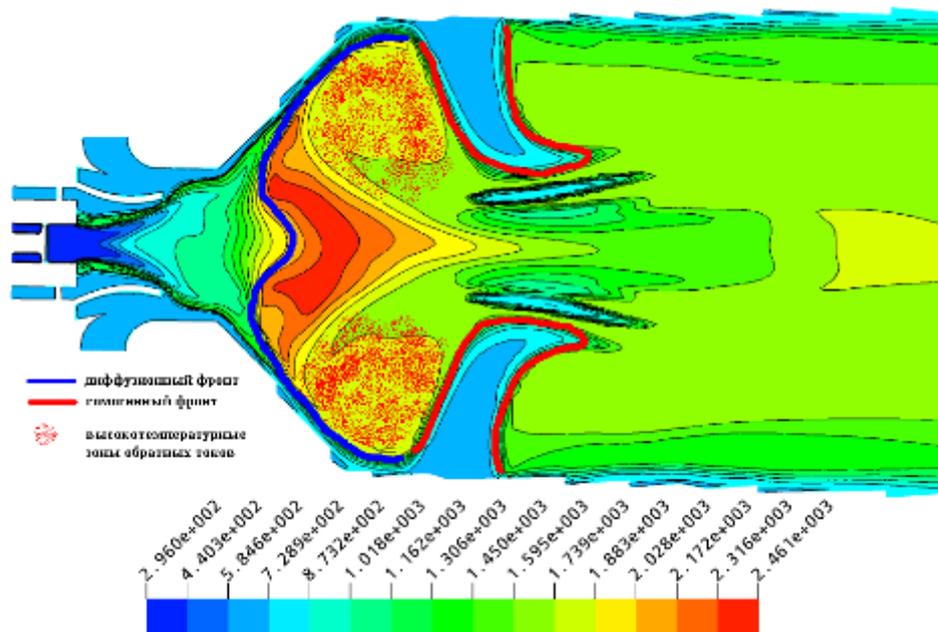


Рисунок 3.3 – Расположение фронтов пламени внутри двухзонной камеры сгорания ГТД

Гомогенный фронт пламени образуется в случае горения заранее перемешанной смеси топлива с воздухом. В этом случае возникновение фронта пламени

зависит от скорости протекания химических реакций. Разрушение фронта пламени происходит при уменьшении тепловыделения из-за обеднения топливовоздушной смеси по причине разрыва его поверхности турбулентными вихрями. Источником стабилизации фронта пламени является диффузионный фронт пламени, передающий тепловую энергию через высокотемпературные рециркуляционные зоны.

Двухфронтная модель использует три основные переменные, характеризующие термохимическое состояние смеси: T – температура смеси, Z – массовая доля восстановленного топлива и C – степень завершенности реакции (полнота сгорания), рассчитанная по концентрации кислорода.

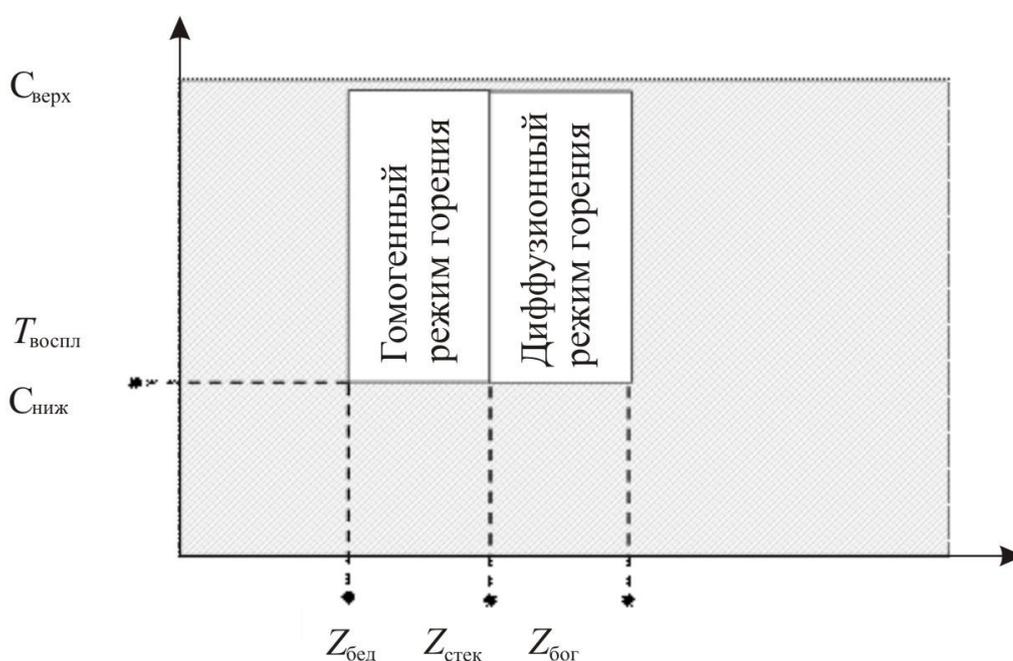


Рисунок 3.4 – Схема реализации процесса горения в камере сгорания

Возникновение фронта пламени возможно только в определенных концентрационных пределах воспламенения ($Z_{\text{бед}}$, $Z_{\text{бог}}$). При этом смесь топлива с окислителем должна достигнуть определенной температуры $T_{\text{воспл}}$ и химического состава $C_{\text{ниж}}$, при которых начинаются быстрые химические реакции. При прохождении химических реакций во фронте пламени ТВС балластируется продуктами

сгорания и при достижении определенного состава смеси $C_{\text{верх}}$ скорость химических реакций падает и фронт прекращает свое существование.

Граница между гомогенным и диффузионным режимами горения при $Z_{\text{стех}}$ в данном случае поставлена из следующих соображений: диффузионное горение в камерах сгорания ГТД организовано при отдельной подаче топлива и окислителя, то есть $Z_{\text{диф.факела}} > Z_{\text{стех}}$. При прохождении через поверхность стехиометрического диффузионного фронта процесс «быстрого» горения прекращается из-за полного окисления топлива.

Процесс радиационного теплообмена в камере сгорания не моделировался, так как для проведения нестационарных расчетов с DES-моделью турбулентности и двухфронтной моделью горения требуются значительные затраты компьютерных ресурсов.

Для обработки результатов расчетов применялся макрос CFD-Post для вычисления значений интеграла Рэлея в зоне фронта пламени с использованием данных промежуточных результатов, записанных через определенные интервалы времени.

Для построения спектра пульсаций давления в интересующих точках в пространстве камеры сгорания в рамках CFD-модели были поставлены точки мониторинга. При завершении расчета данные давления, записанные в точках мониторинга, обрабатывались программой с реализованным в ней алгоритмом дискретного преобразования Фурье.

Общая методика моделирования динамических пульсаций в малоэмиссионной камере сгорания (МЭКС) состояла в выявлении момента возникновения высоких величин пульсаций давления при изменении режимных параметров, связанных с изменением расхода топлива в премиксной топливной системе. То есть при вариации расходов топлива – суммарным коэффициентом избытка воздуха в камере сгорания α при фиксировании доли диффузионного топлива PFR, реализуется моделирование режимов горения, близких к пределу бедного срыва пламени.

На предсрывных режимах нежелательные частоты и амплитуды колебаний могут быть четко выявлены.

При этом движение к предсрывным режимам необходимо начинать с режимов, на которых пламя стабильно – идет демпфирование термоакустических пульсаций, – для того, чтобы определить режимные параметры, на которых возникают пульсации. Например, изменение режимного параметра α в диапазоне от 2,0 до 3,0 с шагом 0,1 при PFR=0% позволяет найти границу возникновения термоакустических пульсаций – $\alpha = 2,6$.

Общий вид геометрической модели для расчетных исследований представлен на рисунке 3.5.

Для описанных выше CFD-моделей были построены сеточные модели в пакете ICEM CFD. Основные элементы расчетной сетки – тетраэдры.

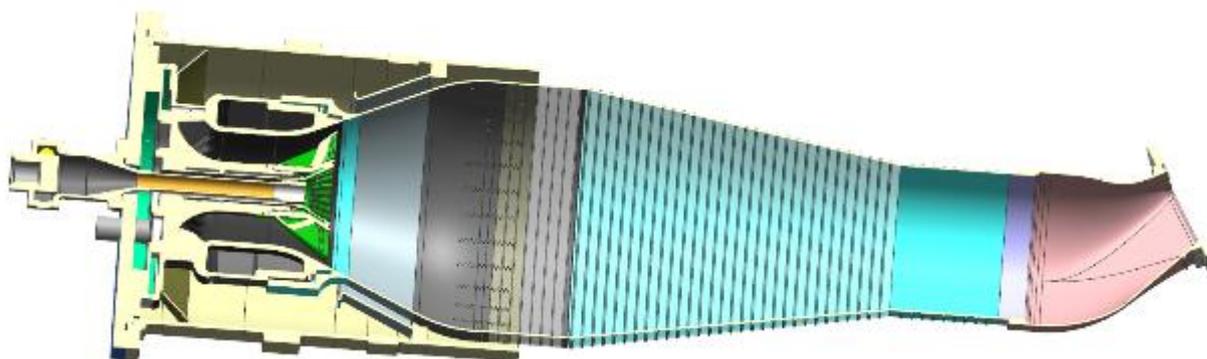


Рисунок 3.5 – Общий вид геометрической модели МЭКС

Низких уровней эмиссии NO_x при реализации технологии «dry low NO_x » в камере сгорания можно достигнуть путем сжигания заранее перемешанной бедной топливовоздушной смеси. При этом топливо должно сгорать преимущественно в зоне «гомогенного» фронта пламени. Наличие фронта пламени диффузионного типа нежелательно, так как приводит к повышенному уровню эмиссии NO_x . Также нежелательно присутствие «оторванного» фронта пламени, так как фронт пламени, расположенный в свободном потоке, больше подвержен пульсациям скорости и концентрации топлива, приводящим к пульсациям тепловыделения.

Конструкция смесителя рассматриваемой МЭКС не обеспечивает хорошее смешение топлива – достаточное для обеспечения сжигания топлива только в зоне гомогенного фронта пламени. Мгновенная концентрация топлива в поперечном сечении камеры сгорания для расчета «LBO_PFR0» приведена на рисунке 3.6. Доля топлива, сгорающего в гомогенном фронте пламени, составляет 60–64 %.

Возникновение пульсаций на частоте 320–360 Гц в данной МЭКС связано с появлением отрыва пламени от части стабилизаторов. Расположение «присоединенных» и «оторванных» пламён при $\alpha = 2,6$ показано на рисунке 3.7. Необходимо отметить, что в данном случае «оторванное» пламя не сносится вниз по потоку, а продолжает «висеть» в определенной области объема жаровой трубы камеры сгорания. Процесс горения в «оторванном» пламени поддерживается путем притока тепла от ближайших «присоединенных» пламён.

Расчетный спектр термоакустических пульсаций вблизи точки расположения датчика в экспериментальной установке приведен на рисунке 3.8. Эволюция спектра показана при изменении коэффициента избытка воздуха камеры сгорания α от 2,0 до 2,9. На рисунке 3.9 показано расположение «присоединенного» пламени при $\alpha = 2,3$. «Хвосты» присоединенного пламени отрезаны с использованием «clipped plane» на расстоянии 1 см от лепестков стабилизатора для удобства визуализации. При $\alpha = 2,3$ пламя стабильно, «оторванного» пламени не наблюдается, и амплитуда пульсаций на частоте 360 Гц не выделяется по величине из общего спектра пульсаций давления. При $\alpha = 2,4$ появляются первые признаки срыва «присоединенных» пламён за одним из лепестков стабилизатора (рисунок 3.10). Амплитуда пульсаций повышается примерно на 30 %. При $\alpha = 2,6$ (рисунок 3.11) пламя сорвано уже за двумя лепестками стабилизатора. Расположение теперь уже «оторванных» пламён показано на рисунке 3.7. И, наконец, при $\alpha = 2,9$ происходят множественные срывы «присоединенного» пламени (рисунок 3.12 и 3.13). Пламя стабилизируется на некотором расстоянии от лепестков стабилизатора. Амплитуда пульсаций в диапазоне частот 320–360 Гц вырастает более чем в 5 раз по сравнению с режимом $\alpha = 2,3$.

Результаты расчета «LBO_PFR3», проведенного при PFR=3%, показывают, что подача топлива из диффузионного топлива приводит к сохранению «присоединенных» пламён даже при $\alpha = 2,9$ (рисунок 3.14). Сохранение пламён «присоединенного» типа способствует сохранению низких амплитуд пульсаций в диапазоне 320–360 Гц (см. рисунок 3.10). Доля топлива, сгорающего в «гомогенном» фронте пламени, остается близкой к результатам «LBO_PFR3» и составляет 62–64 %.

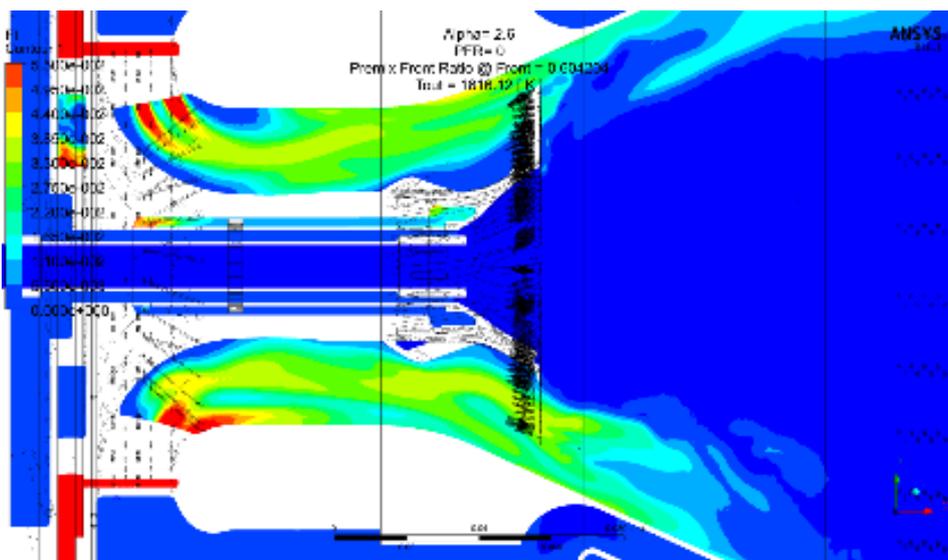


Рисунок 3.6 – Мгновенная концентрация топлива в поперечном сечении камеры сгорания $\alpha = 2,6$, PFR = 0 %

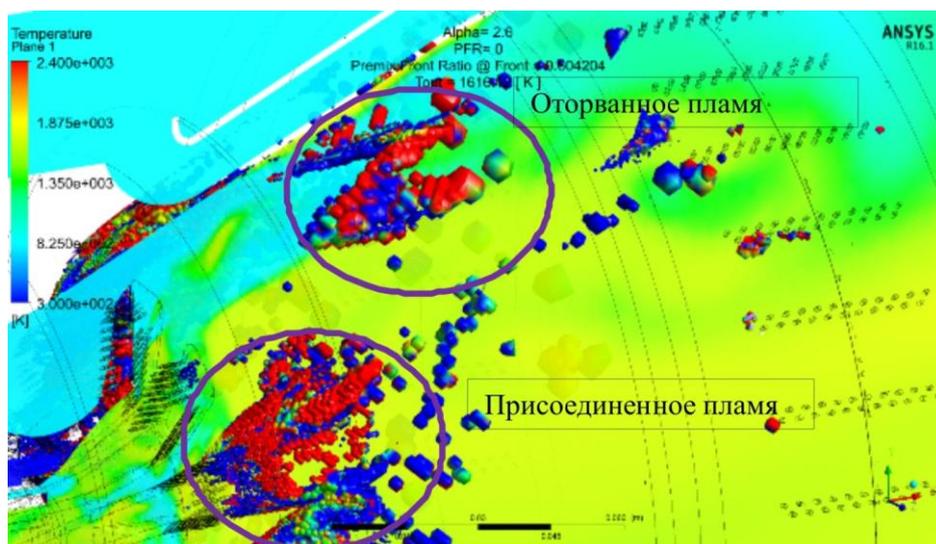


Рисунок 3.7 – Расположение оторванных и присоединенных пламён диффузионного (красный) и гомогенного (синий) типа $\alpha = 2.6$, PFR = 0 %

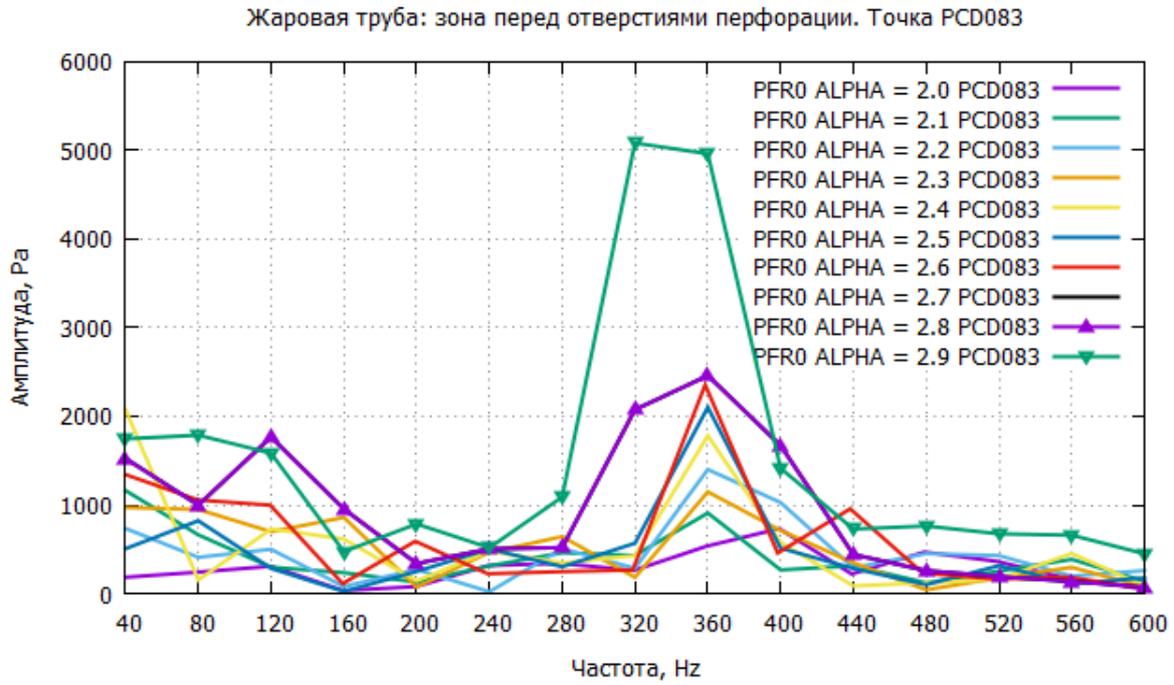


Рисунок 3.8 – Эволюция спектра пульсаций давления при изменении α от 2,0 до 2,9 при PFR = 0 %

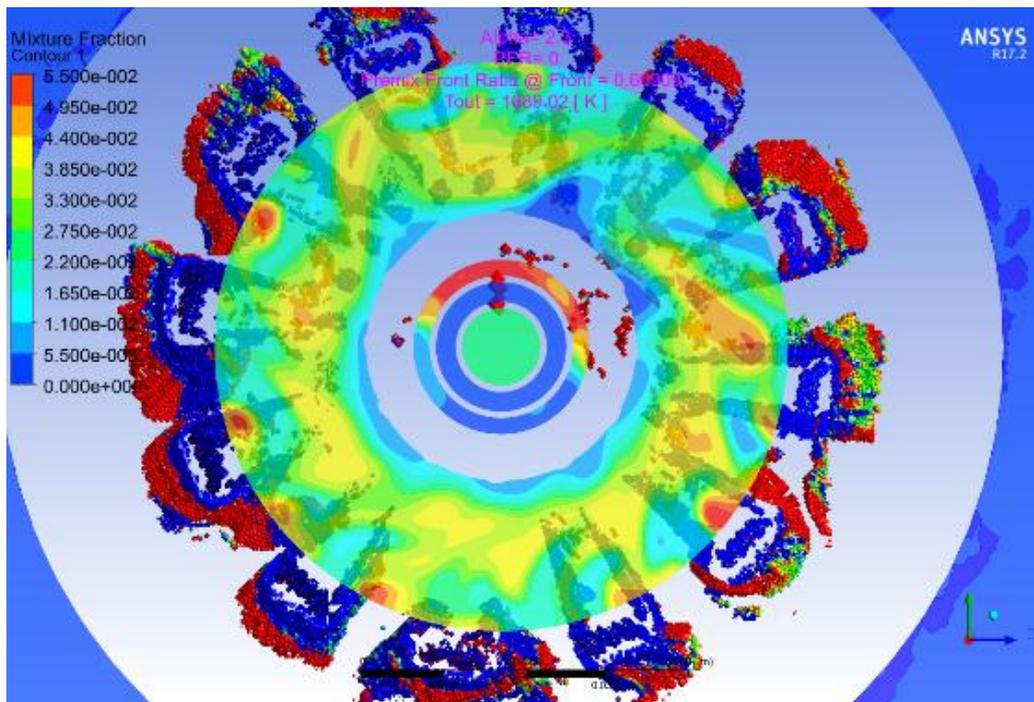


Рисунок 3.9 – Поле массовой доли топлива и изоповерхность «присоединенного» пламени диффузионного (красный) и гомогенного (синий) при $\alpha = 2.3$, PFR = 0%.

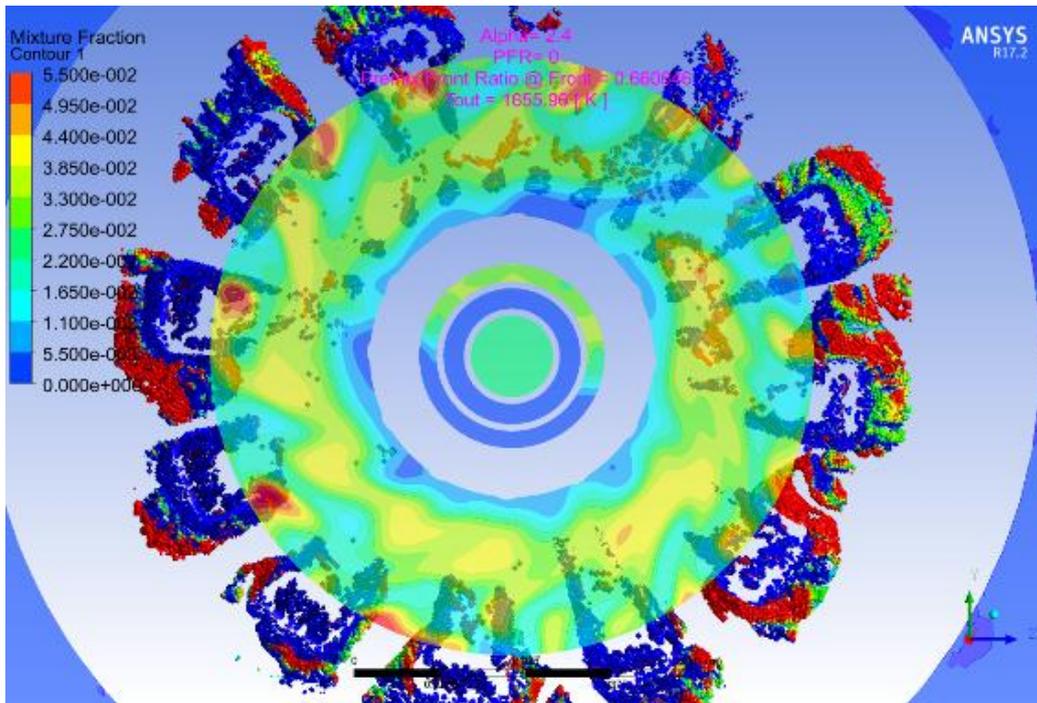


Рисунок 3.10 – Поле массовой доли топлива и изоповерхность «присоединенного» пламени диффузионного (красный) и гомогенного (синий) при $\alpha = 2.4$, PFR = 0%.

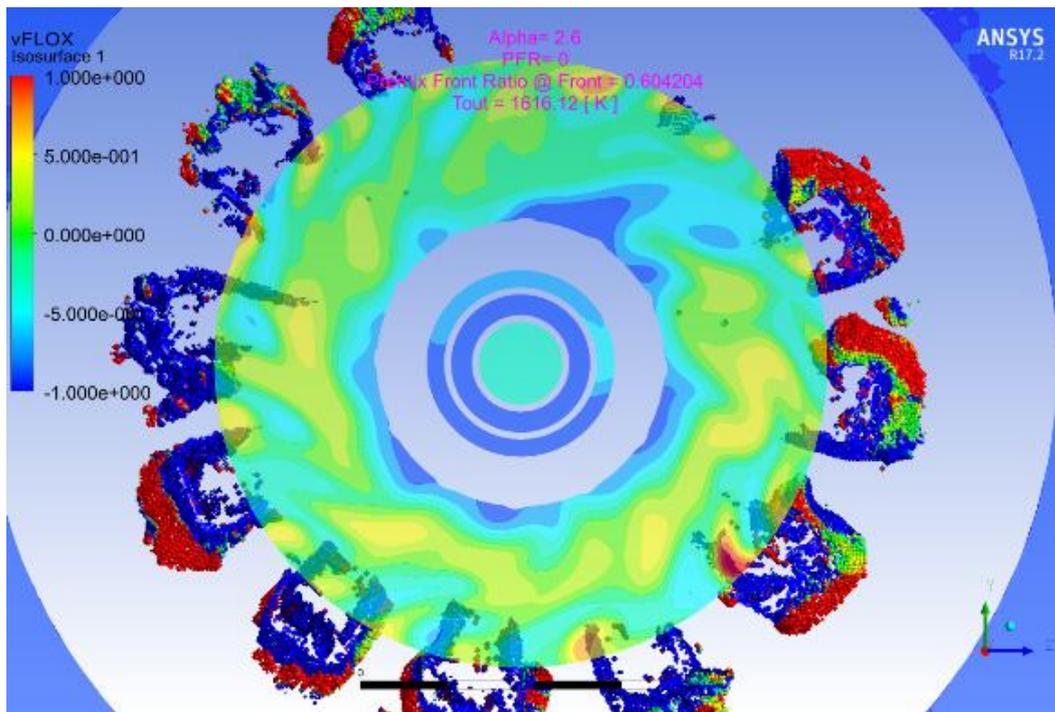


Рисунок 3.11 – Поле массовой доли топлива и изоповерхность «присоединенного» пламени диффузионного (красный) и гомогенного (синий) $\alpha = 2.6$, PFR = 0 %

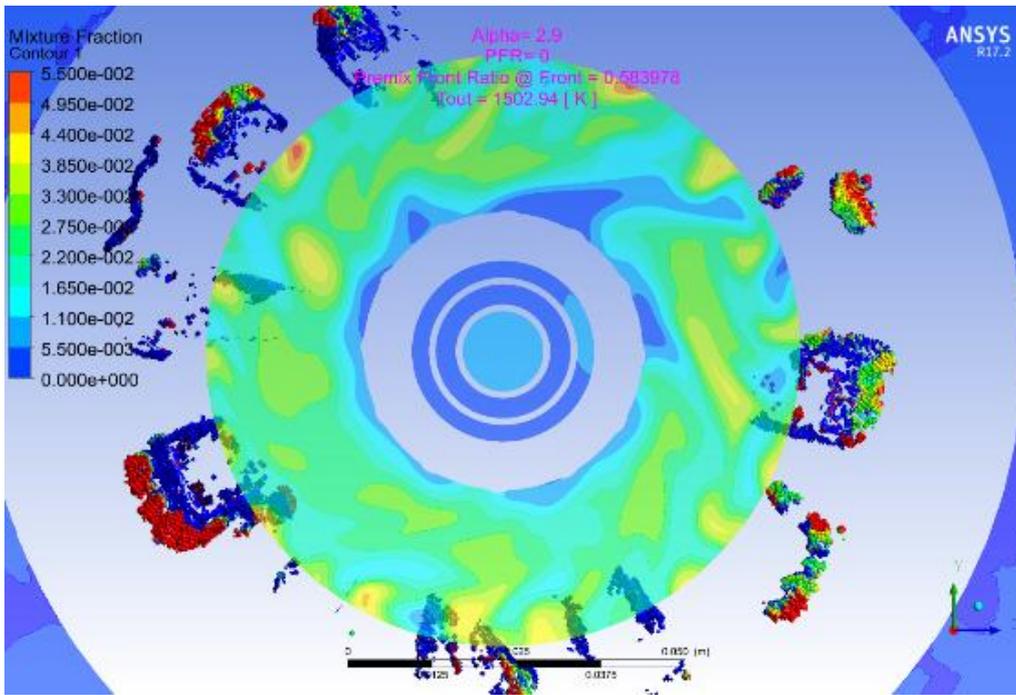


Рисунок 3.12 – Поле массовой доли топлива и изоповерхность «присоединенного» пламени диффузионного (красный) и гомогенного (синий) при $\alpha = 2.9$, PFR = 0 %

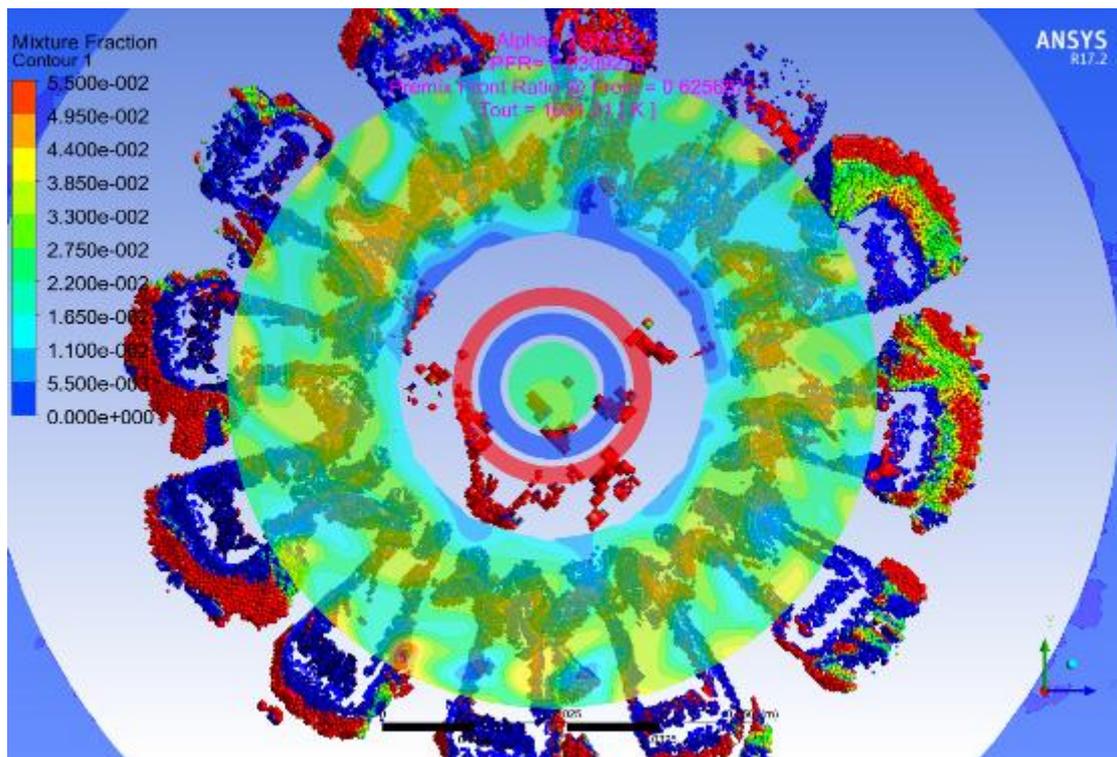


Рисунок 3.13 – Поле массовой доли топлива и изоповерхность «присоединенного» пламени диффузионного (красный) и гомогенного (синий) при $\alpha = 2.9$, PFR = 3 %

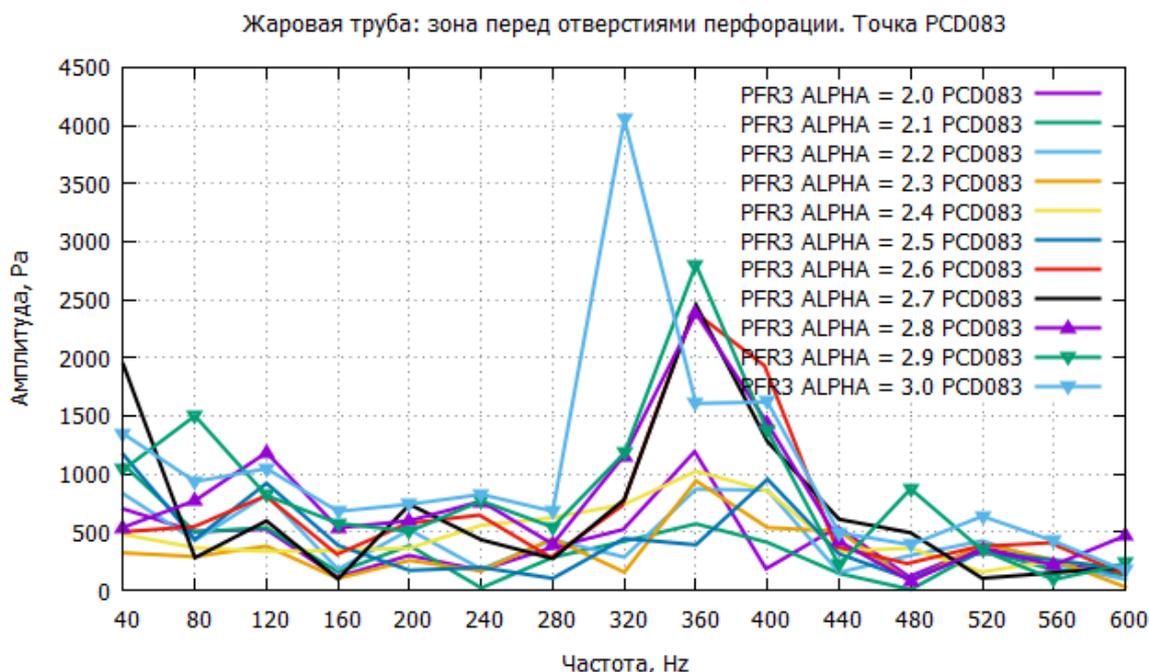


Рисунок 3.14 – Эволюция спектра пульсаций давления при изменении α от 2,0 до 2,9 при PFR = 3 %

3.3. Алгоритм экспериментального определения диапазона устойчивой работы МЭКС

Проверку и доводку акустических характеристик необходимо обеспечить в рабочем малоэмиссионном диапазоне соответствующей газотурбинной установки.

Как правило, при экспериментальном исследовании акустических характеристик исследователь встречается с возникновением высоких амплитуд пульсаций вблизи самой горячей точки малоэмиссионного диапазона (горячий тон пульсации). Возбуждение пульсаций в этой зоне, вероятнее всего, связано с нестационарным высокотемпературным изменением положения фронта пламени в потоке заранее подготовленной топливоздушную смеси при возникновении регулярных пульсаций гидродинамических параметров, а также со снижением до нулевых расходов диффузионного топлива для поддержания стабильности горения. Как правило, в данном диапазоне $T_{\text{перв. зоны}}$ от 1900 до 2200 К ($\alpha_{\text{фр}} = 1,8 \dots 2,3$) возникают высокочастотные пульсации давления от 300 до 3000 Гц. На этом этапе доводки необходимо обеспечить сдвигку данных

пульсаций выше по температуре фронта пламени, в более высокотемпературные зоны, за рабочий диапазон. Это достигается за счет конструктивных изменений, влияющих на характеристики смещения ТВС и взаимодействия зон рециркуляции.

Кроме того, практически всегда исследователь встречается с предсрывными пульсациями давления в самой холодной точке малоэмиссионного диапазона (холодный тон пульсации) по температуре фронта пламени от 1600 до 1700 К ($\alpha_{\text{фр}} = 3,0 \dots 3,6$), возбуждение данных пульсаций связано с локальными срывами пламени в зоне рециркуляции гомогенных топливовоздушных смесей. Как правило, данные пульсации характеризуются низкими частотами в районе 60–120 Гц. Данные пульсации давления являются ограничением малоэмиссионного диапазона, дальнейшее движение в сторону увеличения, обеднения по температуре фронта приведет к росту амплитуд пульсаций и срыву пламени в камере сгорания. Уход от данного рода пульсаций осуществляется путем регулирования расхода воздуха в камеру сгорания для ухода в более горячие рабочие области с обогащением топливовоздушной смеси $\alpha_{\text{фр}}$.

При исследованиях перехода с диффузионной пилотной горелки, на которой работает камера сгорания на низких режимах мощности, на основную малоэмиссионную работу камеры сгорания на гомогенной предварительно подготовленной топливоздушной смеси часто возникают режимы виброгорения. Они, как правило, имеют предсрывной характер, связанный с недостаточной температурой в зоне горения для быстрого, и в то же время стабильного розжига основного гомогенного топлива в зоне рециркуляции при снижении доли поддерживающего диффузионного топлива. Амплитуды пульсаций при переходных процессах обычно зависят от интенсивности и развитости зоны рециркуляции фронта пламени и масштабного удаления зоны горения пилотного диффузионного факела и зоны горения основного гомогенного топлива. Уход от данного рода пульсаций на практике осуществляют несколькими способами: некоторые фирмы используют возможности топливного регулирования методом быстрой перекадки менее 1 секунды с диффузионного контура на гомогенный, считая, что возможное возник-

новение кратковременных пульсаций давления даже с высокими значениями амплитуд не могут привести к разрушению деталей КС, другие фирмы предпочитают, наоборот, плавную переключку на гомогенное топливо с низким темпом, считая, что не следует вносить в процесс перехода резких возмущений в зоне рециркуляции за счет перераспределения топлива, и дополнительно на переходном режиме увеличивают температуру в зоне горения за счет частичного увеличения мощности работы газотурбинной установки или за счет регулирования расхода воздуха, проходящего через фронтное устройство.

На наш взгляд, второй способ плавного перехода с увеличением энергетики горения более предпочтительный, поскольку не создаются дополнительные возмущения в процессе горения и всегда в случае возникновения пульсаций давления существует возможность прекратить перераспределение и вернуться на начальную точку со снижением динамики пульсации давления.

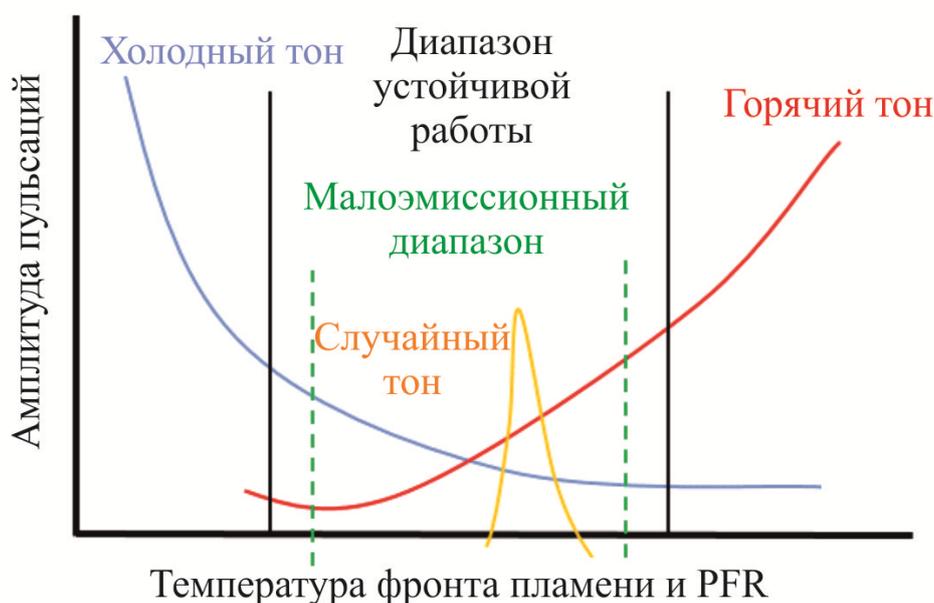


Рисунок 3.15 – Диапазон устойчивой работы МЭКС в зависимости от температуры фронта пламени

Из рисунка 3.15 видно, что диапазон устойчивой работы камеры сгорания ограничен холодным тоном пульсации с левой стороны и горячим тоном пульсации с правой стороны. Основная задача при создании малоэмиссионной камеры

сгорания обеспечить ее работоспособность внутри диапазона с низким уровнем пульсаций давления. В случае если диапазон устойчивой работы КС будет уже малоэмиссионного диапазона, основной задачей будет за счет внедрения мероприятий против возникновения или поглощения раздвинуть границы горячего и холодного тонов пульсаций шире малоэмиссионного диапазона.

Также довольно часто в ходе исследования встречается случайный непостоянный тон пульсаций давления, который может появиться в любом месте малоэмиссионного диапазона в климатическом и мощностном диапазоне работы ГТУ. Данный тон практически невозможно предсказать на этапе проектирования камеры сгорания, как правило, он характеризуется высокой частотой пульсации, более 1000 Гц. Для подтверждения отсутствия случайных тонов пульсаций давления необходимо исследовать всю климатическую и мощностную характеристику камеры сгорания в составе модельного стенда, тем не менее она может внезапно возникнуть при проверочных испытаниях камеры сгорания в составе ГТУ. При выявлении данных случайных тонов пульсаций давления необходимо выявить причину его возникновения и выполнить конструктивные мероприятия по его исключению.

Первым шагом в доводке КС по устойчивости является определение границы начала возникновения горячих тонов пульсаций давления. Данная граница является определяющей характеристикой в том числе и по малоэмиссионному диапазону, так как достижение горячего тона пульсации раньше требуемого уровня эмиссии NO_x приведет к неизбежности кардинального изменения конструкции камеры сгорания. Горячие тона определяются посредством заобогащения топливовоздушной смеси по коэффициенту избытка воздуха на 10–15 % или увеличения режима на 50 градусов по температуре фронта пламени от самой горячей точки всего рабочего диапазона камеры сгорания. Измерение уровня пульсаций давления выполняется внутри жаровой трубы камеры сгорания. Достаточным условием запаса по диапазону устойчивой работы КС является отсутствие виброгорения в данном диапазоне изменения температуры фронта пламени. При этом распределение топливного газа по контурам (PFR) должно строго соответствовать распре-

делению, обеспечивающему экологические характеристики в самой горячей точке по температуре фронта пламени рабочего диапазона ГТУ. При достижении горячего тона пульсации давления необходимо оценить запас от рабочей точки камеры сгорания с учетом возможного возникновения окружных неравномерностей концентраций топливовоздушных смесей в отдельных жаровых трубах камеры сгорания. При получении недостаточного запаса необходимо оценить вероятные причины возникновения пульсаций давления, и, опираясь на темп роста амплитуд и возбуждаемых частот пульсаций давления, разработать конструктивные мероприятия для их устранения.

Действенными мероприятиями по сдвигке границ горячего тона пульсаций давления вправо является увеличение расхода воздуха, проходящего через фронтное устройство с целью снижения возникновения нехарактерных пульсаций тепловыделения, внедрение акустических резонаторов, изменение неравномерности эпюры концентрации топливоздушной смеси, а также обеспечение колебаний воздуха и топлива в одной системе воздух-топливо для снижения дополнительного фактора нестационарного тепловыделения.

После получения удовлетворительных характеристик по расположению горячего тона пульсаций давления относительно малоэмиссионного диапазона переходят ко второму шагу – исследованию холодного тона. В основном при исследовании МЭКС, работающих по принципу сжигания бедных топливоздушных смесей с хорошим качеством смешения, холодный тон пульсаций возникает прямо непосредственно перед погасанием по бедной границе основного гомогенного контура. Процесс происходит следующим образом. В условиях уменьшения количества топлива при снижении температуры фронта пламени происходит снижение полноты сгорания, экспоненциальный рост эмиссии СО и появление предсрывных частот пульсаций давления (70–100 Гц) в общем спектре, и при дальнейшем уменьшении режима происходит срыв и погасание пламени в камере сгорания. Данное развитие процесса горения является логичным и правильным. Однако холодный тон пульсаций может возникать раньше границы бедного срыва

камеры сгорания, особенно на многозонных или многомодульных камерах сгорания при наличии неравномерности во фронте горения и частичного погасания какой-либо зоны горения и повторного ее воспламенения, что может приводить к высоким амплитудам пульсации. Уход от высокой динамики горения осуществляется выявлением зоны возбуждения пульсации давления и исключения ее.

После определения границ холодного и горячего тона пульсаций давления в составе модельной установки выполняется исследование всего малоэмиссионного диапазона работы КС в составе ГТУ с целью проверки отсутствия случайных тонов пульсаций давления, которые достаточно часто имеют место, и четкой закономерности их возникновения нет. Однако даже такое подробное исследование и настройка границ пульсаций давления не дают гарантии отсутствия их в эксплуатации, поэтому основное количество ГТД, оснащенных бедными МЭКС, работают с обязательным контролем уровня пульсаций давления.

3.4. Использование методики экспериментальной доводки при создании МЭКС для ГТУ мощностью 16 МВт

Экспериментальные исследования уровней пульсаций давления выполнялись в составе модельной установки (одногорелочного отсека). Измерения выполнялись высокотемпературным датчиком измерения пульсаций давления RAV-6, установленного через переходник непосредственно в полости жаровой трубы (рисунок 3.16).

Сигнал с датчика записывался на измерительную аппаратуру НПП «Мера» МИС-300, дальнейшая обработка осуществлялась в программе WinPos. В ходе испытаний исследовались акустические характеристики одномодульной камеры сгорания в зависимости от температуры фронта пламени в зоне горения. Обработка результатов выполнялась в программе WinPos, после чего выполнялось сведение результатов в обобщенный график. Исследования выполнялись по параметрам, реализующимся в камере сгорания по дроссельной характеристике на режимах мощности от 70 до 100% номинальной мощности в климатическом диапазоне по $T_n = \text{от } -30 \text{ } ^\circ\text{C до } +45 \text{ } ^\circ\text{C}$.

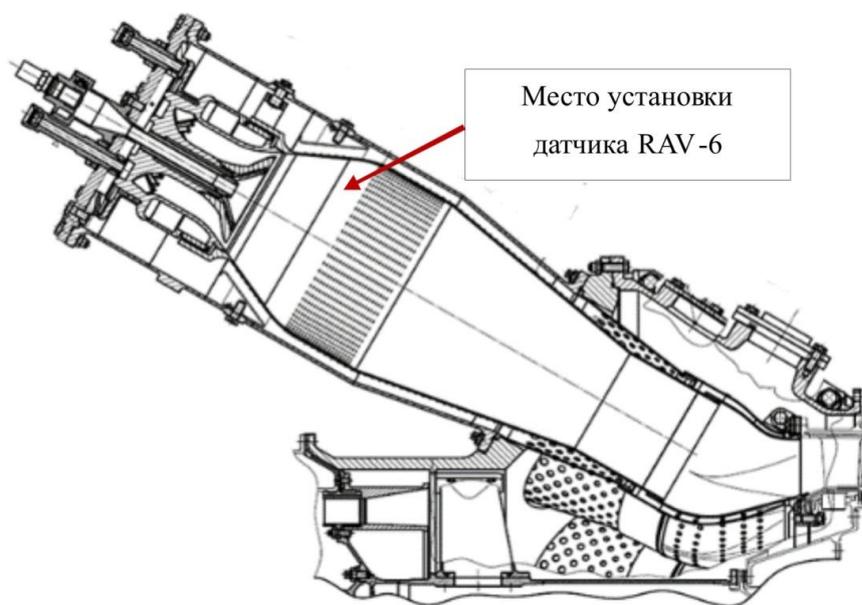


Рисунок 3.16 – Схема установки датчика измерения пульсаций давления в жаровой трубе

После исследования климатического диапазона получены зависимости амплитуд пульсаций давления от температуры фронта пламени, а также амплитудно-частотная характеристика.

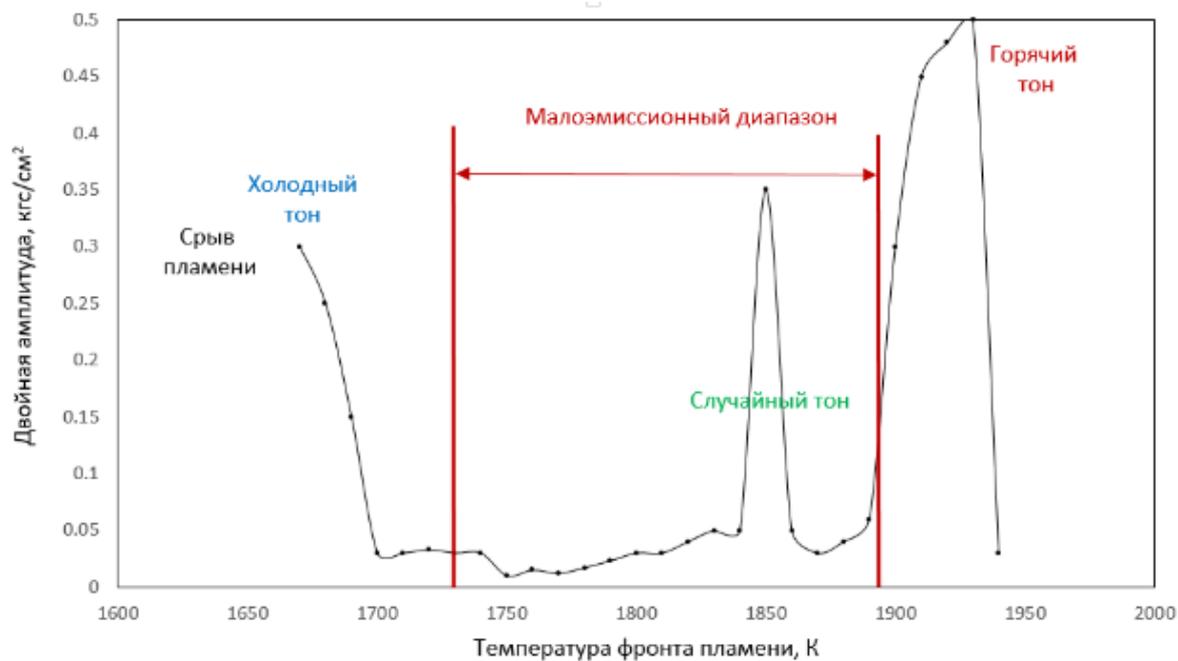


Рисунок 3.17 – Уровень пульсаций давления в зависимости от температуры фронта пламени на первом этапе экспериментальной доводки

Как видно из рисунка 3.17, на первом этапе малоэмиссионной доводки камеры сгорания в малоэмиссионный диапазон попал случайный тон, проявляющийся при температуре фронта пламени 1850 К узкой пикой с двойной амплитудой $2A \sim 0,35 \text{ кгс/см}^2$ на высокой частоте порядка 1780 Гц. Также видно, что правая граница малоэмиссионного диапазона находится в непосредственной близости от границы горячего тона пульсаций давления, проявляющихся при температуре фронта пламени более 1900 К с двойной амплитудой $2A \sim 0,45 \text{ кгс/см}^2$ с увеличением амплитуды при увеличении температуры фронта пламени, возбуждающейся на частоте порядка 340 Гц. Данная частота связана с длиной камеры сгорания. Бедный тон пульсаций давления достаточно удален от левой границы малоэмиссионного диапазона. На рисунке 3.18 представлена амплитудно-частотная характеристика одномодульной малоэмиссионной камеры сгорания для газотурбинной установки мощностью 16 МВт.

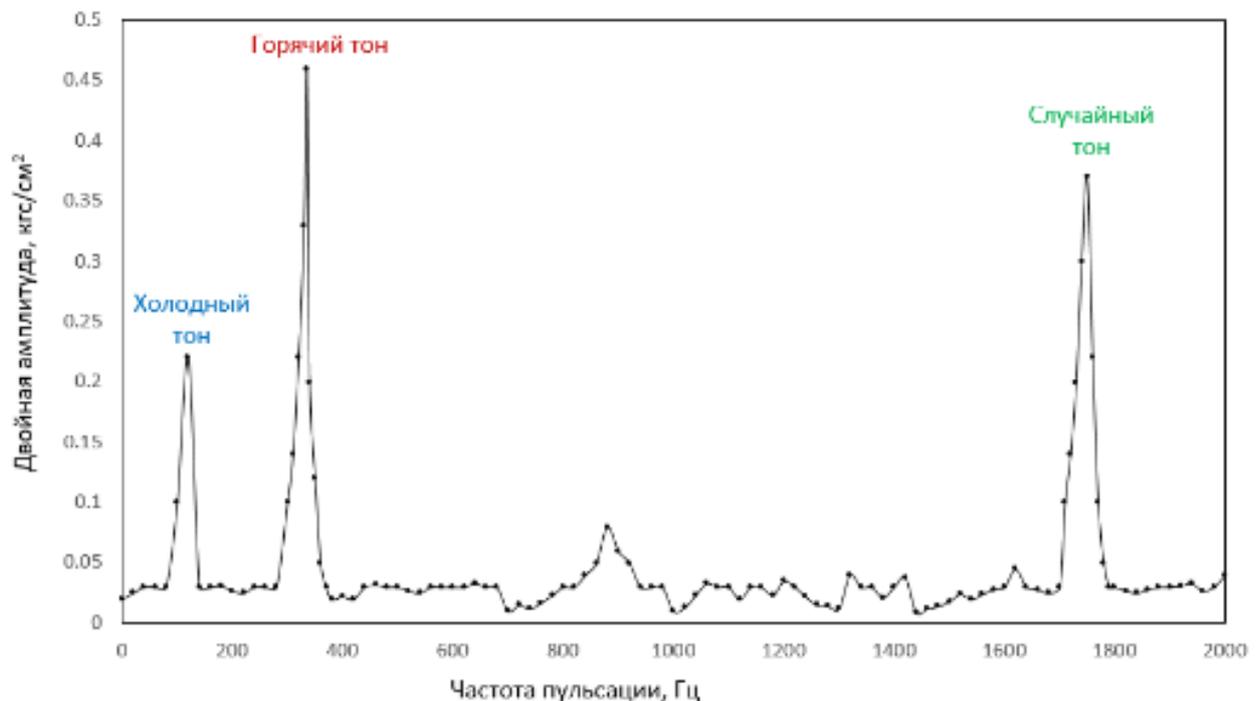


Рисунок 3.18 – Амплитудно-частотная характеристика одномодульной малоэмиссионной камеры сгорания до экспериментальной доводки

В качестве метода подавления случайного тона пульсаций давления на частоте порядка 1800 Гц наиболее часто применяют резонаторы Гельмгольца [53, 54, 57], формирующие отраженную волну в противофазе с волнами пульсаций давления в камере и, тем самым, подавляющие нестационарный волновой процесс. Данные отверстия акустических поглотителей можно увидеть на стенке жаровой трубы одномодульной МЭКС ГТУ-16 на рисунке 2.1.

Сдвигку горячего тона пульсации давления на длинновой моде камерной частоты порядка 340 Гц удалось выполнить за счет разрыва газодинамической связи пульсаций воздушного потока и ответных пульсаций, возникающих в топливной системе. Обеспечить сдвигку горячего тона пульсаций удалось за счет некоторого изменения формы эпюры концентрации топливоздушная смеси и снижения влияния колебаний воздушного потока на топливную систему, тем самым был разорван механизм возникновения дополнительных пульсаций тепловыделения. Следует отметить, что частота пульсаций давления, близкая к 340 Гц, была определена посредством расчетной оценки возможных частот пульсаций давления с использованием двухфронтной модели в подразделе 3.2.

После внедрения поэтапных изменений в конструкцию камеры сгорания, описанных выше, удалось изменить акустическую характеристику, избавиться от случайных тонов пульсаций и отодвинуть границу возникновения горячего тона пульсаций давления за диапазон малоэмиссионной работы камеры сгорания. Данная настройка выполнялась на основании шагов по обеспечению устойчивого диапазона работы описанных в подразделе 3.3.

Для подтверждения полученных характеристик выполнена дополнительная серия исследований, полученные результаты представлены на рисунках 3.19 и 3.20.

Из рисунков 3.19 и 3.20 видно, что после определения причин возникновения виброгорения и внедрения конструктивных мероприятий, применяя методику экспериментальной доводки, удалось исключить случайный тон пульсаций давления и отодвинуть горячий тон пульсаций давления за правую границу малоэмиссионного диапазона более чем на 50 К по температуре фронта пламени, тем самым обеспечить устойчивую работу МЭКС в климатическом и мощностном диа-

пазоне. При этом левая граница пульсаций давления фактически не изменилась и имеет значительный запас от границы по эмиссии CO.

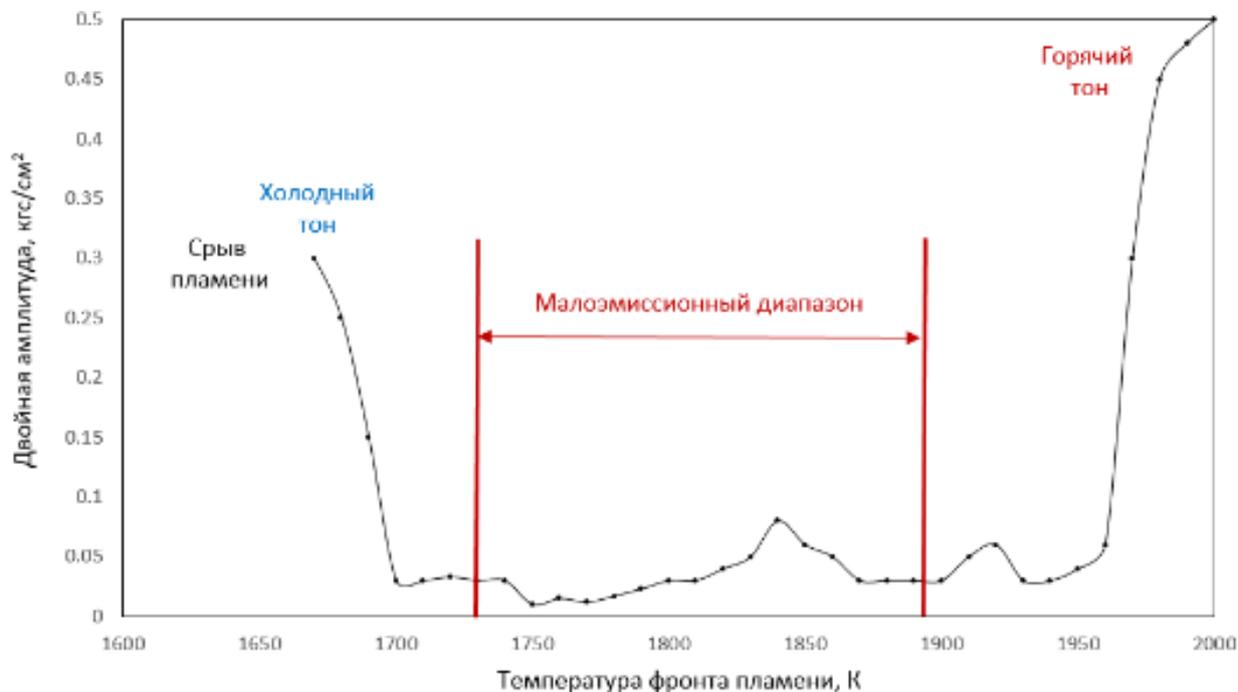


Рисунок 3.19 – Уровень пульсаций давления в зависимости от температуры фронта пламени на первом этапе экспериментальной доводки.

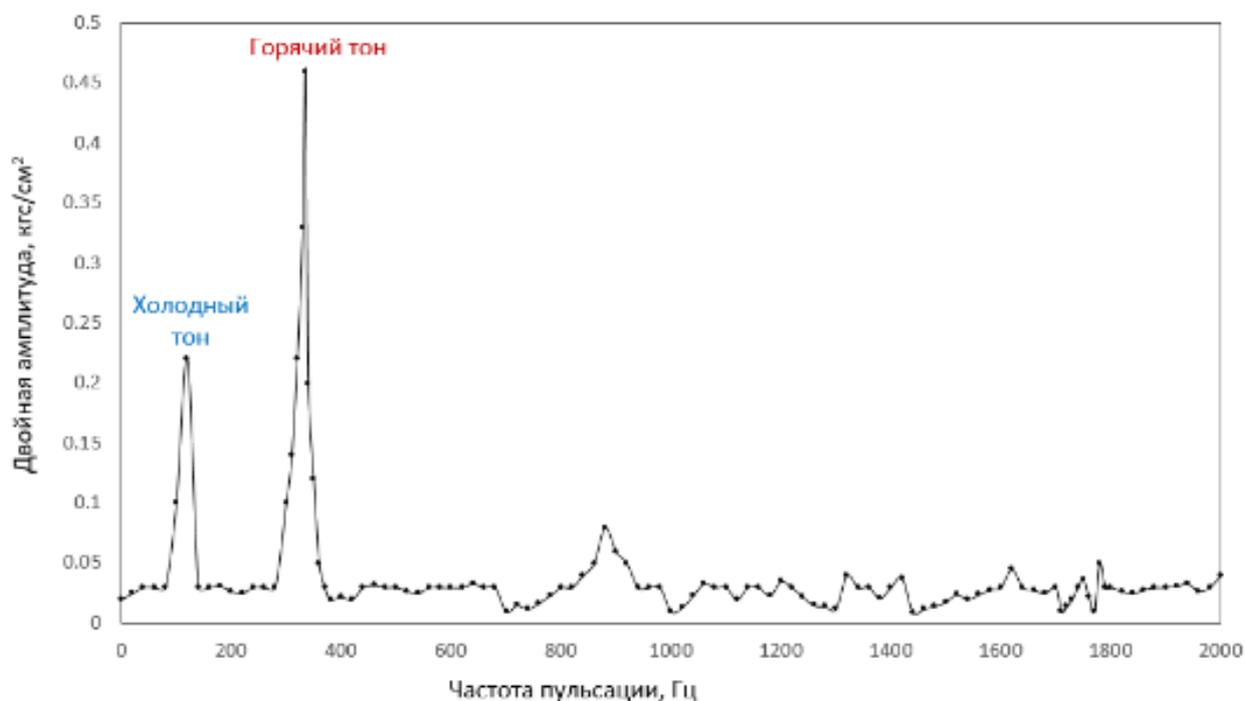


Рисунок 3.20 – Амплитудно-частотная характеристика одномодульной малоэмиссионной камеры сгорания после экспериментальной доводки

Выводы по главе 3

Основными выводами расчетных исследований можно считать следующие:

1. Выполнена оценка частоты и амплитуды термоакустических колебаний с использованием двухфронтной модели турбулентного горения, интегрированной в пакет Ansys CFX.

2. Расчетное исследование позволило предложить увеличение амплитуды термоакустических пульсаций путем изменения структуры пламён:

2.1. Повышение амплитуды в диапазоне частот 320–360 Гц связано с присутствием «оторванных» и «удлинённых» пламён, располагающихся вниз по потоку от кромки стабилизатора.

2.2. Повышение амплитуды в диапазоне частот 120–140 Гц связано с присутствием «удлинённых» пламен, присоединившихся одновременно к кромке стабилизатора и стенке жаровой трубы вниз по потоку.

3. Проведенный анализ выявил, что эффект подавления амплитуды колебаний системой перфорации жаровой трубы связан с присутствием диффузионного пламени, в котором сгорает недогоревшее топливо, вблизи отверстий перфорации. Диффузионное пламя обладает повышенными характеристиками стабильности в диапазоне коэффициента избытка воздуха в камере сгорания от 2,0 до 2,6 на режиме отсека.

Основными выводами методики экспериментальной доводки устойчивого диапазона считаются следующие:

1. Определены основные шаги экспериментальной доводки диапазона устойчивой работы.

2. МЭКС, работающей по принципу сжигания бедной топливоздушнoй смеси, присущи горячие, холодные и случайные тона пульсаций давления, а виброгорение возможно при переходе горения с диффузионной пилотной горелки на основную малоэмиссионную.

3. Основной целью экспериментальной доводки устойчивости КС к виброгорению является получение диапазона устойчивой работы КС шире малоэмиссионного.

4. Изменение акустических характеристик осуществляется за счет внесения конструктивных изменений в зависимости от природы возбуждения виброгорения.

5. Акустические характеристики могут изменяться при переходе к полно-размерному двигателю в связи с наличием дополнительных присоединенных объёмов в полноразмерной КС.

ГЛАВА 4. МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ПРОВЕРКИ ДОВОДКИ МЭКС ПО ПРОСКОКУ ПЛАМЕНИ

4.1. Проектная оценка критериев отсутствия проскока пламени на основе 3D-моделирования

4.1.1. Теория возникновения проскока пламени в КС бедного типа с предварительной подготовкой топливоздушной смеси.

Явление проскока пламени свойственно всем устройствам горения, использующим топливо, перемешанное с воздухом. Для камер сгорания проскок пламени можно определить как быструю химическую реакцию, происходящую в зоне впрыска и сопровождающуюся значительным выделением тепла, что вызывает распространение пламени от основной зоны горения вверх против потока.

Различают два типа проскока пламени:

- проскок, происходящий в свободном потоке;
- проскок, происходящий в низкоскоростной части потока – в пограничном слое вдоль поверхности стабилизатора, различных стоек, опор или тяг и вдоль стенок смесительного устройства камеры. Механизм проскока может включать как гомогенные, так и гетерогенные реакции [39]. Наиболее очевидный механизм проскока в свободном потоке связан с возникновением возвратных течений в общем потоке газа через камеру. Эти течения могут быть результатом срыва потока в компрессоре двигателя, значительных возмущений потока, вызванных попаданием в двигатель посторонних предметов, а также результатом вибрационного горения. Проскок может также возникнуть и при отсутствии возвратных течений, если скорость распространения турбулентного пламени в смесительном устройстве превысит местное значение скорости газа. При использовании бедных смесей в зоне горения происходит снижение скорости распространения пламени, а остальные факторы, связанные с улучшением характеристик термодинамического цикла перспективных двигателей, такие как высокие температуры и давления, высокие уровни турбулентности, протекание в газе предпламенных реакций, из-за боль-

ших времен пребывания в высокотемпературных зонах вызывают увеличение скорости распространения турбулентного пламени. Следовательно, скорость пламени может оказаться достаточно большой, чтобы это вызвало необходимость повышения скоростей в зоне впрыска и испарения до неприемлемо высокого уровня ради того, чтобы избежать нежелательных возмущений процессов горения. К параметрам, влияющим на проскок пламени в пограничном слое через заторможенную трением часть потока, относятся температура стенки, структура пограничного слоя, его толщина, уровень турбулентности и распределение температуры газа по толщине пограничного слоя [1].

4.1.2. Проектная оценка критериев отсутствия проскока пламени

При проектировании и выполнении аэродинамических расчетных исследований горелочного устройства камеры сгорания с предварительным смешением топливовоздушной смеси необходимо выполнять оценку основных критериев, влияющих на возможность проскока пламени, а именно:

- перепад полного давления на фронтальном устройстве (скорости истечения топливовоздушной смеси) на входе в зону горения;
- отсутствие отрывов потока и зон обратного тока;
- отсутствие стехиометрических соотношений топливовоздушных смесей вблизи стенок и по пограничному слою;
- отсутствие зон горения вблизи стенок фронтальных устройств.

Как правило, скорость распространения пламени при сжигании природного газа в условиях камер сгорания газотурбинных установок средней мощности определяется скоростью химической реакции и переносом тепла и массы от пламени к свежей смеси вверх по потоку и составляет от 10 до 35 м/с. Соответственно скорость в проточной части с предварительным смешением топливовоздушной смеси должна быть выше скорости распространения пламени.

Общеизвестно, что для обеспечения максимально высокого КПД газотурбинного двигателя требуется уменьшать потери полного давления по газовоздушному тракту. Однако для обеспечения требуемых скоростей в фронтальном устройстве требуется зажимать площади проходных сечений, тем самым увеличивая пе-

репад и потери полного давления в камере сгорания. Поэтому при проектировании необходимо найти баланс между данными характеристиками.

В ходе экспериментальных исследований удалось выявить важную зависимость, представленную на рисунке 4.1, которую следует учитывать на этапе проектирования. По данной зависимости определяется минимально допустимый перепад давления на фронтном устройстве в зависимости от выбранной крутки основного потока. У большинства малоэмиссионных камер сгорания, работающих по типу сжигания бедной предварительно перемешанной топливовоздушной смеси, стабилизация фронта пламени осуществляется за счет закрутки основного потока, как правило, от 40 до 70 градусов. В подобного рода камерах сгорания для обеспечения осевой скорости потока не менее 35 м/с минимальный перепад на фронтном устройстве, обеспечивающий отсутствие проскока пламени в зону предварительного смещения, не менее 3 % от давления на входе в КС. Большинство КС данного типа имеют перепад давления от 3 до 4 %.

Меньшее количество современных малоэмиссионных камер сгорания с целью сохранения высокого КПД двигателя и минимизации потерь давления стабилизацию фронта пламени осуществляют за счет применения плохообтекаемого тела, что позволяет снизить потери давления на фронтном устройстве до 1 % от давления на входе в камеру сгорания. Однако в таких камерах сгорания для обеспечения приемлемых осевых скоростей необходимо значительно уменьшать крутку основного потока, что значительно сказывается на формировании однородной топливовоздушной смеси и связано с проблемой высокой окружной неравномерности концентраций топлива. Также в этого рода камерах сгорания возникает достаточно серьезная проблема с охлаждением устройств, стабилизирующих пламя, ввиду их близости к основному фронту пламени.

При проектировании устройств камер сгорания с предварительным смешением топлива необходимо выполнять оценку отсутствия отрывных зон, образующихся как от крутки потока, так и от наличия плохо обтекаемых тел, уступов и прочих элементов, по которым возможен проскок и стабилизация пламени.

Чаще всего проскок пламени проходит вблизи стенок по пограничному слою и стабилизируется в фронтном устройстве, поэтому при формировании эпюры концентраций топливовоздушных смесей необходимо стараться обеспечить негорючие бедные концентрации топлива.

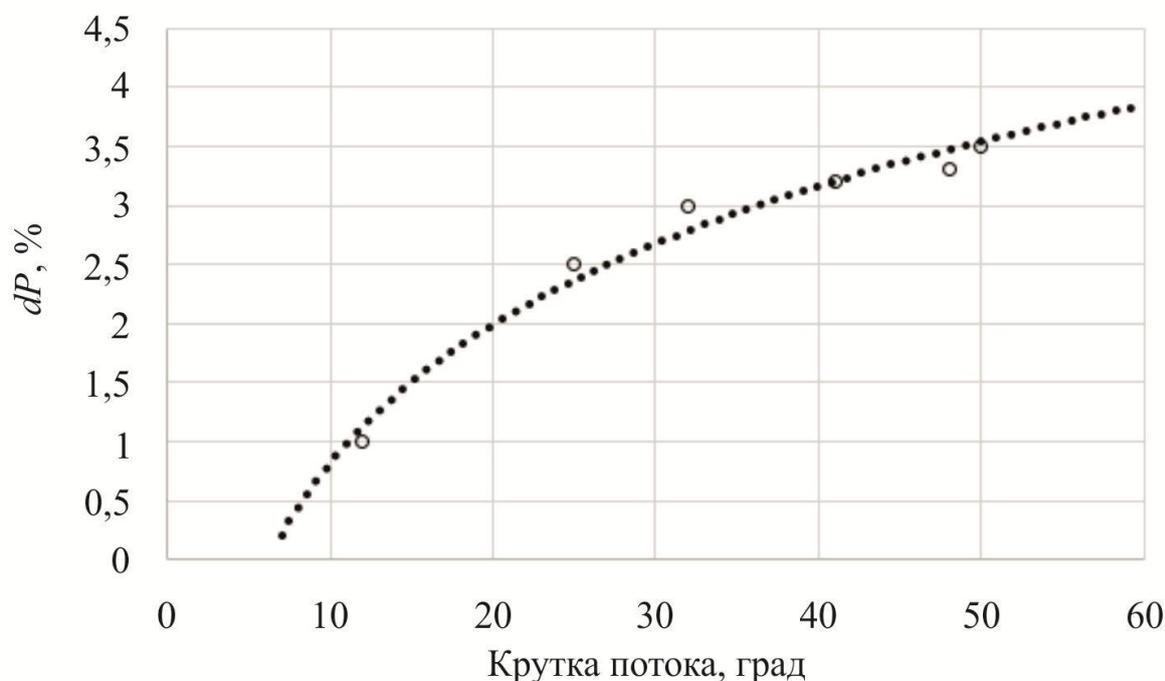


Рисунок 4.1 – Экспериментальная зависимость крутки потока от уровня потерь полного давления на фронтном устройстве

Причиной возникновения проскока пламени служат также пульсации давления с большой амплитудой колебания скорости потока газа, в результате чего из-за заброса горячих продуктов сгорания воспламеняется смесь внутри фронтного устройства со стабилизацией пламени из-за низкой скорости вблизи стенок. Конструкция фронтного устройства не должна содержать зоны стабилизации пламени, в том числе зоны с низкими скоростями потока менее 30 м/с.

4.1.3. Расчетная оценка критериев отсутствия проскока пламени при помощи 3D-моделирования применительно к одномодульной МЭКС для ГТУ мощностью 16 МВт

При исследованиях проскока пламени использовалась одномодульная модельная противоточная камера сгорания, представленная на рисунке 4.2.

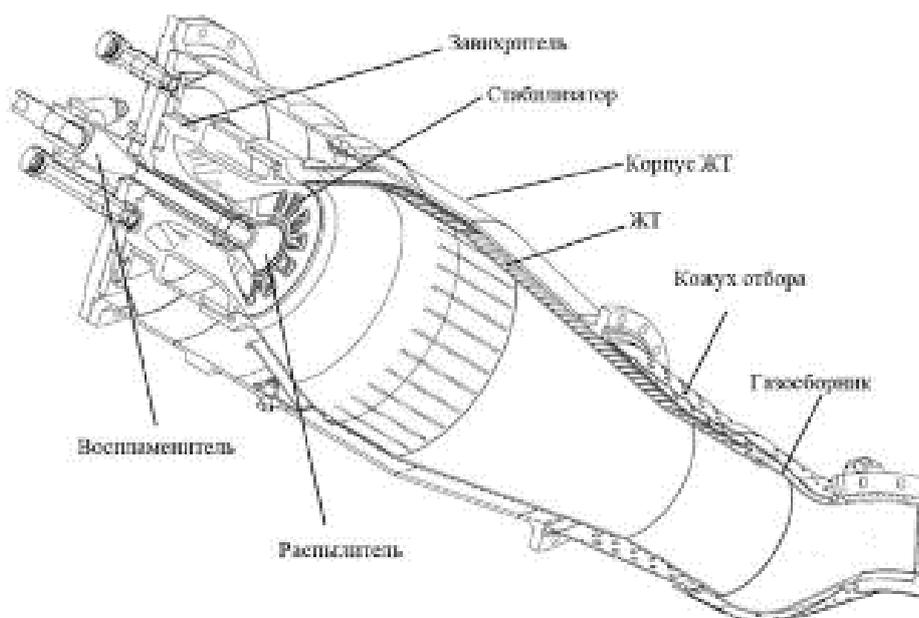


Рисунок 4.2 – Модель одномодульной камеры сгорания

С помощью пакета ANSYS CFX 17 выполнен аэродинамический расчет критериев, представленных выше, на параметрах номинального режима. Выполненная оценка скоростей потока и эпюры концентраций топливовоздушных смесей по длине фронтального устройства представлена на рисунках 4.3 и 4.4.

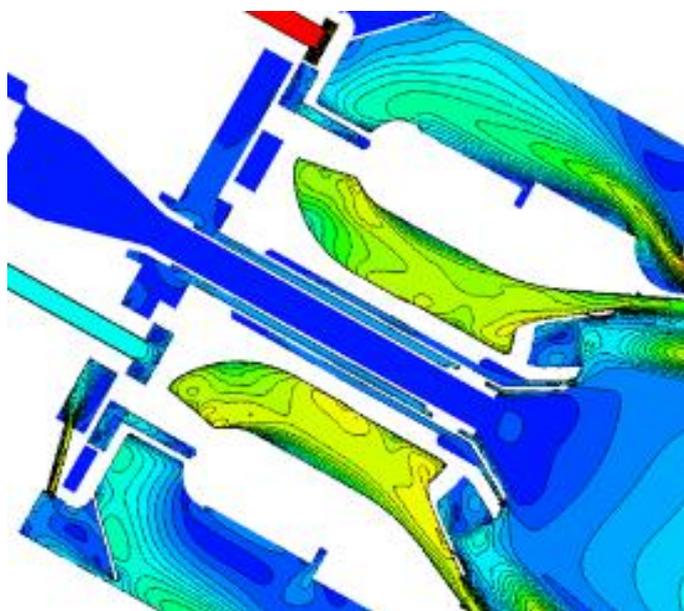


Рисунок 4.3 – Поле скорости в модельном фронтальном устройстве

Выполнен анализ поля скорости по тракту модельного фронтального устройства камеры сгорания, в результате которого выявлено наличие в потоке зон, в которых уровень скоростей имеет незначительный запас по скорости распространения

ния пламени, поэтому особое внимание необходимо уделить полю концентраций топлива. Значительное увеличение скорости потока в данном типе фронтного устройства невозможно без кардинального изменения геометрических характеристик, что приведет к перераспределению воздушных потоков, изменению качества смешения и смещению основных зон горения.

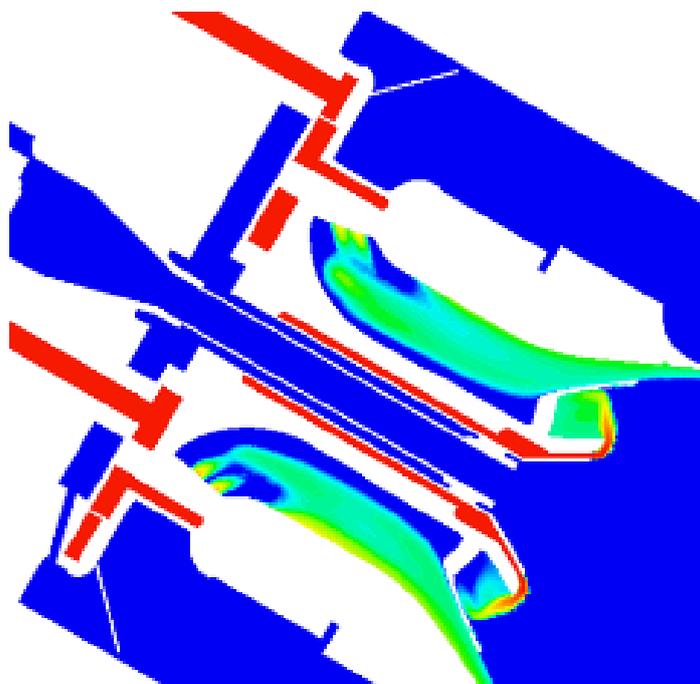


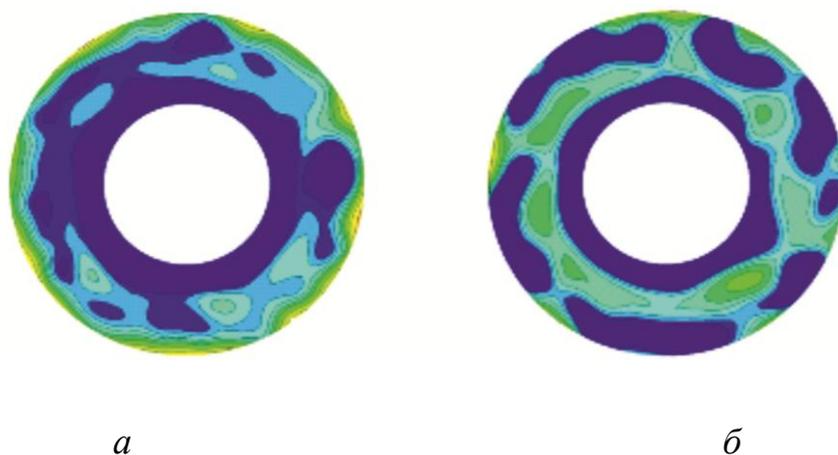
Рисунок 4.4 – Поле концентраций топлива в модельном фронтном устройстве

Анализ поля концентраций первоначальной конструкции показал наличие около стехиометрических зон вблизи наружной стенки фронтного устройства на выходе в зону горения, данный профиль эпюры концентраций топлива является опасным для проскока пламени и стабилизации в зоне предварительного смешения в фронтном устройстве.

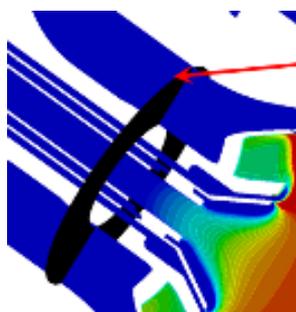
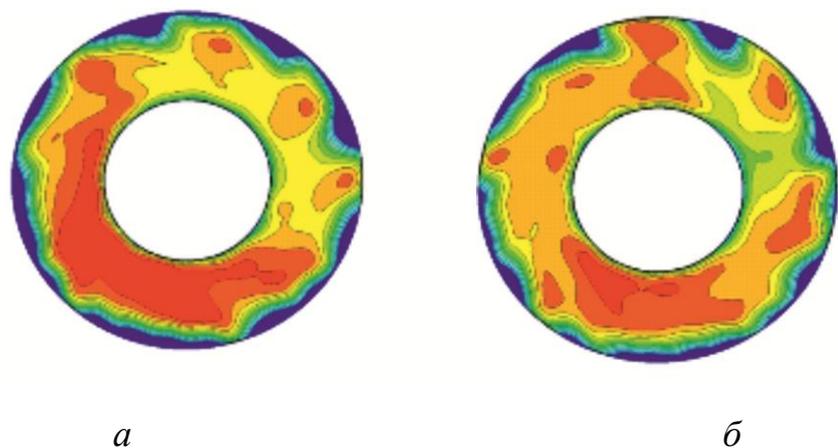
С целью доводки эпюры концентраций для снижения риска реализации проскока пламени выполнено перераспределение топлива в канале смешения. Для оценки внедренных мероприятий выполнена серия сравнительных расчетов изначальной конструкции прототипа камеры сгорания и модифицированного варианта. Необходимо понимать, что настройку эпюры концентраций следует выполнять с учетом основной задачи – обеспечение экологических характеристик и устойчивой беспульсационной работы КС. Результаты моделирования представлены на

рисунке 4.5. Средняя скорость потока топливоздушной смеси после настройки топливных отверстий не изменилась, но изменилось распределение топлива в канале смесителя фронтального устройства.

Коэффициент избытка воздуха в канале модельного фронтального устройства



Скорость в канале модельного фронтального устройства



Местоположение
плоскости сечения

Рисунок 4.5 – Поле скорости и коэффициента избытка воздуха в сечении смесительного канала ФУ: *a* – исходный вариант, *б* – вариант с мероприятиями

В результате мероприятий значительно уменьшились размеры околоэхиометрических зон вблизи наружной стенки смесительного канала, как показано на рисунке 4.5. На рисунке 4.6 представлена эпюра осреднения поля концентраций в поперечном сечении смесительного канала. В результате мероприятий профиль концентрации топлива вблизи наружной стенки смесительного канала сместился в более бедную зону, что снижает вероятность стабилизации пламени в случае проскока. На рисунке 4.7 показаны поле коэффициента избытка воздуха и скорости потока для обоих вариантов в сечении, проходящем через срез, стабилизирующий плохо обтекаемое тело. Видно, что смесь становится более перемешанной, богатых зон нет.

Несмотря на положительный эффект, полученный при выполнении математического моделирования от реализации мероприятий, для минимизации риска повреждения камеры сгорания от проскока пламени необходимо выполнить серию испытаний с искусственным воспламенением топливовоздушной смеси в зоне смешения модельного устройства на режимах работы двигателя с максимальной вероятностью к проскоку. Данные режимы характеризуются минимальными скоростями в фронтовом устройстве, максимальным давлением и температурой, а также в режимах, близких к границам виброгорения исходя из параметров работы газотурбинной установки.

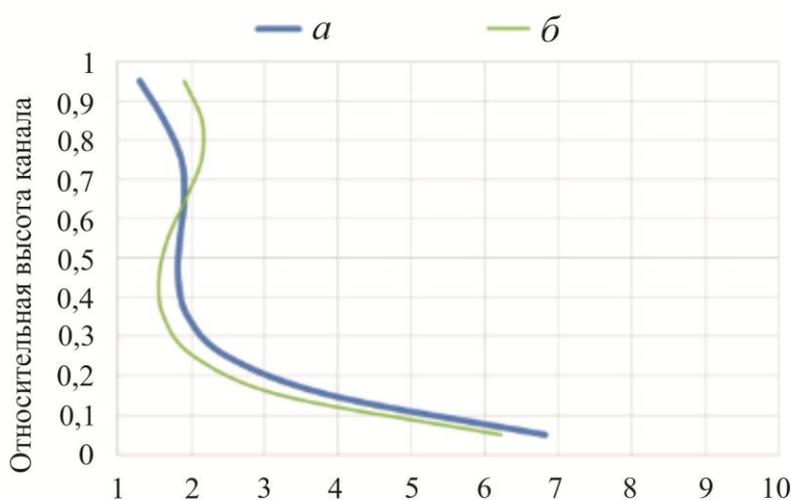


Рисунок 4.6 – Эпюра коэффициента избытка воздуха в сечении канала ФУ:

a – исходный вариант; *б* – вариант с мероприятиями

Коэффициент избытка воздуха

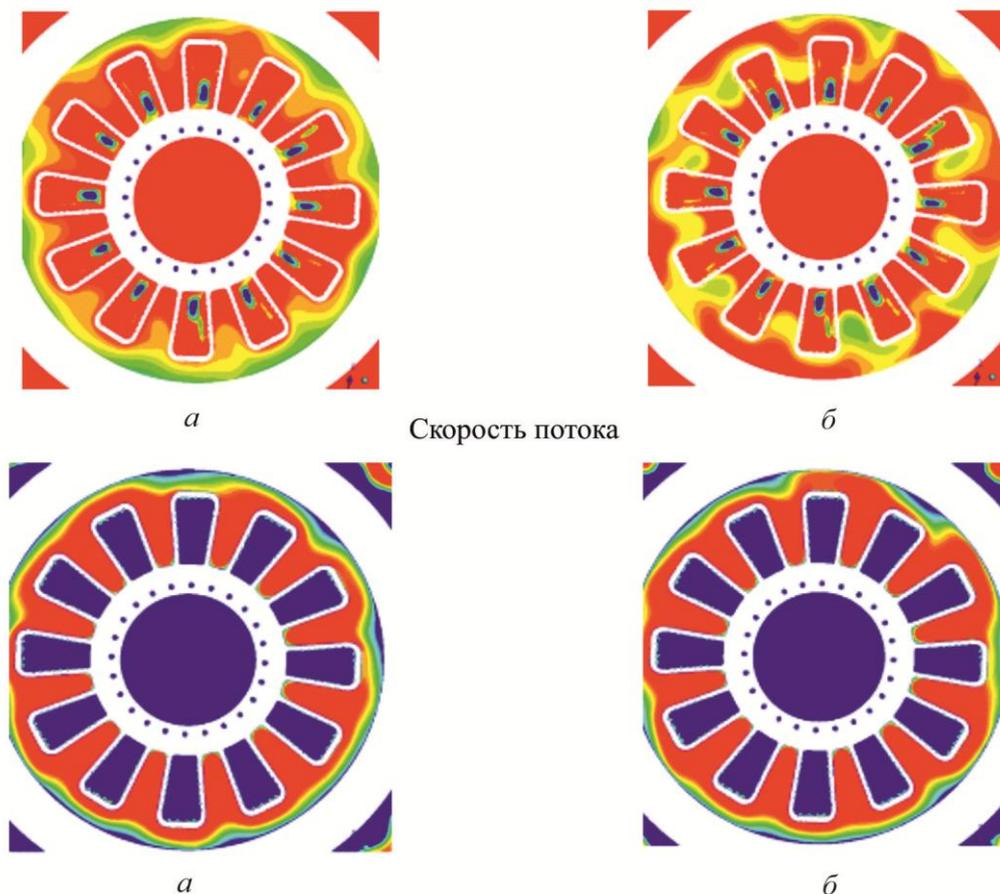


Рисунок 4.7 – Поле скорости и коэффициента в сечении на срезе смесительного канала ФУ:
а – исходный вариант, *б* – вариант с мероприятиями

4.1.4. Критерий Пекле

Группа авторов из Мюнхенского технического университета М. Kroner, J. Fritz и Т. Sattelmayer выполняли исследование границ проскока пламени в вихревой горелке, результаты которого были опубликованы ASME TURBO EXPO 2002 [1].

Исследование было проведено для определения границ проскока вихревой горелки в цилиндрической трубке с предварительным смешением топливоздуш- ной смеси без центрального тела в атмосферных условиях. Границы проскока определялись как восходящее распространение пламени по всей смесительной трубке и отслеживались специальным оптическим датчиком пламени с высоким временным разрешением. Для изучения влияния основных параметров на грани- цы проскока варьировали скорость горения топлива с использованием четырех

различных смесей из природного газа и водорода с объемной долей водорода до 60%. Предложен простой подход к расчету скоростей ламинарного пламени этих смесей, который используется для установления корреляции между результатами эксперимента. В ходе исследования температура предварительного нагрева топливной смеси варьировалась от 100 до 450 °С с целью изучения влияния скорости горения, а также оценки коэффициента плотности по фронту пламени. Кроме того, в широком диапазоне изменялся массовый расход в виде дополнительного параметра.

Было установлено, что определяющим фактором для границ проскока является гашение химической реакции. Модель с числом Пекле была успешно применена для установления корреляции между границами проскока и диаметром смесительной трубки, скоростью потока, скоростью ламинарного горения. Используя эту модель, для горелки можно определить коэффициент гашения, который является критерием обратного сопротивления проскока и позволяет рассчитать границу проскока для всех режимов работы на основе ограниченного числа испытаний с проскоком.

4.2. Методы экспериментального подтверждения отсутствия проскока пламени применительно к ГТУ мощностью 16 МВт разработки АО «ОДК-Авиадвигатель»

4.2.1. Экспериментальные методы исследования устойчивости малоэмиссионной камеры сгорания к проскоку пламени.

Как правило, экспериментальные методы сводятся к подтверждению заложенных при проектировании характеристик, влияющих на проскок пламени:

- проверке отсутствия отрывных зон и зон с обратным током;
- оценке эпюры концентрации топлива погружными гребенками;
- обеспечению искусственного воспламенения топливовоздушной смеси в зоне предварительного смешения и проверке сдува пламени.

Недорогим и достаточно простым является способ проверки отсутствия зон отрывов с использованием эпоксидной смолы. Данный способ заключается в то-

чечном нанесении эпоксидной смолы в проточной части смесительного устройства с последующей установкой в специальное приспособление, имитирующее поток воздуха в камере сгорания. Выполняется продувка воздухом с параметрами, близкими к реализующимся на основных режимах работы смесительного устройства при температуре воздуха 100–120 градусов Цельсия, при которой происходит нагрев и стекание эпоксидной смолы по линиям тока. После продувки выполняется фотофиксация линий тока смолы. При наличии мест с непотёкшими точками или потекшими в противоположном направлении основного потока продувочного воздуха указанные места фиксируются и исследуются дополнительно как области, потенциально опасные к проскоку пламени и его дальнейшей стабилизации.

Второй тип испытаний, который проводится в задел подтверждения устойчивости камеры сгорания к проскоку пламени, – это исследование эпюры концентраций топливовоздушной смеси вблизи стенок выхода из смесительного устройства. Данный метод заключается в подаче инертного газа, например углекислого газа CO_2 , в топливные каналы на режимах продувки горелочного устройства. С помощью погружного приемного механизма осуществляется отбор пробы газа в сечении на выходе из фронтального устройства, которая подается на газоанализатор. Полученную эпюру концентраций топливовоздушной смеси сравнивают с расчетными значениями, полученными в результате численного моделирования. Вблизи стенок должны отсутствовать стехиометрические концентрации топлива.

Третий тип испытаний является самым дорогостоящим и требует специальной подготовки дополнительного оборудования, а также имеет высокий риск разрушения исследуемой материальной части. Испытания проводятся на модельной установке на режимах, наиболее подверженных проскоку пламени, и заключаются в искусственном воспламенении топливовоздушной смеси в зоне предварительного смешения. Для розжига применяются специальные воспламенители или розжиг происходит с помощью подачи дополнительного топлива, скорость распространения пламени у которого выше, чем скорость потока во фронтальном устройстве, например, водород. Для контроля воспламенения, как правило, устанавливаются специальные термодпары, по которым фиксируется наличие горения в зоне предварительного смешения. Как только зафиксировано горение по термопа-

рам, контролирующим проскок пламени, выполняется отключение специальных воспламенительных устройств или подача инертных топлив. Фиксация горения заключается в резком росте температуры в зоне смешения топлива с воздухом до значений, достигающих 1800–2000 градусов Цельсия. Контролируется уход пламени из зоны смешения в течение 3 секунд по показаниям специальных термопар, контролирующих проскок пламени. Если уход не зафиксирован, то выполняется отсечка основного топлива для недопущения разрушения материальной части.

Для обеспечения в условиях эксплуатации отсутствия проскока пламени, приводящего к разрушению камеры сгорания, работающей по бедному типу, во всем фронтном устройстве не должно формироваться условий стабилизации пламени, и даже в ситуации, если проскок пламени случился, пламя должно мгновенно выдуться из зоны смешения в зону горения, не приводя к повреждению элементов камеры сгорания.

4.2.2. Проверка запасов МЭКС к проскоку пламени в фронтное устройство

Для проведения испытаний по проверке запасов МЭКС к проскоку пламени в ФУ на входе в горелочное устройство установлен дополнительный воспламенитель, способный разжигать топливовоздушную смесь на режиме 100 % мощности в зоне предварительного смешения топливовоздушной смеси в ФУ. Для контроля воспламенения топливовоздушной смеси в ФУ установлены 4 проскоковые термопары, контролирующие наличие пламени в зоне смешения (рисунок 4.8).



Рисунок 4.8 – Схема расположения специального воспламенителя и контрольных проскоковых термопар Т1...Т4

Выполнено испытание по проверке условий для стабилизации пламени в горелке МЭКС ГТУ-16П. Определен запас по α против проскока пламени в смеситель горелочного устройства.

Режим проведения испытаний выбирается исходя из наихудших условий работы камеры сгорания и благоприятных для проскока пламени в зону смешения, а именно максимальный режим по давлению, температуре и альфа. Режимы проверки одномодульной МЭКС для ГТУ мощностью 16 МВт представлены в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Параметры проверки условий для стабилизации пламени в одномодульной МЭКС при испытаниях в составе модельной установки.

Режим	G_B , кг/с	G_T , кг/ч	T_K , К	P_K , кгс/см ²	$\alpha_{КС}$	PFR, %	Спец. воспл
1	3,48	269,2	719	18,89	2,71	5	ВЫКЛ.
2	3,48	269,2	719	18,89	2,71	4	ВЫКЛ.
3	3,48	269,2	719	18,89	2,71	4	ВКЛ.
4	3,48	279,5	719	18,89	2,61	4	ВЫКЛ.
5	3,48	279,5	719	18,89	2,61	4	ВКЛ.

Испытания по проверке отсутствия проскока пламени проводились на стенде Ц-16К ФГУП «ЦИАМ» в Тураево.

Методика проведения испытаний заключалась в следующем: выполнялся запуск модельной установки с объектом исследования по отработанной ранее программе от запуска до выхода на номинальный режим работы согласно параметрам, указанным в таблице 4.1. После чего включался специальный воспламенитель, задачей которого было воспламенение топливоздушной смеси в зоне предварительного смешения канала основного топлива. Розжиг фиксировался специальными проскоковыми термопарами, равнорасположенными в окружном положении. После фиксации розжига по проскоковым термопарам отключался специальный воспламенитель и контролировался выдув пламени из зоны смешения. В случае стабилизации пламени в фронтном устройстве более 3 секунд выполнялась отсечка основного топлива для остановки испытания и недопущения повреждения исследуемого объекта.

На рисунках 4.9 и 4.10 представлены данные по искусственно созданным режимам «проскока» пламени во фронтное устройство с помощью специального проскокового воспламенителя.

После включения специального воспламенителя, установленного на входе в горелку, топливовоздушная смесь воспламеняется в смесителе горелки, о чем свидетельствует резкий рост температур приблизительно до 1400–1500 К смеси, регистрируемой термопарой, установленной в следе за воспламенителем в цилиндрической части смесителя горелки. После отключения через 1–2 секунды воспламенителя уровень температур резко снижается до уровня, соответствующего температуре смеси в горелке перед включением воспламенителя. При этом следует заметить, что из 4 термопар, равномерно расположенных по окружности смесителя, на воспламенение топлива реагирует лишь одна термопара, расположенная в следе за воспламенителем. Этот результат также подтверждает то, что процесс горения смеси в воспламенителе не распространяется на всю топливовоздушную смесь в горелке, а также дополнительно подтверждает отсутствие стабилизации горения в смесителе горелки даже при наличии локального источника воспламенения топливовоздушной смеси.

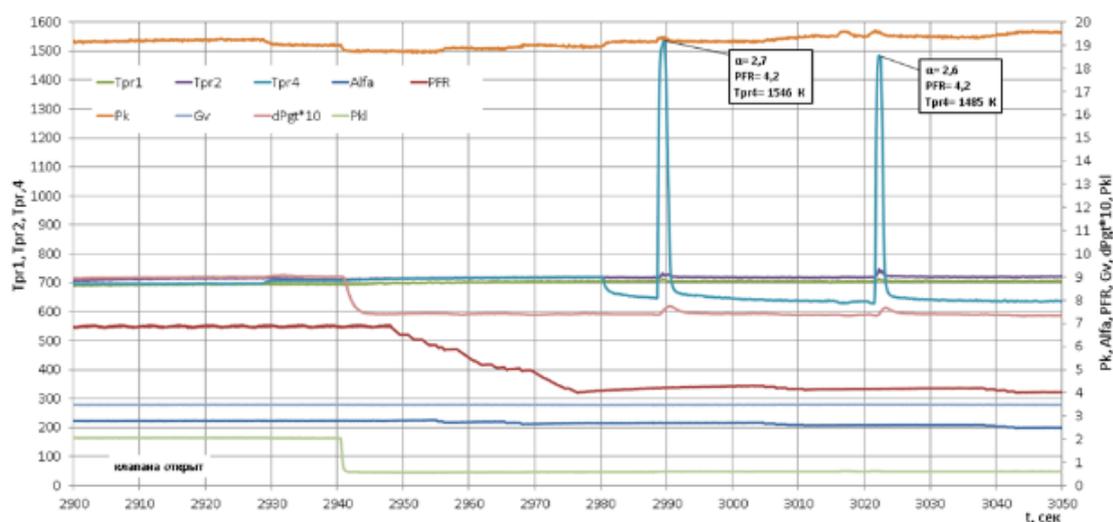


Рисунок 4.9 – Результаты испытаний по имитации условий стабилизации пламени в горелке после его проскока в зону смешения фронтного устройства на режиме 100 % мощности ГТУ-16П

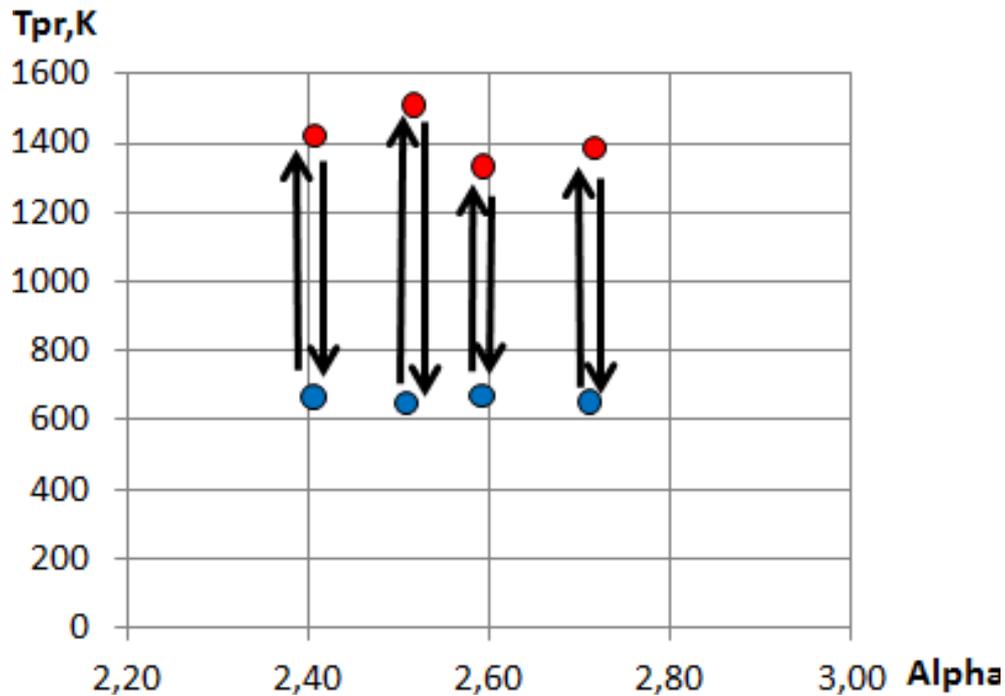


Рисунок 4.10 – Проверка проскока пламени при максимально возможных $\alpha_{КС}$

Проверка запасов по проскокам пламени проведена на наиболее опасных для проскоков пламени режимах, соответствующих режимам 100% мощности по температуре воздуха на входе и составу смеси богаче рабочей точки на режиме 100% мощности. Проверка проведена при давлениях воздуха на входе в МЭКС $P_k = 19 \text{ кгс/см}^2$, что соответствует номинальному режиму. Минимальные значения α были ограничены ростом температур стенок жаровой трубы до предельных значений, тем не менее исследованные альфа находятся за рабочим диапазоном КС газотурбиной установки мощностью 16 МВт.

Об устойчивости разработанной горелки к проскокам пламени свидетельствуют многочисленные экспериментальные данные испытаний горелки в различных условиях при доводке КС в течение длительного периода времени и, в частности, на режимах виброгорения. Во всех условиях испытаний МЭКС с разработанной горелкой ни разу по проскоковым термопарам, установленным в горелке, не был зафиксирован режим проскока пламени.

Выводы по главе 4

Определены основные критерии и зависимости, которые необходимо закладывать в конструкцию малоэмиссионных камер сгорания, работающих по прин-

ципу сжигания бедных предварительно перемешанных топливовоздушных смесей для обеспечения отсутствия условий проскока и стабилизации пламени в устройстве предсмещения, а именно обеспечения скоростей потока на выходе из горелки выше скорости распространения пламени, отсутствия стехиометрических концентраций топлива вблизи стенок горелки.

Впервые выявлена зависимость угла крутки основного потока от перепада давления на фронтном устройстве, обеспечивающая приемлемые осевые скорости потока на выходе из горелки, на основании которой возможно обеспечить снижение потерь полного давления во фронтном устройстве МЭКС.

Разработана пошаговая методика экспериментальной проверки условий отсутствия возникновения и стабилизации пламени в смесительном устройстве, в том числе при искусственном воспламенении основного гомогенного топлива в смесительном устройстве.

С помощью разработанной методики выполнено проектирование и экспериментальная доводка и проверка характеристик малоэмиссионной камеры сгорания газотурбинной установки мощностью 16 МВт.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Впервые на основе интеграции основных характеристик процесса сухого малоэмиссионного горения создана авторская методика, которая позволяет усовершенствовать процессы проектирования и экспериментальной доводки КС экологически чистых ГТД.

Показаны шаги настройки максимально широкого малоэмиссионного диапазона работы, не менее 150 градусов по температуре в зоне горения.

Показаны основные возможные тоны пульсаций давления: холодный; горячий; случайный, а также способы ухода от них.

Предложена последовательность шагов по проверке отсутствия возможности проскока пламени в зону предварительного смешения топливовоздушной смеси.

Определены критерии, позволяющие снизить перепад давления на фронтальном устройстве для обеспечения более высокого КПД ГТД.

Получен широкий малоэмиссионный диапазон устойчивой работы МЭКС с обеспечением уровня $\text{NO}_x < 50 \text{ мг/м}^3$, $\text{CO} < 100 \text{ мг/м}^3$.

В целом полученные в работе научно-технические решения вносят значительный вклад в развитие экологических технологий в газотурбинной отрасли страны, которые позволят минимизировать влияние на окружающую среду и здоровье людей, а также конкурировать с зарубежными двигателями на мировом рынке.

На основе методики выполнена экспериментальная доводка прототипа малоэмиссионной камеры сгорания газотурбинной установки мощностью 16 МВт разработки АО «ОДК-Авиадвигатель».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Lefebvre, A.H. Gas Turbine Combustion Third Edition: Alternative Fuels and Emission / A.H. Lefebvre, D.R. Ballal. – CRC Press, 2010. – 537 p.
2. Постников, А.М. Снижение оксидов азота в выхлопных газах ГТУ / А.М. Постников. – Самара: Изд-во Самарского научного центра РАН, 2002. – 286 с.
3. Technology update on gas turbine dual fuel, dry low emission combustion systems / P.E. Rokke, J.E. Hustad, N.A. Rokke, O.B. Svendsgaard // Proceedings of ASME Turbo Expo, 2003, June 16–19, Atlanta. – Atlanta, 2003. – Paper № GT2003-38112.
4. Lieuwen, T.C. Gas Turbine Emissions / T.C. Lieuwen, V. Yang. – Cambridge University Press, NY 10013-2473, USA, 2013.
5. Leonard, G. Development of an aeroderivative gas turbine dry low emission combustion system / G. Leonard, J. Stegmaier // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. –1994. – Vol. 116 (3). – P. 542–546.
6. Barnes, J.C. Quantifying unmixedness in lean premixed combustors operating at high pressure, fired conditions / J.C. Barnes, A.M. Mellor // Proceedings of ASME International Gas turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, 1997, June 2–5, Orlando. – Orlando, 1997. – Paper № 97-GT-073.
7. Fast, flexible power, aeroderivative product and service solutions, GE Power and Water. – 2013 [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.ge.com/gas-power/applications/fast-power> (дата обращения: 03.03.2021).
8. Badeer, G.H. GE Aeroderivative Gas Turbines – Design and Operating Features [Электронный ресурс] / G.H. Badeer // GE reference document, GER-3695E. – GE Power Systems. – URL: https://www.ge.com/content/dam/gepower-new/global/en_US/downloads/gas-new-site/resources/reference/ger-3695e-ge-aero-gas-turbine-design-op-features.pdf (дата обращения: 03.03.2021).
9. Flexible Power, LMS100. GE Power & Water [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.ge.com/gas-power/products/gas-turbines/lms100> (дата обращения: 03.03.2021).

10. Ruggiero, B. Cold weather compressor station operation and design considerations [Электронный ресурс] / B. Ruggiero. – Trans Canada. – URL: <http://gten.ca/downloads/2009papers/Training%20Session6%20-%20Cold%20Weather%20Compressor%20Design%20and%20Operation.pdf> (дата обращения: 10.10.2021).

11. Dry low emission combustor development / N.D. Joshi, H.C. Mongia, G. Leonard, J.W. Stegmayer, E.C. Vickers // Proceedings of ASME International Gas turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, 1998, June 2–5, Stockholm. – Stockholm, 1998. – Paper № 98-GT-310.

12. Gas Turbine World 2014-15: handbook. – Pequot Publishing Inc., 2015. – Vol. 44, № 1.

13. “Powering the world” gas power system catalog. GE power. – 2015 [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.ge.com/gas-power> (дата обращения: 03.03.2021).

14. Davis, L.B. Dry Low NO_x Combustion Systems for GE Heavy-Duty Gas Turbines [Электронный ресурс] / L.B. Davis, S.H. Black / GE reference document, GER-3568G. – GE Power Systems. – URL: https://www.ge.com/content/dam/gepower-new/global/en_US/downloads/gas-new-site/resources/reference/ger-3568g-dry-low-nox-for-hdgt.pdf (дата обращения: 03.03.2021).

15. E class late fuel staging technology delivers flexibility leap / C.E. Romoser, J. Harper, M.B. Wilson, D.W. Simons, J.V. Citeno, M. Lal // Proceedings of ASME Turbo Expo, 2016, June 13–17, Seoul. – Seoul, 2016. – Paper № GT2016-57964.

16. Staged combustion system for improved emission operability & flexibility for 7HA class heavy duty gas turbine engine / H. Karim, J. Natarajan, V. Narra, J. Cai, S. Rao, J. Kegley, J. Citeno // Proceedings of ASME Turbo Expo, 2017, June 26–30, Charlotte. – Charlotte, 2017. – Paper № GT2017-63998

17. PSM 501F inlet bleed heat system, Power System Mfg. – LLC, 2017 [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.psm.com/project/frame501f/> (дата обращения: 03.03.2021).

18. Gas turbines, oil and gas products catalog, GE Oil and Gas. – 2011 [Электронный ресурс]. – URL: <https://usermanual.wiki/Ge-Appliances/>

GeHeavyDutyGasTurbinesBrochure656404.1459687442.pdf (дата обращения: 03.03.2021).

19. Roy, G. Industrial gas turbines utilization with associated gases. Flaring reduction & gas utilization global forum presentation [Электронный ресурс] / G. Roy. – URL: <https://docplayer.net/21479036-Industrial-gas-turbines-utilization-with-associated-gases.html> (дата обращения: 02.07.2021).

20. Igoe, B.M. Dry Low Emissions Experience across the range of Siemens Small Industrial Gas Turbines [Электронный ресурс] / B.M. Igoe // Siemens Industrial Turbomachinery Limited, UK. – URL: <https://docplayer.net/23971881-Dry-low-emissions-experience-across-the-range-of-siemens-small-industrial-gas-turbines.html> (дата обращения: 02.07.2021).

21. We power the world with innovative gas turbines, Siemens gas turbine portfolio [Электронный ресурс] // Siemens. – URL: <https://assets.siemens-energy.com/siemens/assets/api/uuid:a42b9bc4-dc1e-4205-a27e-afa3de31b6f3/-familybrochure-gasturbines-sev11-medium144dpi.pdf> (дата обращения: 07.07.2021).

22. Intelligent operation of Siemens (SGT-300) DLE gas turbine combustion system over an extended fuel range with low emissions / G. Bulat, K. Liu, G. Brickwood, V. Sanderson, B. Igoe // Proceedings of ASME Turbo Expo, 2013, June 6–10, Vancouver. – Vancouver, 2013. – Paper № GT2013-46103.

23. Intelligent combustion controls [Электронный ресурс] // Siemens. – 2013. – URL: <https://www.plm.automation.siemens.com/global/ru/industries/energy-utilities/-energy-equipment-manufacturing/combustion.html> (дата обращения: 28.09.2021).

24. Siemens SGT-300 twin-shaft DLE engine combustion system from design to engine validation / K. Lam, K. Liu, C. Jayatunga, D. Helas // Proceedings of ASME Turbo Expo, 2013, June 6–10, Vancouver. – Vancouver, 2013. – Paper № GT2013-94378.

25. Design and early development of the SGT-300 twin shaft gas turbine / B.M. Igoe, C. Engelbert, S. Charlton, T. Mapleston // Proceedings of 19th symposium of the industrial application of gas turbines committee, 2011, October 17–19, Banff. – Banff, 2011. – Paper № 11 IAGT-201.

26. Navrotsky, V. MGT Products and maintenance continuous improvement [Электронный ресурс] / V. Navrotsky // Siemens Industrial Turbomachinery AB. – 2014. – URL: <https://studylib.net/doc/10451502/mgt-products-andamp%3B-maintenance-continuous-improvement-dr...> (дата обращения: 27.09.2021).

27. Bjuorkman, M. Evolutionary development and validation of siemens industrial SGT-800 gas turbine / M. Bjuorkman // Proceedings of the 21st conference of the electric power supply industry, 2016, October 23–27, Bangkok. – Bangkok, 2016.

28. Verification of single digit emission performance of a 24 MW gas turbine – SGT-600 3rd generation DLE / A.M. Carrera, P. Geipel, A. Larsson, R. Magnusson // Proceedings of ASME Turbo Expo, 2017, June 26–30, Charlotte. – Charlotte, 2017. – Paper № GT2017-63089.

29. Carrera, A.M. Experimental investigation of the 4th generation DLE burner concept: emissions and fuel flexibility performance at atmospheric conditions / A.M. Carrera, M. Andersson, H. Nasval // Proceedings of ASME Turbo Expo, 2011, June 6–10, Vancouver. – Vancouver, 2011. – Paper № GT2011-46387.

30. Helberg, A. SGT-750 – 37 MW gas turbine / A. Helberg // Proceedings of 19th symposium of the industrial application of gas turbines committee, 2011, October 17–19, Banff. – Banff, 2011. – Paper № 11 IAGT-305.

31. Wilis, J.D. Industrial RB211 DLE gas turbine combustion update / J.D. Wilis, J.A. Moran // Proceedings of ASME Turbo Expo, 2000, May 8–11, Munich. – Munich, 2000. – Paper № 2000-GT-109.

32. Rolls-Royce Industrial Trent: combustion and other technologies / C. Barkey, S. Richards, N. Harrop, P. Kotsioprifitis, R. Mastroberardino, D. Squires, T. Scarinci // Proceedings of International Symposium of Air Breathing Engines. – 1999. – Paper № ISABE99 7285.

33. Foust, A. Siemens SGT6-5000F Gas turbine technology update / A. Foust // Proceedings of Power-Gen International conference. – Las Vegas, NV: 2015.

34. Covac, J. Advanced SGT6-5000F development / J. Covac // Proceedings of Power-Gen International conference. – Orlando, Florida, 2008.

35. Kawasaki gas turbine generator sets [Электронный ресурс] // Kawasaki Heavy Industries Ltd. – URL: <https://www.jp-ru.org/abehouro/s2.4.khi.pdf> (дата обращения: 27.09.2021).

36. Sugino, S. Development and commercial operation review of highly efficient L30A gas turbine / S. Sugino // Conference presentation, Power-Gen Asia. – Bangkok, 2013.

37. Solar gas turbines website [Электронный ресурс]. – URL: <https://mysolar.cat.com/> (дата обращения: 03.03.2022).

38. Smith, K.O. Developments in dry low emissions systems / K.O. Smith, D.C. Rawlins, R.C. Steele // Proceedings of 2000 International pipeline conference. – 2000. – Vol. 2. – Paper № IPC2000 267.

39. Daniel, M. Company presentation and T250 introduction / M. Daniel, J-P. Philips. – Turbomach Caterpillar company, 2010.

40. Turbomachinery package specification. Titan TM 250 generator set. – Solar Turbines Inc., 2008.

41. Titan 250 gas turbine package. Best-in-class efficiency in a field-proven package for power generation [Электронный ресурс] // Solar Turbines Inc. – URL: <https://www.scribd.com/document/250979233/TITAN-250-Solar-Turbines-Caterpillar-b250pg-pdf> (дата обращения: 10.10.2021).

42. Khodle, M.S. Shared technologies in the development of the Titan 250 TM gas turbine system / M.S. Khodle, M.A. Novaresi // Proceedings of 18th symposium of the industrial application of gas turbines committee, 2009, October 19–21, Banff. – Banff, 2009. – Paper № 09 IAGT 102.

43. Development of air cooled combustor for Mitsubishi G class gas turbine / K. Tsukagoshi, H. Arimura, K. Tanaka, K. Nishida, T. Konishi, S. Akamatsu, H. Kishida, K. Sato // Proceedings of ASME Turbo Expo, 2010, June 14–18, Glasgow. – Glasgow, 2010. – Paper № GT2010-22864.

44. Development of 1600° C class high efficiency gas turbine for power generation applying J-type technology / M. Yuri, J. Masada, K. Tsukagoshi, E. Ito, S. Hada // Mitsubishi Heavy Industries Technical Review. – 2013. Vol. 50, № 3.

45. Gas Turbine World 20104 Performance Specs. – 2004. – Pequot Publishing Inc., Vol. 33, № 6.
46. Strutt, J.W. The Theory of Sound / J.W. Strutt, Baron Rayleigh. – 2-nd ed. (1-st ed. in 1878). – 1926. – Vol. 2.
47. Putnam, A.A. Combustion-Driven Oscillations in Industry / A.A. Putnam. – American Elsevier, Publishing Company, Inc. > N.Y., 1971.
48. Bendat, J.S. Random Data: Analysis and Measurement Procedures / J.S. Bendat, A.G. Piersol. – Wiley-Interscience, A Division of John Wiley and Sons, Inc., N.Y., London, Sydney, Toronto, 1993.
49. Betchov, R. Jr. Stability of Parallel Flows / R. Betchov, W.O. Criminale. – London. – Academic Press, N.Y., 1967.
50. Liquid Propellant Rocket Combustion Instability / ed. D.T. Harrje and F.H. Reardon. – National Aeronautics and Space Administration, Washington, 1972.
51. Schadow, K.C. Combustion Instability Related to Vortex Shedding in Dump Combustors and Their Passive Control / K.C. Schadow, E. Gutmark // Progress in Energy and Combustion Science. – 1992. – Vol. 18. – P. 117–132.
52. McManus, K.R. A Review of Active Control of Combustion Instabilities / K.R. McManus, T. Poinso, S.M. Candel // Progress in Energy and Combustion Science. – 1993. – Vol. 19. – P. 1–29.
53. Application of Active Combustion Instability Control to a Heavy Duty Gas Turbine / J.R. Seume, N. Vortmeyer, W. Krause, J. Hermann, C.-C. Hantschk, P. Zangl, S. Gleis, D. Vortmeyer, and Orthmann A., ASME Paper 97-AA-119, ASME Asia '97 Congress and Exhibition, Singapore, Oct. – Singapore, 1997.
54. Paschereit, C.O. Control of Combustion Driven Oscillations by Equivalence Ratio Modulations / C.O. Paschereit, E. Gutmark, W. Weisenstein // ASME Paper 99-GT-118, International Gas Turbine and Aeroengine Congress & Exposition, Indianapolis, IN, June. – Indianapolis, 1999.
55. Combustion Oscillation Control by Cyclic Fuel Injection // G.A. Richards, M.J. Yip, E. Robey, L. Cowell, D. Rawlins // ASME Paper 95-GT-224, International Gas Turbine and Aeroengine Congress & Exposition, Houston, TX, June. – Houston, 1995.

56. Sub-Scale Demonstration of the Active Feedback Control of Gas-Turbine Combustion Instabilities / S.S. Sattinger, Y. Neumeier, A. Nabi, B.T. Zinn, D.J. Amos, D.D. Darling // ASME Paper 98-GT-258, International Gas Turbine and Aeroengine Congress & Exposition, Stockholm, Sweden, June. – Stockholm, 1998.

57. A Mechanism of Combustion Instability in Lean Premixed Gas Turbine Combustors. Transaction of the ASME / T. Lieuwen, H. Torres, C. Johnson, B.T. Zinn // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. – 2001. – Vol. 123, № 1. – P. 182–189.

58. Prediction of Acoustic Pressure Spectra in Combustion Systems Using Swirl Stabilized Gas Turbine Burners / B. B. H. Schuermans, Ch. O. Paschereit, W. Polifke, Jan H. van der Linden // ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, Munich, Germany, May 13–16, 2000; Paper 2000-GT-0105. – Munich, 2000.

59. Раушенбах, В.Б. Вибрационное горение / В.Б. Раушенбах. – М.: ГИФМЛ, 1961.

60. Устойчивость рабочего процесса в двигателях летательных аппаратов / М.А. Ильченко, В.В. Крютченко, Ю.С. Мнацаканян, И.М. Пинке, А.С. Рудаков, А.Н. Руденко, Е.А. Фоломеев, В.Л. Эпштейн. – М.: Машиностроение, 1995.

61. Натанзон, М.С. Неустойчивость горения / М.С. Натанзон. – М.: Машиностроение, 1986.

62. Фурлетов, В.И. Определение комплексной частоты собственных продольных колебаний газа в камере сгорания / В.И. Фурлетов // Физика горения и взрыва. – 1980. – № 1.

63. Дорошенко, В.Е. О воздействии звука на турбулентное пламя / В.Е. Дорошенко, В.И. Фурлетов // Физика горения и взрыва. – 1969. – № 1. – С. 114–125.

64. Склярков, В.А. Чувствительность турбулентного пламени к вынужденным периодическим звуковым колебаниям / В.А. Склярков, В.И. Фурлетов // Физика горения и взрыва. – 1986. – № 6. – С. 52–58.

65. Фурлетов, В.И. Воздействие звуковых колебаний на турбулентную струю газа / В.И. Фурлетов // Физика горения и взрыва. – 1969. – № 5. – С. 166–171.

66. Фурлетов, В.И. Воздействие звуковых колебаний на скорость тепловыделения в следе за стабилизатором пламени / В.И. Фурлетов, М.А. Болдырева, В.А. Склярков // Химическая физика процессов горения и взрыва. Горение гетеро-

генных и газовых систем: материалы IX Всесоюзного симпозиума по горению и взрыву / ИХФ АН СССР. – Черногловка, 1989. – С. 29–31.

67. Скляр В.А. Чувствительность турбулентного пламени к вынужденным периодическим звуковым колебаниям / В.А. Скляр, В.И. Фурлетов // Химическая физика процессов горения и взрыва. Горение гетерогенных и газовых систем: материалы VIII Всесоюзного симпозиума по горению и взрыву / ИХФ АН СССР. – Черногловка, 1986. – С. 52–58.

68. СТО Газпром 2-1.19-332-2009. Технические нормативы выбросов. Газоперекачивающие агрегаты ОАО «Газпром», ООО «ВНИИГАЗ». – М., 2009.

69. Свердлов, Е.Д. Разработка принципов организации рабочего процесса и облика низкоэмиссионных камер сгорания ГТУ на природном газе: дис. ... д-ра техн. наук / Е.Д. Свердлов. – М., 2010.

70. Черни, Я.А. Методика доводки низкоэмиссионных камер сгорания ГТУ по устойчивости горения: дис. ... канд. техн. наук / Я.А. Черни. – М.: МАТИ, 2002.

71. Куценко, Ю.Г. Методология проектирования малоэмиссионных камер сгорания газотурбинных двигателей на основе математических моделей физико-химических процессов: дис. ... д-ра техн. наук / Ю.Г. Куценко. – М., 2010.

72. Куценко Ю.Г. Численная оценка устойчивости одномодульной малоэмиссионной камеры сгорания к возникновению пульсаций давления: технический отчет №1-2020 / Ю.Г. Куценко. – Пермь, 2020.

73. Зельдович, Я.Б. Окисление азота при горении / Я.Б. Зельдович, П.Я. Садовников, Д.А. Франк-Каменецкий. – М-Л.: Издательство Ф.Н. СССР, 1947. – 147 с.

74. Fenimore, C.P. Formation of nitric oxide in premixed hydrocarbon flames // C.P. Fenimore. – 13th Symp (Jnt) on Combust, Inst. – 1971. – P. 373.

75. Волков, Д.В. Параметрическое исследование образования оксидов азота при горении однородной метановоздушной смеси» / Д.В. Волков, С.А. Зайцев, В.Ф. Гольцев // Физика горения и взрыва. – 1999. – № 2. – С. 3–9.

76. Drake, M.C. Calculation of NO_x formation pathways in propagating laminar, high pressure premixed CH₄/air flames / M.C. Drake, R.J. Blunt // Combust. Sci. Technol. – 1991. – Vol. 75. – P. 261–285.

77. Промышленные печи / Г.М. Ененко [и др.]. – М.: Машиностроение, 1964 – 360 с.

78. Исследование термоакустической устойчивости горения в модели кольцевой камеры сгорания газотурбинной установки / Я. Черни, Г.К. Ведешкин, Т. Рук, В.П. Ляшенко, В.И. Фурлетов, Р.В. Албегов, С.А. Белых // ДВИГАТЕЛИ XXI ВЕКА: тезисы докладов международной научной конференции. – М., 2000. – С. 250–252.

79. Натанзон, М.С. Неустойчивость горения / М.С. Натанзон. – М., Машиностроение, 1986. – 248 с.

80. Неустойчивость горения в ЖРД: пер. с англ. / под ред. Д.Т. Харье, Ф.Г. Ридмона. – М.: Мир, 1975. – С. 872.