Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования

«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ (национальный исследовательский университет)» (МАИ)

На правах рукописи

June

Челебян Оганес Грачьяевич

МЕТОД ПОДГОТОВКИ РАВНОМЕРНОЙ СМЕСИ ЖИДКОГО ТОПЛИВА С ВОЗДУХОМ ВО ФРОНТОВОМ УСТРОЙСТВЕ АВИАЦИОННОЙ МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

05.07.05 – «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов»

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель: доктор технических наук

Силуянова Марина Владимировна

Москва – 2017

оглавление

ВВЕДЕНИЕ 4			
ГЛАВА 1	І. ПРОЦЕСС РАСПЫЛИВАНИЯ И ТИПЫ ФРОНТОВЫХ		
УСТРОЙСТВ МАЛОЭМИССИОННЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ 14			
1.1.	Способы распыления жидких топлив	14	
1.2.	Распад жидкой струи	18	
1.3.	Распад жидкой пленки	19	
1.4.	Процесс подготовки смеси жидкого топлива с воздухом	21	
1.5.	Требования, предъявляемые к распыливающим устройствам		
	и камерам сгорания	28	
1.6.	Типы авиационных малоэмиссионных камер сгорания	30	
1.7.	Анализ перспективных схем топливоподачи	39	
1.8.	Выводы к главе	58	
ГЛАВА 2	2. МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК		
РАЗЛИЧНЫХ АЭРОЗОЛЕЙ 59			
2.1.	Характеристики аэрозоля	59	
2.2.	Описание экспериментального стенда	61	
2.3.	Метод малоуглового рассеяния света (ММУ)	64	
2.4.	Метод флуоресцентно-поляризационного отношения		
	рассеянного света (МФПО)	67	
2.5.	Метод фазо-доплеровской анемометрии (PDA)	72	
2.6.	Метод теневой анемометрии частиц (PSV)	79	
2.7.	Выводы к главе	85	
ГЛАВА З	3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ		
ФРОНТОВЫХ УСТРОЙСТВ И ПАРАМЕТРОВ, ВЛИЯЮЩИХ НА			
ПРОЦЕСС РАСПЫЛИВАНИЯ			
3.1.	Особенности дробления жидких топлив	86	
3.2.	Эффективность дробления жидкостей различными		
	способами	95	
3.3.	Исследование жидких альтернативных топлив	100	
3.4.	Влияния свойств жидкостей на характеристики аэрозоля при		
	пневматическом способе распыления	103	
3.5.	Выводы к главе	112	
ГЛАВА 4	4. РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ		
ПРОЕКТ	ИРОВАНИЕ ФРОНТОВОГО МОДУЛЯ КАМЕРЫ		

СГОРАНИЯ	І И РАЗРАБОТКА МЕТОДА ПОДГОТОВКИ	
РАВНОМЕРНОЙ ТОПЛИВОВОЗДУШНОЙ СМЕСИ		114
4.1.	Выбор и обоснование метода топливоподачи	114
4.2.	Проектирование каналов закрутки воздуха	120
4.3.	Аэродинамический расчет фронтового модуля	126
4.4.	Исследование характеристик факела распыла	134
4.5.	Результаты огневых испытаний фронтового модуля в 3-х	
	горелочном отсеке камеры сгорания	142
4.6.	Выводы к главе	146
ЗАКЛЮЧЕНИЕ		147
Список библиографии		149

введение

По данным [1] авиация сегодня считается важным фактором, влияющим на состояние атмосферы, а при определенных условиях и на климат планеты. Источником воздействия является выбросы (эмиссия) вредных веществ с выхлопными газами от авиационных двигателей. Доказано, что различные газообразные компоненты, сформировавшиеся в выхлопной струе, могут заметно влиять на полную концентрацию озона, облачность, радиационный баланс Земли и климат [2-8].

Экологические характеристики самолетов и двигателей гражданской авиации являются важнейшими техническими параметрами и показателями, определяющими возможность использования на международных авиалиниях авиационной конкурентоспособность И техники. Международной организацией гражданской (ИКАО) ограничения авиации введены нормирующие шум и эмиссию вредных веществ от авиационных двигателей в виде тома II Приложении 16 к Конвенции о международной гражданской авиации [9]. Основное внимание требований ИКАО уделяется снижению уровня эмиссии несгоревших углеводородов (HC), оксида углерода (CO), оксидов азота (NOx), дымления (SN). Впервые международный стандарт по эмиссии вредных веществ был принят в 1981 г., в период до 1986 г. установились первоначальные международные нормы на эмиссию NOx, CO, НС, и дыма. Принципиальная позиция ИКАО в последующие годы заключалось в планомерном ужесточении норм на эмиссию NOx. Так, утверждены прогнозные технологические [10-12] например, уровни снижения эмиссии NOx ниже норм 2008 г. на 45% и 60% соответственно к 2020 и 2030 гг.

В настоящее время процесс создания малоэмиссионной камеры сгорания для ГТД представляет собой сложную научно-технической задачу, связанную с большим объемом экспериментально затраченных усилий и фундаментальных исследований различных моделей распыла жидкого топлива, методов подготовки топливовоздушной смеси и процесса горения.

А при разработке и проектировании новых схем фронтовых устройств и камер сгорания в основном необходимо опираться на накопленный опыт работ, например А.Ю. Васильева, Б.Г. Мингазова [13-15] и др. При этом важную роль в данной области являются исследования газодинамики турбулентных потоков и горения, которым посвящены работы Ш.А. Пиралишвили [16, 17] Γ.Н. Абрамовича, A.H. Секундова, С.Ю. Крашенниникова, В.Р. Кузнецова, В.А. Сабельникова, Я.Б. Зельдовича, и др. Также, ключевым фактором является и разработка новых методов лазернооптического анализа и визуализации двухфазных потоков жидкости и газа, исследования которым посвящены работы Б.С. Ринкевичюса, В.П. Маслова и др.

Из анализа [18,19] в России на сегодняшний день отсутствует парк авиадвигателей, удовлетворяющий экологическим стандартам ИКАО, и обеспечивающий беспрепятственную эксплуатацию на международных авиалиниях. Однако для обеспечения конкурентоспособности двигателя на мировом рынке его соответствие применимым к нему экологическим нормам недостаточно. Применительно к авиационным двигателям опыт еще показывает, что первостепенное значение придается абсолютному достигнутому уровню эмиссии, т.е. запасу относительно действующих норм. Тем самым, внимание акцентируется на потенциальных возможностях двигателя противостоять на протяжении срока эксплуатации очередным ужесточением стандартов ИКАО и запрету на продолжение серийного производства двигателя.

При создании газотурбинного двигателя (ГТД) для гражданской авиации, и обеспечения высокого уровня заданных рабочих параметров, в частности снижения степени его вредного воздействия на окружающую среду, необходимо разрабатывать новые методы проектирования отдельных узлов на основе модельных экспериментов и фундаментальных исследований протекающих процессов. Основное внимание при этом уделяется разработке малоэмиссионной камеры сгорания (МКС) и технологиям, обеспечивающим

предельно малой сжигание тяжелых углеводородных топлив с концентрацией вредных веществ в выхлопных газах. Главный вклад в достижении требуемых рабочих характеристик камеры сгорания (КС) определяется качеством распыленного жидкого топлива, способа его смешения с воздухом и формирования устойчивого факела распыла во фронтовой части камеры. Фронтовое устройство (ФУ) КС предназначено для выполнения процесса предварительной подготовки топливовоздушной смеси и его подачи в зону горения. В состав фронтового устройства обычно входят различные типы распыливающих форсунок и завихрителей воздуха. На сегодняшний день известны различные схемы и способы распыливания топлива, применяемые в КС современных двигателей [20]. Однако, некоторые типы распыливающих устройств изучены недостаточно хорошо и обладают серьезными недостатками или пределом эффективного применения в зависимости от режима работы ГТД.

При разработке КС для ГТД применяют различные методы распыливания, топливоподачи, перемешивания и технологий сжигания топлива. Обычно, фронтовая часть камеры сгорания выполнена в виде установки одного ряда форсунок с лопаточным завихрителем воздуха – это схемы кольцевых КС типа SAC (Single Annular Combustor) [21]. В таких камерах, фронтовая часть обеспечивает распыливание одноканальной форсункой, которая формирует богатую зону розжига, но за счет наличия завихрительного устройства, улучшается процесс перемешивания топлива с воздухом и становиться более бедной.

Помимо традиционной схемы КС существуют еще и камеры с двухзонным фронтовым устройством типа DAC (Dual Annular Combustor) [22]. Фронтовой модуль в таких камерах выполнен в виде двухконтурной форсунки с воздушным завихрителем, который формирует две зоны распыливания топливовоздушной смеси: пилотной (богатая) и основная (бедная). В зависимости от режима работы двигателя каждая из зон может отключаться или работать непрерывно. Конструктивная схема установки

распыливающих модулей во фронтовой части КС и формируемых соответственно за ними зон могут быть выполнены параллельно со смещением по радиусу как в КС двигателей CFM International и GE Aviation [23,24], или параллельно, но с некоторым смещением по оси [25], и последовательно, как в разрабатываемых КС типа RQL (Rich – Quench – Lean) [26].

Перспективным направлением развития КС с малой эмиссией вредных веществ реализовывается в системах распыливания типа TAPS (Twin Annular Pre-mixed Swirler) [27]. Такая система сочетает в себе двухканальный по топливу распылитель и три устройства для закрутки потока воздуха, причем некоторые в разном направлении, обеспечивающем лучшее перемешивание и подготовку смеси с однородным составом. Основное достижение в обеспечении снижения эмиссии окислов азота и других вредных веществ реализуется за счет сжигания бедного и однородного состава смеси с низкой температурой пламени, исключая образования локальных обогащенных зон для выработки NOx. Существуют еще системы предварительной подготовки смеси LPP (Lean Premixed-Pre vaporized Combustion) [28], используемые в наземных газотурбинных установках, и КС с прямым многоточечным впрыском топлива в зону горения LDI (Lean Direct Injection Combustion) [29,30].

Комбинируя традиционной КС SAC прямой В схеме типа непосредственный многоточечный впрыск топлива с вихревым стабилизатором в зоне горения TVC (Trapped Vortex Combustion) [31,32], позволит в дальнейшем снизить уровень выбросов вредных веществ.

Исходя из вышеизложенного, роль фронтового модуля является ключевым для КС в обеспечении необходимого уровня рабочих характеристик. А исследование процесса распыливания топлива, смешения и технологии сжигания позволяет вести поиск перспективных направлений в области создания КС с предельно малой эмиссией вредных выбросов.

В данной работе основное внимание уделяется исследованию и

разработке методов подготовки равномерной смеси жидкого топлива с воздухом, процесса распыливания, и смесеобразования во фронтовых устройствах для предварительной подготовки топливовоздушной смеси. Связанные с этим процессом вопросы выбора и исследования перспективных схем топливоподачи и методики проектирования новых фронтовых модулей, обеспечивающие равномерный мелкодисперсный аэрозоль на выходе из распыливающего сопла, и как следствие снижение уровня эмиссии вредных выбросов в атмосферу. В работе проведены расчетные и экспериментальные исследования по влиянию физических свойств жидких (в том числе альтернативных) аэрогидродинамических особенностей топлив И конструкции распыливающих устройств на характеристики формируемого факела распыла в обеспечении необходимого уровня рабочих параметров КС в целом. Обобщив полученные экспериментальные данные, разработана расчетно-экспериментальная методика проектирования современных В распыливающих систем. результате проведенной научно исследовательской работы удалось разработать фронтовой модуль С пневмораспылом топлива применительно к созданию малоэмиссионной КС ГТД для гражданской авиации.

Таким образом, ужесточение международных стандартов на эмиссию вредных веществ, а также расширение применения жидких (в том числе альтернативных) топлив и концепций малоэмиссионных камер сгорания ГТД работающих на бедных смесях вызывает заинтересованность в разработке и исследовании новых методов пневматического распыливания, способов воздействия на жидкость, позволяющие получить характеристики аэрозоля близкие к равномерной смеси жидкого топлива с воздухом за фронтовым устройством КС и определяет <u>актуальность данной работы</u>.

<u>Цель работы</u>

Разработка метода подготовки равномерной смеси жидкого (в том числе альтернативного) топлива с воздухом во фронтовом устройстве авиационной малоэмиссионной камеры сгорания.

Задачи работы

1. Анализ существующих в мировой практике современных методов распыливания топлива, применяемые в малоэмиссионных КС ГТД и путей их дальнейшего улучшения.

2. Разработка классификации воздушных завихрителей по типу закрутки потока, используемые во фронтовых устройствах КС при проектировании устройств с пневматическим распыливанием жидких топлив.

3. Экспериментальное исследование влияния физических свойств жидких (в том числе альтернативных) топлив, а также аэродинамических особенностей конструкции различных типов фронтовых устройств и режимных параметров, на процесс смесеобразования и распыливания.

4. Расчетно-экспериментальное проектирование фронтового модуля КС с пневмораспылом и разработка метода подготовки равномерной смеси жидкого топлива с воздухом за горелкой.

5. Экспериментальное исследование характеристик аэрозоля за разработанным фронтовым модулем и апробация метода подготовки равномерной топливовоздушной смеси в огневых испытаниях модельного трехгорелочного отсека КС при повышенном давлении среды на входе.

Методы исследования

1. Численные трехмерные расчеты аэродинамики путем решения итерационным методом уравнений Рейнольдса для сжимаемого газа, с использованием k-є модели турбулентности.

2. Исследование характеристик аэрозолей производились бесконтактным лезерно-оптическим методом фазо-Доплеровский анемометрии PDPA, и методом флуоресцентно-поляризационного отношения рассеянного света МФПО.

<u>Научная новизна</u>

1. Разработана классификация устройств для закрутки потока воздуха и стабилизации пламени, формирующие равномерный скоростной поток на выходе из сопла для проектирования систем с пневматическим

распыливанием жидких топлив.

2. Впервые получены экспериментальные данные по влиянию физических свойств жидких (в том числе альтернативных) топлив на характеристики аэрозоля при различных способах распыливании. На их основе выведена зависимость влияния физических свойств жидких топлив на средний Заутеровский диаметр образующихся капель при пневматическом способе распыла.

3. Разработан метод подготовки равномерной смеси жидкого (в том числе альтернативного) топлива с воздухом за фронтовым устройством малоэмиссионной КС ГТД.

4. Разработан и исследован новый фронтовой модуль КС с пневмораспылом и формированием равномерной смеси жидкого топлива с воздухом за выходным соплом горелки.

5. Получены экспериментальные данные трехгорелочного отсека КС, оснащенного разработанным фронтовым модулем, подтвердившие работоспособность метода подготовки равномерной смеси жидкого топлива с воздухом при повышенном давлении и обеспечив значимое снижение эмиссии NOx при высокой эффективности сжигания топлива.

Теоретическая и практическая значимость результатов работы

Полученные результаты работы позволяют прогнозировать дисперсные характеристики аэрозоля при использовании различных видов жидких (включая биотоплив) топлив, с пневматическим распыливанием во фронтовой части КС.

Разработан расчетно-экспериментальный метод проектирования устройств пневматического распыливания жидких топлив с высокой окружной равномерностью и монодисперсным составом предварительно подготовленной смеси жидкого топлива с воздухом, который использован при разработке новых типов фронтовых устройств авиационных малоэмиссионных камер сгорания.

Разработан новый тип фронтового модуля камеры сгорания ГТД с

пневмораспылом и метод подготовки равномерной смеси жидкого топлива с воздухом, подтвердившим работоспособность метода при высоких параметрах среды на входе, применительно к малоэмиссионным КС ГТД.

Спроектированные устройства с пневматическим распыливанием жидких топлив реализованы в ряде патентов РФ и могут быть использованы при создании перспективных схем малоэмиссионных камер сгорания газотурбинных двигателей для гражданской авиации.

Результаты работы нашли применение в Московском авиационном институте (национальный исследовательский университет) на кафедре «Технология проектирования и производства двигателей летательных аппаратов», а также используются на предприятии ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова».

Положения, выносимые на защиту

1. Метод подготовки равномерной смеси жидкого топлива с воздухом применительно к малоэмиссионным камерам сгорания ГТД.

2. Результаты проектирования фронтового модуля КС с пневмораспылом равномерной смеси жидкого топлива с воздухом.

3. Результаты трехмерного моделирования аэродинамики в каналах завихрительных систем фронтового модуля и оптимизация с системой впрыска топлива.

4. Результаты экспериментальных исследований параметров распыла, спроектированного фронтового устройства, и влияние особенностей конструкции на характеристики аэрозоля.

5. Результаты исследований влияния физических свойств жидких топлив на процесс распыла и смешения с воздухом во фронтовых устройствах пневматического и комбинированного типов.

6. Результаты огневых испытаний 3-хгорелочного отсека КС с разработанными фронтовыми модулями при повышенных давлениях среды. <u>Апробация работы</u>

Основные результаты работы доложены и обсуждены на Всероссийских и

международных научно-технических конференциях и семинарах. По итогам выполнения диссертационной работы опубликованы 19 научных статей и тезисов докладов, из которых 6 статей входят в список рецензируемых журналов ВАК, получены в соавторстве 3 патента РФ на полезные модели и изобретение.

<u>Достоверность полученных результатов</u>

Результаты исследования верифицированы по экспериментальным данным, которые проводились по стандартизированным методикам с помощью аттестованной аппаратуры. Данные результаты не противоречат опубликованным работам других авторов.

<u>Личный вклад автора</u>

1. Разработка метода подготовки равномерной смеси жидкого топлива с воздухом на основе модельных экспериментов различных способов распыла жидкостей и расчетных исследований аэродинамик воздушных каналов фронтового устройства КС.

2. Расчетно-экспериментальное проектирование, и исследование опытных образцов-демонстраторов прототипа фронтового модуля КС.

3. Постановка, проведение и анализ полученных результатов холодных и огневых испытаний разработанного фронтового модуля в составе модельного 3-хгорелочного отсека КС.

Структура и объем работы

Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения и списка библиографии из 114 наименований. Основной текст содержит 157 страниц, 83 иллюстрации и 4 таблицы.

Во введении дано обоснование выбранной темы исследования, и кратко описаны пути развития малоэмиссионных технологий сжигания жидких топлив в авиационной камере сгорания с малым уровнем образования вредных веществ в отработанных газах.

В первой главе рассмотрены способы распыливания жидкости и связанные с этим процессом физические основы распада топливной струи и

пленки. Проведен патентный анализ различных конструкций фронтовых модулей МКС, методов подготовки и сжигания топливовоздушной смеси в различных схемах КС. Разработана классификация воздушных завихрителей, позволяющая выбрать при проектировании фронтового устройства заданную интенсивность закрутки и характеристику потока на выходе из сопла.

Во второй главе приведено описание экспериментального стенда лазерной диагностики и применяемых методов бесконтактного исследования характеристик факелов распыла, формируемых за различными типами фронтовых устройств КС.

В третьей главе проведены экспериментальные исследования по влиянию физических свойств жидких (в том числе и альтернативных) топлив и способов распыла и других параметров на характеристики генерируемого аэрозоля за фронтовыми устройствами.

Четвертая глава посвящена разработке расчетно-экспериментальной методики проектирования фронтового модуля и метода подготовки в нем равномерной смеси жидкого топлива с воздухом. Проведены экспериментальные исследования параметров распыла за фронтовым модулем, позволившие сделать вывод о формировании равномерного монодисперсного аэрозоля, свойствами близкими к гомогенной смеси, что было подтверждено результатами огневых испытаний 3-хмодульного отсека КС.

В заключении приведены ключевые выводы по результатам выполненной диссертационной работы.

ГЛАВА 1

ПРОЦЕСС РАСПЫЛИВАНИЯ И ТИПЫ ФРОНТОВЫХ УСТРОЙСТВ МАЛОЭМИССИОННЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ

1.1. Способы распыления жидких топлив

Почти все топлива, используемые в газотурбинных двигателях, в нормальных условиях являются жидкими и поэтому должны быть распылены перед подачей в зону горения. Процесс превращения некоторого объема жидкости в совокупность большого числа мелких капель называется распыливанием. Этот процесс предназначен для увеличения отношения поверхности жидкости к её объему для получения высокой скорости Сам процесс распыливания представляет собой способ испарения. воздействия на струю жидкости, в результате которого возникает потеря устойчивости и распад струи или пелены на отдельные сгустки, а затем и дальнейшее образование капель. Форсунка предназначена для дробления жидкости на большое число капель и распределения их в пространстве. Распад струи жидкости, представляющий собой сложный физический процесс, зависит от внешних аэродинамических сил и внутренних сил нарушения формы струи. Аэродинамические силы стремятся деформировать и разорвать струю, а силы поверхностного натяжения препятствуют этому. Внутренними же причинами распада являются различного рода начальные возмущения, вызываемые, например, нарушением цилиндрической формы струи при выходе из сопла, или результат взаимодействия двух и нескольких струй и т.д. При выполнении последнего, для распыливания жидкости применяются форсуночные устройства различных типов и способов диспергирования [33].

Так как для процесса распыливания в большинстве случаев внешние причины являются все же определяющими, то целесообразно классифицировать форсуночные устройства по способу создания перемещения струи относительно газообразной среды [34]. Существуют три

механизма для распыливания жидкости, характеризующие по способу подвода и использования энергии для распада жидкой струи (пленки). На рисунке 1 приведена общая классификация способов для распыливания Следует жилкости. сказать. что В практике применения авиадвигателестроительной и энергетической отраслях используются методы распыла, сочетающие простоту конструкции с высокой эффективностью предложенной диспергирования. В основу классификации положены известные ранее и новые, разработанные способы подвода энергии к жидкой форме и их комбинации.



Рисунок 1 – Классификация способов распыливания жидкости.

Представленная классификация показывает большое многообразие форсуночных устройств, отличающихся по способу подвода энергии, расходуемой непосредственно на диспергирование различных форм (струя, пленка и др.) жидкости. Несмотря на выделенные основные 4 способа распыла жидкости, существуют еще и возможные комбинации для улучшения процесса дробления и смешения капель в факеле распыла. *Механическое распыливание*. При этом способе жидкость получает энергию вследствие трения о быстровращающийся рабочий элемент. Приобретая вместе с рабочим элементом вращательное движение, она под действием центробежных сил срывается с распылителя в виде пленки или струй, и дробится на капли.

К достоинствам этого способа следует отнести возможность распыливания сильновязких жидкостей и регулирование производительности распылителя без существенного изменения дисперсности. Недостатками является то, что вращающиеся распылители дороги, сложны в изготовлении и эксплуатации, и кроме того, обладают вентиляционным эффектом. Механическое распыливание используют главным образом для дробления вязких жидкостей и суспензии.

Гидравлическое распыливание. Основным энергетическим фактором, приводящим к распаду жидкости на капли, является давление нагнетания. Проходя через распыливающее устройство, жидкостной поток, во – первых, приобретает довольно высокую скорость и, во – вторых, преобразуется в форму, способствующую быстрому и эффективному распаду (струя, пленка, сгустки) в зависимости от принадлежности распылителя к классу форсуночных устройств.

Гидравлическое распыливание относится к самому экономичному по потреблению энергии на диспергирование, однако создаваемый при этом распыл довольно грубый и неоднородный, затруднены регулирование расхода при заданном качестве дробления, а также распыливание высоковязких жидкостей. В то же время этот способ наиболее широко распространен вследствие сравнительной его простоты.

Пневматическое распыливание. При таком способе распыливания энергия подводится к жидкости главным образом в результате динамического воздействия ее с высокоскоростным потоком газа. Благодаря большой относительной скорости потоков, в распылителе или за его пределами

жидкость сначала расслаивается на отдельные нити, которые затем распадаются на капли.

К достоинствам пневматического способа относятся небольшая зависимость качества распыливания от расхода жидкости, надежность в эксплуатации, возможность распыливания вязких жидкостей без ухудшения дисперсности аэрозоля. Недостатком являются повышенный расход энергии на распыливание, необходимость поддержания требуемого перепада давления на форсуночном устройстве или дополнительный источник подвода воздуха повышенного давления.

Электростатическое распыливание. По этому способу жидкости еще до ее истечения или в момент истечения сообщают электростатический заряд. Под действием кулоновских сил струя (пленка) жидкости распадается на капли таких размеров, при которых силы взаимного отталкивания капель уравновешиваются силами поверхностного натяжения.

Возможен и другой вариант, когда жидкость подают в область сильного электростатического поля, под действием которого на поверхности жидкости происходит некоторое распределение давления. Последнее вызывает деформацию струи и распад ее на капли.

Недостатками электростатического распыливания являются необходимость в дорогостоящем оборудовании, его высокая энергоемкость, малая производительность и сложность обслуживания. Этот метод находит применение в некоторых распылительных сушилках и при окраске путем распыливания.

Таким образом, из рассмотренных способов распыливания жидкости следует выделить два наиболее эффективных (гидравлическое, пневматическое) метода и их комбинацию применительно для распыливания жидких топлив и подготовки топливовоздушной смеси во фронтовой части камер сгорания авиационных двигателей. Больший практический интерес представляет группа пневматического распыливания, т.к. в данном механизме процесс дробления жидкости на отдельные капли начинается еще

до момента впрыска в камеру сгорания, а значит, возможность предварительной подготовки равномерно перемешанной смеси жидкого топлива с воздухом. Так же возможность комбинирования с другой любой группой может вывести новый тип в классификации форсуночных устройств.

1.2. Распад жидкой струи

Существует несколько форм распада струи, но во всех случаях последней стадией распада является ее неустойчивость и распад на ряды капель в соответствии с классическим механизмом Релея [35]. Согласно его теории, цилиндрическая струя жидкости неустойчива и распадается на капли, если величина амплитуды малых возмущений, симметричных относительно оси струи, достигает половины ее диаметра. При этом $\lambda/d_o = 4,5$, где λ — длина волны возмущения, а d_o — начальный диаметр струи. Такое теоретическое значение λ/d_o соответствует среднему диаметру капли после распада, равному 1,89 d_o , т. е. почти вдвое большему, чем начальный диаметр струи. Измерения частоты образования капель при распаде струи [36] дают λ/d_o - 4,69, что близко к теоретическому результату Релея.

Релей считал, что только силы поверхностного натяжения препятствуют распаду; вязкость жидкости не принималась во внимание. Впоследствии Вебер [37] учел влияние вязкости на распад струи и получил следующее выражение для величины λ/d_o , соответствующей максимальной неустойчивости вязкой струи:

$$\frac{\lambda}{d_0} = \pi \sqrt{2} \left(1 + \frac{3\mu_{\mathcal{H}}}{\sqrt{\rho_{\mathcal{H}}\sigma d_0}}\right)^{0.5}$$

При $\mu_{\pi} = 0$ величина λ/d_o равна 4,44, что близко к значению 4,5, полученному Релеем.

В экспериментальных исследованиях распада струи вязкой жидкости [38] при $\mu_{\pi} = 0.86$ кг/(м с) величина λ/d_o составляла 30 – 40. Наблюдались четыре режима распада: образование капель при воздействии окружающего

воздуха, образование капель без этого воздействия, возникновение волн вследствие трения жидкости о воздух и окончательный распад струи.

В случае распада струи под действием окружающего воздуха размеры получаемых капель определяются отношением разрушающей аэродинамической силы $\rho_{возд} U_{oth}^2$ к восстанавливающей равновесие силе поверхностного натяжения σ/do . Это безразмерное отношение известно как число Вебера

$$We = \frac{\rho_{_{6030}} U_{_{OMH}}^2 d_0}{\sigma}$$

Для случая распада в отсутствие влияния окружающего воздуха из анализа размерностей следует, что качество распыливания зависит от диаметра струи и свойств жидкости — плотности, поверхностного натяжения и вязкости. Установлено, что распад определяется так называемым числом Z [39]:

$$Z = \frac{We^{0,5}}{Re} = \frac{\mu_{\mathcal{H}}}{\sqrt{\sigma\rho_{\mathcal{H}}d_0}}$$

Значения чисел We и Z дают полезную информацию о качестве и характере процесса распыливания для любого типа форсунки, если известны значения A и свойства воздуха и жидкости. Использование этих критериев при обработке экспериментальных данных о средних размерах капель, получаемых при распыливании центробежными и пневматическими форсунками, обсуждается ниже.

1.3. Распад жидкой пленки

Установлены три формы распада пелены жидкости [40]: *кольцевой*, *волновой* и путем локальных разрывов. В первом случае силы поверхностного натяжения приводят к образованию на свободном краю пелены утолщения (валика), которое затем распадается на капли аналогично распаду струи. Образующиеся капли продолжают двигаться в первоначальном направлении, но остаются связанными с остальной поверхностью пелены тонкими нитями жидкости, которые также быстро распадаются на ряды капель. Такая форма

распада доминирует, если вязкость и поверхностное натяжение жидкости велики. При этом образуются отдельные крупные капли и большое число мелких капель-спутников.

При распаде пелены путем локальных разрывов на некотором расстоянии от места подачи жидкости в пелене образуются отверстия с кольцевым утолщением за счет жидкости соответствующего участка пелены. Отверстия быстро увеличиваются до слияния соседних кольцевых утолщений, после образуются неправильной формы, чего НИТИ распадающиеся на капли различных размеров.

При распаде пелены вследствие волнового движения участки пелены, размер которых соответствует половине длины или целой длине волны колебаний, отрываются, еще не достигнув передней кромки пелены. Эти участки пелены распадаются на капли под действием потока воздуха и турбулентных пульсаций до того, как станет возможным образование регулярной системы нитей. В работе [41] отмечалось, что упорядоченность процесса распада пелены и равномерность образования жидких нитей оказывают большое влияние на распределение капель по размерам. Если отверстия в пелене возникают на одинаковом расстоянии от места подачи жидкости, то и их развитие происходит одинаково, так что в этом режиме распада обеспечивается равномерность нитей и капель по размерам. В то же время волновой механизм распада пелены, как правило, весьма нерегулярен, и поэтому образующиеся капли имеют различные диаметры.

В зависимости от режимных параметров преобладает тот или иной механизм распада пелены, что влияет на средние размеры капель и их распределение по размерам.

Распад пелены жидкости под действием больших аэродинамических сил будет рассмотрен в третьей главе, посвященной исследованию пневматического распыливания. Более подробное описание различных форм распада струи и пелены жидкости и параметров, влияющих на

характеристики аэрозоля можно найти в работах [42-45], содержащих также обзоры соответствующих исследований.

1.4. Процесс подготовки смеси жидкого топлива с воздухом

Процесс распыливания и испарения жидкого топлива имеет принципиальное значение для эффективной работы камеры сгорания ГТД. В нормальных условиях жидкие топлива являются недостаточно летучими, и поэтому должны быть распылены в большом количестве мелких капель с увеличенной площадью поверхности испарения, необходимой для процесса воспламенения и горения топливовоздушной смеси.

Практически во всех типах КС предварительно распыленное или впрыскиваемое форсункой топливо смешивается с объемом воздуха, формируя топливовоздушную смесь и факела распыла, обеспечивая процесс горения и его стабилизацию. Основное внимание при этом уделяется концентрации распределения потоков топлива и воздуха за горелкой. В зависимости от схемы камеры сгорания и системы распыливания, в частности количество топливных каналов, различают несколько 30H формирования топливовоздушной смеси, которые могут располагаться как последовательно, концентрично, так и со смещением по радиусу фронтовой части камеры. По составу смеси эти зоны делятся на богатую (α<<1) и бедную (α>>1). Зона с богатым составом смеси (пилотная), служит для запусков КС, стабилизации фронта пламени и обеспечивает диапазон срывных характеристик. Пилотная зона работает непрерывно на всех режимных параметрах двигателя от запуска и до малого газа. Зона с подготовкой бедного состава смеси служит вспомогательной или основной на максимально нагруженных режимах взлета и набора высоты. Основная зона служит для выполнения требований к КС по уровню образования эмиссии NOx на напряженных режимах за счет организации обедненного процесса горения.

Для стабилизации фронта пламени в КС используют завихрители воздуха, которые улучшают процесс дробления и перемешивания капель топлива с воздухом, создавая на оси фронтового устройства циркуляционную зону, или зону обратных токов (ЗОТ). Размеры этой зоны определяют распределение поля концентрации частиц топлива по их размерам в потоке факела распыла и зависят от интенсивности закрутки воздуха во фронтовом устройстве. Так же воздушный завихритель определяет величину угла раскрытия, характеризующую геометрический параметр факела распыла. Для современных фронтовых устройств угол факела должен составлять порядка 90° и выше. Чем меньше угол распыла, тем уже поперечный размер ЗОТ и затрудняется запуск КС и ухудшается стабилизация пламени. Малый угол распыливания также может привести к существенному увеличению продольного размера КС, т.к. осевая скорость частиц в потоке будет выше, поэтому при наличии крупных капель топлива полностью будут выгорать уже в большем объеме жаровой трубы.

В инженерной практике создания фронтовых устройств различают воздушных завихрителей. Наиболее несколько основных типов распространенным способом закрутки воздуха является метод смещения потока воздуха относительно оси устройства установкой лопаток с заданным углом направления движения на выходе. Технологически лопатки могут быть выполнены как отдельно с профилированными кромками каждой из лопаток, так и методом нарезания резьбы по винтовой линии с заданным шагом и углом. В первом случае каждая лопатка изготовляется отдельно отливкой в готовой матрице, а затем устанавливается на втулке и сваривается с внешней обечайкой завихрителя. При втором методе лопатки нарезаются уже на готовой втулке и затем свариваются с корпусом. В последнем случае изготовление завихрителей с винтовыми лопатками значительно упрощает процесс их производства по сравнению с профилированными. В работе [46] проведено исследование по влиянию профиля лопатки воздушного завихрителя на поле течения за фронтовым устройством малоэмиссионной

камеры сгорания. Так же, в последнее время перспективным способом для изготовления деталей с непростой геометрией применяется метод аддитивных технологий [47]. Он заключается в том, что детали изготовляются из специального металлизированного порошка путем послойного лазерного спекания и выращивания в конечный узел. Такой метод позволяет упростить и сократить время технологической подготовки производства для изготовления деталей сложных форм, типа воздушных завихрителей фронтовых устройств КС. Но при этом качество поверхностей контакта таких деталей может в значительной степени отличаться от деталей, изготовленных путем механической обработки. Однако сейчас такие технологии оптимизируются и стремятся к активному внедрению в производственные мощности серийных авиадвигателестроительных и других машинных предприятий.

Другой способ закрутки потока воздуха представляет собой подвод струи в плоскости, перпендикулярной относительно оси устройства со смещением по радиусу. Такой тип завихрителей называется радиальным или тангенциальным. Закрутка и подача воздуха может быть выполнена либо в виде прямоугольных, круглых и др. форм тангенциально направленных к оси прорезей, или как в вышеупомянутом случае из отдельных профилированных лопаток. На практике применения закручивающих устройств во фронтовых модулях КС могут встречаться и комбинированные схемы воздушных завихрителей.

Для удобства выбора нужного типа воздушного завихрителя автором разработана классификация устройств для закрутки потока воздуха, представленная на рисунке 2. На схеме продемонстрированы основные типы воздушных завихрителей, применяемые во фронтовых устройствах КС для подготовки смеси топлива с воздухом и стабилизации фронта пламени. Особенность при разработке воздушного завихрителя заключается в выборе угла и плоскости закрутки потока относительно оси устройства для достижения необходимой интенсивности вращения воздушной струи. Для

этого, при проектировании необходимо избегать проскоков, т.е. перекрытие между лопатками или отверстиями должно составлять не менее одного калибра лопатки. В таком случае доля воздуха может преодолевать закручивающую плоскость лопаток без изменения направления движения потока. Данный эффект характеризуется как проскок воздуха, что влечет за собой снижение интенсивности закрученного течения и структуры всего потока воздуха, проходящего через лопаточный блок завихрителя. В отдельных случаях при насыщении воздухом сильно турбулентных топливовоздушных факелов применяют способ струйной аэрации для выравнивания распределения доли прибиваемого топлива в закрученном потоке. При пневматическом способе распыливания жидкого топлива важно иметь равномерный высокоскоростной поток закрученного воздуха, при низкой скорости подачи в него топлива. Немаловажным фактором является и взаимодействий закрученных потоков, В процесс которых могут формироваться некоторые переходные зоны с заданными размерами и интенсивностью. Параметры таких зон будут зависеть от соотношения основного расхода воздуха к расходу встречного потока и угла соударения струй воздуха. Далее будут рассмотрены более детально основные типы завихрителей воздуха, применяемые во фронтовых модулях современных камер сгорания.



Рисунок 2 – Классификация воздушных завихрителей.

В осевых типах воздушных завихрителей при максимальном угле наклона лопаток струе воздуха придается большая окружная компонента скорости вращения, при этом осевая скорость снижается. Отношение компонентов скорости движения струи воздуха, позволяет интенсифицировать движущийся поток с заданной турбулентностью. Поэтому осевые завихрители воздуха, как правило, используют для улучшения процесса смешения частиц распыленного топлива с воздухом и организации на оси фронтового устройства зоны обратных токов. Осевые типы завихрителей могут быть выполнены как одноярусными, так И многоярусными. В конструкциях, к примеру, двухъярусных завихрителей различаются и по направлению закрутки, как в одну сторону, так и с противокруткой. Направление движения оказывает влияние на увеличение угла раскрытия факела на выходе из сопла, при расширении воздушной струи для варианта с закруткой в одну сторону. А противоположенная закрутка приводит к уменьшению угла раскрытия, но при этом в месте соударения двух потоков увеличивается глубина проникновения струи (пленки) топлива и частично улучшается процесс дробления на капли.

Радиальные завихрители считаются более интенсивными, чем осевые, благодаря высокой тангенциальной составляющей скорости воздуха на выходе из лопаток. Они обычно устанавливаются в качестве интенсификации турбулентности потока, которым улучшается процесс дробления капель топлива и смешение их с воздухом для подготовки однородной смеси к процессу горения.

Для улучшения характеристик распыла и смешения одновременно используют комбинирование двух типов закрутки потока воздуха, который называется осерадиальным завихрителем. В современных фронтовых устройствах КС типа TAPS [48] встречаются и более 4 установленных воздушных завихрителей различного типа, для улучшения процесса дробления и предварительного смешения капельно–воздушной смеси, формируя центральную богатую зону и периферийную – вспомогательную. Еще одним способом для процесса подготовки топливовоздушной смеси является фронтовое устройство струйного типа [49]. Струйный смеситель выполнен диффузорной формы с расположенными на нем под различными углами пространственно-ориентированными отверстиями, а на выходе из струйного смесителя коаксиально расположен кольцевой нишевый стабилизатор пламени, содержащий периферийные струйные пневматические форсунки. Изобретение позволяет обеспечить высокое качество распыливания топлива, подготовку однородной бедной смеси, надежное воспламенение, устойчивое горение, а также снизить уровень эмиссии вредных веществ на выходе из камеры сгорания.

Предлагаемое фронтовое устройство может быть использовано в кольцевой камере сгорания типа SAC. В центральной части кольцевой жаровой трубы в следе за центральными форсунками создаются зоны, в которых происходит горение бедной хорошо перемешанной смеси топлива с воздухом, а на периферии этих зон - богатой. Однородная смесь создается центральными пневматическими форсунками и струйными завихрителями. Стабилизация пламени обеспечивается кольцевыми нишевыми стабилизаторами, расположенными вокруг каждой форсунки и струйного завихрителя. Топливо подается в нишевые стабилизаторы отдельно через пилотные, пусковые форсунки. Богатая, диффузионная зона горения работает всегда. Бедная, центральная - только на режимах повышенной тяги. Предполагается, что зоны «гомогенного» И диффузионного горения создаются отдельными системами распыливания и работают независимо друг от друга, иначе говоря, они расположены «параллельно» и коаксиально друг другу. Основная обедненная зона занимает центральную часть ФУ, а вспомогательная, богатая - периферийную.

Таким образом, роль воздушных завихрителей при пневматическом способе распыливания жидких топлив и смешения с воздухом становится

определяющим звеном при генерировании топливовоздушного факела распыливания за фронтовым устройством камеры сгорания.

1.5. Требования, предъявляемые к распыливающим устройствам и камерам сгорания

Обеспечение ряда характеристик КС выполняется именно системой подготовки и распыла топлива во фронтовом устройстве. Качество распыленного топлива зависит от выбранного способа распыливания и влияет на эффективность сжигания топлива, границы устойчивого горения, запусков КС и эмиссионных характеристик отработанных газов.

К современным системам распыла предъявляются следующие требования [50]:

- 1. Хорошее распыливание топлива во всем диапазоне его расходов.
- 2. Быстрая реакция на изменение положения ручки управления двигателем.
- 3. Отсутствие нестабильных режимов течения.
- 4. Отсутствие склонности к засорению посторонними частицами и отложению нагара на сопловой поверхности.
- 5. Отсутствие склонности к образованию смолистых отложений при нагреве конструкции.
- 6. Возможность физического моделирования при конструировании.
- Низкая стоимость, малая масса, простота изготовления и демонтажа для технического обслуживания.
- 8. Слабая чувствительность характеристик к повреждениям конструкции при изготовлении и монтаже.

Кроме того, распыливающие устройства должны обеспечивать:

- 1. Создание легко воспламеняющей горючей смеси.
- 2. Более широкий диапазон изменения расхода топлива по сравнению диапазоном изменения расхода воздуха в камере сгорания.
- 3. Контролируемое распределение топлива по первичной зоне горения.

4. Распределение температуры газа на выходе камеры, нечувствительное к изменениям расхода топлива.

Камера сгорания газотурбинного двигателя должна также удовлетворять широкому ряду требований, относительная важность которых зависит от типа двигателя. Общими требованиями для всех камер сгорания являются:

- 1. Высокая полнота сгорания топлива (топливо должно сгорать так, чтобы вся его химическая энергия превращалась в тепло).
- Надежный и плавный запуск в земных условиях (особенно при низких температурах окружающей среды), а для авиационных двигателей – и на больших высотах (в случае срыва пламени).
- Широкие пределы устойчивого горения устойчивого горения (пламя не должно погасать в широком диапазоне изменения давления, скорости и отношения топливо/воздух).
- 4. Отсутствие пульсаций давления и других проявления нестабильности, вызванных процессом горения.
- 5. Низкие потери полного давления.
- Выходное поле температуры газа (т.е. степень неравномерности температуры по поперечному сечению камеры) должно удовлетворять условию максимальной долговечности рабочих и сопловых лопаток турбины.
- 7. Низкий уровень выбросов дыма, несгоревшего топлива и газообразных веществ, загрязняющих веществ.
- Минимальная стоимость конструкции и простота ее обслуживания при эксплуатации.
- 9. Конфигурация и размеры должны быть совместимы с контурами двигателя.
- 10.Большой ресурс жаровой трубы.
- 11.Способность работать на различных топливах.

Для авиационных двигателей важнейшими дополнительными требованиями являются малые размеры и масса, а для стационарных газотурбинных двигателях большое внимание уделяется ресурсу и возможности работать на различных топливах.

1.6. Типы авиационных малоэмиссионных камер сгорания

Для поддержания высокого уровня рабочих характеристик КС и удовлетворения непрерывно ужесточающимся требованиям по снижению эмиссии вредных веществ, в практике создания авиационных КС применяют различные методы [51, 52]. Основное внимание этих методов уделяется технологиям снижения образования эмиссии оксидов азота (NOx) на режимах взлета и набора высоты, несгоревших углеводородов (UHC) на малом газе и дыма (SN), которые образуются при сжигании тяжелых углеводородных топлив в авиационных КС. Рассматриваются только те механизмы, которые не подразумевают подачи дополнительных, подавляющих процесс образования вредных веществ компонентов (вода, аммиак) в КС, а только с использованием эффективных систем распыливания топлива и способов смешения с воздухом. Такой метод называется DLE (Dry Low Emission). На сегодняшний день современные КС авиационных ГТД выполнены в виде кольцевой жаровой трубы, с различными типами фронтовых устройств и их расположения в головной части камеры. В данном разделе рассматриваются наиболее эффективные технологии организации процесса горения с малым уровнем образования вредных веществ, применяемые ведущими двигателестроительными корпорациями (General Electric, Rolls-Royce, Pratt&Whitney, SFMI и др.) в мировой практике.

В настоящее время в современных авиационных газотурбинных двигателях применяют в основном камеры сгорания кольцевого типа. Кольцевая жаровая труба располагается концентрично внутри корпуса, обеспечивая высокое аэродинамическое качество конструкции. Одним из главных достоинств кольцевых КС является меньшая масса и небольшие

потери давления по сравнение с другими типами камер. Однако при высокой степени аэродинамики конструкции вызывает главный недостаток кольцевых КС, который заключается в том, что при малых неравномерностях поля скорости на входе может вызвать существенные возмущения в поле температур газа в выходном сечении камеры. На рисунке 3 приведена принципиальна схема КС и принцип организации рабочего процесса внутри жаровой трубы.



Рисунок 3 – Рабочий процесс в камере сгорания ГТД.

Рабочий процесс в КС можно разделить по трем зонам. В первичной зоне выполняются условия, необходимые для достижения высокой полноты сгорания топлива: стабилизация пламени, время пребывания, температура, и интенсивность турбулентности. Практически в любой КС промежуточная зона занимает больший по длине объем и служит для выполнения следующих основных функций: на малых высотах полета происходит возмещение потерь, связанных с диссоциацией, и догорание плохо перемешанных обогащенных топливом зон в локальных объемах; а на больших высотах полета при меньшем давлении окружающей среды процесс горения не успевает закончиться, а промежуточная зона является Длина промежуточной зоны продолжением первичной. определяется минимальной длиной, необходимой для перешивания промежуточного

воздуха с газом и минимальным временем пребывания для завершения процесса горения. Обычно длина промежуточной зоны составляет от 0,5 до 1 диаметра проточной части жаровой трубы. Остаток воздух, не участвующий в процессе охлаждения стенок жаровой трубы, подается через отверстия в зону разбавления для выравнивания поля средней температуры газа, приемлемой для лопаток соплового аппарата турбины.

В середине 80-х гг. под руководством NASA, ведя научноисследовательские работы [53] по разработкам КС с низкими выбросами, была создана и сертифицирована одна из первых однозонных МКС богатобедного типа для семейства двигателей CFM-56. Классическая схема КС, которая представляет собой однорядное расположение системы распыла и системы стабилизации фронта пламени во фронтовой части жаровой трубы. В таких схемах КС организованна одна зона стабилизации и горения, и получило общепринятое название – SAC. Основная зона воспламенения и горения имеет богатый состав смеси, но за счет улучшения процесса смешения топлива с воздухом она разбавляется и становиться бедной. На рисунке 4 приведена схема КС с однорядным расположением фронтового устройства, разработанная фирмой GE Aircraft engine.



Рисунок 4 – Схема камеры сгорания типа SAC.

Результат деятельность ИКАО и готовившийся к принятию первый стандарт (САЕР1 в 1986 г.) по требованиям к выбросу вредных веществ от авиационных двигателей привело к дальнейшему усовершенствованию конструкций камер сгорания и развитию технологий сжигания обедненной Примером топливовоздушной смеси [54]. такой конструкции стала двухзонная МКС для следующего поколения двигателей CFM-56-7B. По способу зонирования и технологии обеспечения процесса горения они подразделяются по типу расположения первичной «богатой» и вторичной «бедной» зон в объеме жаровой трубы. Конструктивно эти зоны могут располагаться параллельно с радиальным смещением, параллельно со смещением по оси или последовательно. При параллельном расположении со смещением по радиусу каждый форсуночный модуль формирует богатую или бедную по составу смеси зоны для процесса горения. Схема КС с радиальным расположением зон приведена на рисунке 5.



Рисунок 5 – Схема и фотография камеры сгорания типа DAC.

Пилотная зона – богатая – и работает постоянно на всех режимах изменения рабочих параметров КС, обеспечивая надежность запусков и диапазон устойчивого горения. Основная зона – бедная – и подключается лишь на напряженных режимах работы двигателя, при взлётном и наборе высоты. Подключение второй, основной зоны, позволяет сдерживать процесс образования оксидов азота на теплонапряженных режимах за счет организации обедненной зоны горения. Двухзонные КС позволили снизить уровень эмиссии NOx примерно на 35 % относительно норм CAEP 6 по сравнению с КС типа SAC.

Несмотря на улучшение эмиссионных характеристик в двухзонных камерах типа DAC, потенциал SAC еще не исчерпан в полном объеме. На это указывает разработка камеры сгорания с однорядным расположением фронтового устройства, которая за счет усложненной конструкции формирует в себе одновременно две зоны, расположенные концентрично в объеме жаровой трубы. Такая схема КС с модулями TAPS [55] представлена на рисунке б.



Рисунок 6 – Схема и фотография КС GE с модулями TAPS.

Центральная зона, она же и пилотная, имеет богатый состав ТВС и обеспечивает устойчивую работу КС во всем диапазоне режимных параметров. Основная – бедная зона – подключается на режимах взлета и набора высоты. Проведенные исследования КС с модулями TAPS [56] применения многостадийного показали. что за счет смесительного устройства и формирования двух зон с разным коэффициентом избытка образования воздуха, позволило снизить уровень эмиссии NOx приблизительно на 50% относительно норм САЕР6.

B концепции других разрабатываемых КС двухзонных зоны расположены последовательно с богато-бедным процессом горения типа RQL. Первичная – богатая зона – имеет средний коэффициент избытка воздуха менее 1, далее, после первого ряда основных отверстий в жаровой трубе она резко замораживается подведенным воздухом и затем догорает уже в составе обедненной – вторичной зоны горения – средним коэффициентом избытка воздуха более 1. Целью последовательного разделения богатой и бедной зон является поддержание среднего значения температуры газа в зонах ниже температуры диссоциации молекулярного кислорода, после превышения которой начинается стремительное увеличение скорости образования оксида азота по термическому механизму Зельдовича [57]. Основная проблема КС RQL заключается в сложном механизме выполнения быстрого и неизбежного перехода через локальные стехиометрические зоны при подводе воздуха и разбавления из богатой зоны, до вторичной с бедным составом смеси для организации гомогенного горения. На рисунке 7 представлена схема КС богато – бедного горения и график влияния образования NOx на переходном режиме от коэффициента избытка воздуха (рисунок.8).



Рисунок 7 – Камера сгорания типа RQL фирмы Rolls-Royce [58].



Рисунок 8 – Зависимость образования NOx от коэффициента избытка воздуха.

Такая технология зонированного сжигания топлива позволяет выдерживать температуры пламени в зоне горения между пределом бедного срыва и температурой диссоциации молекулярного кислорода.

Развитие концепции КС с системой предварительной подготовки топливовоздушной смеси LPP представляет собой более эффективное решение по снижению скорости образования оксидов азота [59]. Она основана на процессе обеднённого горения однородной гомогенной TBC, которая подготавливается в специальном смесительном устройстве. Сам
процесс подготовки реализуется впрыском жидкого топлива B циркуляционную зону, где капли дробятся скоростным напором воздуха, и далее в выходной полости происходит испарение капель топлива и перемешивание их паров с воздухом до состояния однородного состава смеси. Затем полученная топливовоздушная смесь из смесительного устройства подается в жаровую трубу и сгорает в гомогенном режиме. работы Схематично принцип фронтового модуля с гомогенным распыливанием приведен на рисунке 9.





Рисунок 9 – Фронтовое устройство с технологией LPP.

В практических условиях работы КС авиационного ГТД организовать процесс горения предварительно подготовленной гомогенной смеси возможно, реализовать лишь во фронте пламени. При этом основной проблемой является способ подготовки гомогенной смеси с высокой степенью необходимой однородности по составу. В данном случае такая технология организации процесса горения в КС обладает характерными проблемами, подвергающимися опасению в безопасности применения такого устройства:

- 1. Низкая устойчивость сгорания топлива во фронте пламени.
- 2. Вероятность возникновения режимов вибрационного горения.

3. Низкая полнота сгорания и повышенные уровни эмиссии оксида азота и несгоревших углеводородов на режимах, близких к режиму малого газа.

4. Вероятность проскока пламени в смесительную трубку и самовоспламенение ТВС.

5. Сложная система топливоподачи и системы автоматического регулирования работы КС.

На сегодняшний день, ввиду перечисленных выше недостатков, технология LPP не нашла своего практического применяя в КС авиационных ГТД. Однако работы по созданию таких камер активно ведутся как в России, так и в других государствах. Из анализа [60] установлено, что при однородном составе смеси факела распыла и равномерно распределенными в потоке за горелкой каплями топлива, средним диаметром в пределах 20 мкм, можно реализовать гомогенный фронт пламени, при котором образование эмиссии оксидов азота будет приравнено к процессу горения газообразной смеси из полностью испарённого топлива [61]. В настоящее время внедрение данной технологии является одной из ключевых при разработке КС с ультранизкой эмиссией, обеспечивающей долгосрочный запас требований по уровню выбросов вредных веществ.

Развитие концепции LDI [62, 63] в авиационных КС предусматривает прямой непосредственный впрыск топлива в жаровую трубу и быстрое смешение топлива с большой долей от расхода воздуха. Эта концепция позволяет снижать максимальные значения температур в пламени, если топливо и воздух успевают хорошо перемешиваться до состояния обеднённой смеси до начала реакций горения. Так как через фронтовое устройство должен проходить достаточно большой относительный расход воздуха (примерно до 70%), то расход воздуха через первичные отверстия и отверстия разбавления должен быть значительно сокращён, либо полностью исключён. Охлаждение стенки и фронтовой плиты жаровой трубы должно

быть минимизировано на столько, насколько это позволяет сделать применяемая система охлаждения. Поэтому на фронтовое устройство дополнительно возлагается задача обеспечения требуемого температурного поля на входе из камеры сгорания.

Существуют две вариации концепции LDI: макромасштабная и микромасштабная (Multi-point), которые подробно рассмотрены в следующем разделе.

1.7. Типы перспективных фронтовых устройств

В современной авиации в связи с тенденцией роста степени сжатия и роста температуры и давления воздуха схема камеры и распыливающего устройства, обеспечивающего как высокие характеристики горения, так и низкие выбросы NOx, тесно связана со степенью сжатия двигателя.

Именно поэтому в настоящее время для организации процесса горения существует три основных подхода К схемам KC. Это сжигание предварительно перемешанной испарённой бедной смеси (LPP), горение обогащенной смеси /быстрое охлаждение, горение бедной смеси (RQL), непосредственный впрыск бедной смеси (LDI). Выбор метода подготовки топлива зависит также от давления в камере сгорания. Для давлений в камере до 50 бар рекомендуется организация процесса быстрого смешения с помощью предварительно испарённого топлива. При повышении давления до 60 бар предлагается использовать многостадийную подачу топлива. При дальнейшем увеличении давления в камере сгорания единственным методом подачи топлива в настоящее время является возможным многоточечный впрыск его в камеру сгорания. Разработка камер сгорания для следующего поколения авиационных двигателей в основном ведётся с учетом будущих требований по выбросам NOx. До сих пор только существенные усовершенствования горения богатой смеси в камерах сгорания схемы RQL позволяли избегать чрезмерного образования NOx. У горения обогащенной топливовоздушной смеси, однако, есть ограниченный

потенциал, чтобы справиться с будущим законодательством по снижению эмиссионных выбросов, поэтому революционный шаг к методам сжигания обедненной горючей смеси неизбежен.

Главной задачей исследований, направленных на разработку камер сгорания перспективных ТРДД, предназначенных для использования в гражданской авиации, является обеспечение конкурентоспособного уровня эмиссионных характеристик этих двигателей. Базой для оценки этого уровня характеристики новейших служат эмиссионные ряда лвигателей американских фирм «General Electric» и «Pratt & Whitney» [64], снабженных рабочего камерами сгорания co схемой организации процесса, принципиально отличающегося от традиционной. Последняя основывалась на процессе диффузионного горения, в котором собственно химическая реакция окисления топлива происходит вблизи формирующейся в процессе перемешивания топлива и воздуха зоны с составом смеси, близком к стехиометрическому и, соответственно, при близкой к стехиометрической температуре [65]. Реализация горения при этой температуре (она, как известно близка к максимально возможной для заданного топлива и окислителя) вызывает интенсивное окисление азота воздухом и, несмотря на малое характерное время для реализации этого процесса, большие выбросы (эмиссию) оксидов азота.

Новая схема организации процесса горения в камерах сгорания ТРДД, которая наиболее последовательно реализована в камерах сгорания типа TAPS фирмы «General Electric» (рисунок 10), предполагает сжигание большей части топлива при пониженной температуре в составе «бедной» $(\alpha >>1)$ топливовоздушной равномерной смеси, которая должна формироваться фронтовом устройстве Эмиссионные BO камеры. характеристики двигателей, представленные в банке данных ИКАО[64], показывают, что использование этой схемы процесса обеспечивает, как минимум, двукратное снижение эмиссии оксидов азота на сходных режимах

работы камеры по отношению к лучшим камерам сгорания с традиционной (диффузионной) организацией процесса горения, и уверенно гарантирует соответствие этих двигателей действующим и перспективным нормам ИКАО [9].



Рисунок 10 – Фронтовой модуль TAPS КС фирмы GE и схема подачи топлива [55].

Формирование равномерно «засеянного» каплями жидкого топлива потока воздуха за фронтовым устройством камеры сгорания представляет собой сложную научно-техническую задачу. Это обстоятельство становится очевидным даже при анализе конструкции той части фронтового устройства TAPS, которая обеспечивает подачу воздуха и топлива в основную зону горения (см. рисунок 10). Начнем с того, что в современной литературе отсутствуют фундаментальные представления о процессах переноса твердых частиц и капель в газовых потоках с чрезвычайно высоким уровнем турбулентности, характерным для потоков в камерах сгорания газовых турбин. Недостаточно развиты и методы расчета процессов распыливания жидкого топлива в этих камерах, а также, к сожалению, и экспериментальные методы исследования этих процессов. В этих условиях становится обоснованным огромный объем усилий, в частности экспериментальных,

затраченных научно-исследовательскими центрами на разработку таких фронтовых устройств[66-69].

В работе [62] рассмотрены три основные конструкции современных камер сгорания: TAPS General Electric, Pratt and Whitney: «Talon X», и Rolls Royce: «Lean Burning».

На рисунке 11 приведены фотографии фронтовых устройств TAPS и многоточечного фронтового устройства NASA.



Рисунок 11 – Сравнение систем подачи топлива TAPS и многоточечного фронтового устройства NASA.

Камера сгорания TAPS состоит из центрального пилотного и внешнего главного Пилотная фронтового устройства. форсунка обеспечивает устойчивость при низкой нагрузке работы камеры сгорания. Оба, пилотное и основное устройства, впрыскивают обедненную топливную смесь BO вращающийся поток воздуха. В основной форсунке топливо подается из множества радиальных струй вдоль окружности форсунки. Для камеры сгорания TALON X топливо подается в богатую однородную первичную зону горения, используя высокую поперечную подачу. Затем вниз по потоку форсунки разбавляющий воздух быстро смешивается, полностью ОТ горение продуктов первичной зоны при общем завершая бедном эквивалентном отношении. Технология камеры сгорания Rolls Royce подобна технологии TAPS.

Сжигание обедненной смеси закладывает высокие возможности (до 80%) уменьшения образования NOx для достижения конечной цели Advisory Council for Aeronautics Research in Europe (ACARE). При этом для обеспечения устойчивой работы форсунка с обедненной смесью должна быть дополнена пилотной, вспомогательной форсункой. Подвод топлива в этом случае делится на два потока. Форсуночное устройство такой схемы обычно состоит из струйных или кольцевых форсунок основного топлива, расположенных внутри внешних завихрителей воздуха, через которые подается большая часть воздуха камеры сгорания, и расположенной в центре пилотной топливной форсунки. Во внешней части форсунки создается обедненная смесь, а в центре пилотная форсунка обеспечивает её устойчивое горение.

На рисунке 12 приведены фотография и схема фронтового устройства фирмы Rolls-Royce [70], реализующего сжигание бедной смеси.



Рисунок 12 – Схема фронтового устройства фирмы Rolls-Royce.

В основной форсунке прямого впрыска бедной смеси может быть применён метод пневматического распыливания топлива с префильмера. В пределах префильмера топливо распределяется по большой окружающей поверхности тонким слоем и попадает в высоко скоростной воздушный поток. В результате плёнка топлива распадается на мелкие капли, которые распространяются и испаряются вниз по течению.

Одной из пионерских работ, посвящённых созданию модулей с непосредственным впрыском топлива к камеру сгорания, является работа, [71] в которой исследовался модуль, состоящий из 25 равномерно расположенных форсунок с очень малыми смесителями (рисунок 13). Основное преимущество таких устройств заключается в маленьких диаметрах выходных сопел ИЛИ смесительных устройств. Объём, занимаемый зоной циркуляции за смесительным устройством, является параметром, влияющим на образование NOx в типичной камере сгорания. Если объём зоны циркуляции пропорционален кубу диаметра смесителя и если расход топлива пропорционален квадрату диаметра, то одна большая форсунка будет вырабатывать большее количество выбросов NOx, чем маленьких. Для примера, для форсунки с диаметром сопла 3 несколько единицы наработка выбросов NOx будет в 3 раза больше, чем для 9 форсунок диаметром 1 единица при одинаковых температурах давления и расходе топлива и воздуха.



Рисунок 13 – Фронтовое устройство NASA с многоточечной подачей топлива

В последующие годы появились работы, в которых предложены различные варианты такого устройства.

Для улучшения систем подачи топлива, работающих при бедных смесях LDI схем бедного прямого впрыска в [72], предложена конструкция трехзонного фронтового устройства, (рисунок 14). Авторы указывают на три преимущества такого устройства по сравнению с многоточечным устройством подачи топлива NASA. Во-первых, распыливающие головки

расположены на трёх панелях; центральной, из которой подаётся воздух и топливо аксиально в камеру сгорания, и двух боковых панелей, которые незначительно отклонены от оси.



Рисунок 14 – Фронтовое трёх зонное устройство фирмы Parker.

Также панельное расположение приводит к образованию трех зон горения, за каждой из панелей с уменьшением взаимодействия между ними. Во-вторых, система топливо подачи и распыливающая головка менее интегрированы с завихрителями воздуха и теплозащитой фронтового устройства. В-третьих, распыливающие головки сами могут быть усовершенствованы для улучшения эффективности их работы и управления аэродинамикой.

Многоточечное устройство для подачи топлива, исследованное в [73,74], состоит из 13 больших и мелкомасштабных форсунок (рисунок 15). Массив состоит из трех центробежных пилотных форсунок, четырёх промежуточных пневматических форсунок и шести внешних пневматических форсунок. Фронтовое устройство содержит пять радиальных рядов топливных форсунок с индивидуальным контролем расхода топлива через каждую форсунку.



Рисунок 15 – Фронтовой модуль с регулируемым расходом топлива и воздуха через каждую форсунку.

При экспериментальном исследовании горения ряд центральных пилотных форсунок, в совокупности с центробежными форсунками и завихрителями, обеспечивает высокий уровень вращения потока. Через этот ряд проходит 12.4% воздуха, поступающего в камеру сгорания. Высокий уровень закрутки потока создаёт широкую с характерными границами зону циркуляционную, в которой быстро происходят процессы испарения и горения топлива, что обеспечивает высокую устойчивость горения, и существенно при работе двигателя на малой мощности. В результате сильной закрутки потока происходит сильное взаимодействие с потоками за другими рядами завихрителей, что обеспечивает горение избыточного топлива смеси, выходящей из пилотных форсунок, в которых смесь локально обогащена. Для этих локально обогащённых случаев может вниз по течению и сбоку образовываться вторичная зона циркуляции, в которой происходит смешение избыточного топлива с воздухом, проходящим через промежуточные форсунки, и последующее сгорание смеси. Два промежуточных ряда пневматических форсунок имеют внутренний завихритель, обеспечивающий быстрое смешение воздуха с топливом для уменьшения образования NOx, и внешний со слабой закруткой воздуха. В результате малой закрутки потока

во внешнем завихрителе зона становиться меньше по сравнению с зоной циркуляции за пилотными горелками. Это обеспечивает очень быстрое смешение топлива с воздухом с образованием однородной смеси, что минимизирует образование NOx. Основные внешние форсунки, также пневматического типа, конструкция подобна конструкции И ИХ промежуточных форсунок. Все форсунки имеют одинаковое направление вращения потока. Расположение топливных форсунок в камере сгорания дает возможность зонам циркуляции между форсунками стабилизировать процесс горения. Схема струйных форсунок, используемых в этом исследовании, приведена на рисунке 16.

Экспериментальное исследование этого модуля показало, что наименьшим выбросам NOx соответствовал режим при использовании всех форсунок с локальным эквивалентным отношением топлива к воздуху одинаковым для всех контуров форсунок. Устройство продемонстрировало свою устойчивую работу с низким выбросом загрязняющих веществ при значениях эквивалентного отношения выше 0.13. Ниже этого значения наблюдался срыв пламени и, как следствие, увеличение вредных выбросов.



Рисунок 16 – Струйные смесители с большим расходом воздуха через центральную часть: а - для режима малой тяги; б- для режима взлёта

В [75] представлена концепция полноразмерной кольцевой камеры сгорания с многоточечной технологией «низкие выбросы NOx/низкая задымлённость». Технология описывает многостадийную подачу топлива «Multiple Staged Fuel Injection (MSFI)». Работа выполнена в СНЕКМА в

рамках проекта LEMCOTEC (Low Emissions Core- Engine Technologies) седьмой европейской рамочной программы. На рисунке 17 приведены схема фронтового устройства и фотографии факела распыливания. В работе показано сильное воздействие распределения топлива между форсунками на процесс горения в камере двигателя (рисунок 18).



Рисунок 17 – Форсуночный модуль и факел распыливания за пилотной и основной форсунками.

10 % fuel-split

0.25

20 % fuel-split

10% разделение: мощная внутренняя зона циркуляции

угловая зона циркуляции

20% разделение: центральная область более обогащённая и её размер много больше

Огромное взаимодействие между пилотным пламенем и верхней частью основного пламени

Рисунок 18 – Влияние распределения топлива между форсунками на горение

в камере.

Помимо работ, посвящённых, главным образом определению влияния конструкции фронта камеры сгорания с прямым впрыском обедённого топлива на горение и образование вредных веществ, были выполнены работы по определению мелкости распыливания капель и их расположению за форсунками таких устройства. Так исследованное в [76] фронтовое устройство с одиночной струёй и многоточечной подачей топлива показало, что на расстояниях от выхода сопла от 5 до 40мм размер капель SMD изменялся от 15 мкм до 22 мкм при скорости воздуха 38 м/с и эквивалентному отношению по всему сечению $\phi = 0.41$. Радиальное распределение капель по диаметру факела при многоточечной подачи было более равномерным по сравнению с одиночной струей. Более того, при многоточечной подаче размеры капель ниже, чем для одиночной струи. Быстрое смешение топлива с воздухом достигается В результате эффективной техники дробления капель и распределения капель в газовом потоке. В окрестности выхода камеры сгорания поле течения становится чрезвычайно сложным и нестационарным, благодаря присутствию структур, таких, как прецессирующее вихревое ядро и вихревые разрушающиеся пузыри. Линии тока вращающегося потока из каждого завихрителя сильно взаимодействуют с каплями за струйной форсункой, образуя капли разных размеров. В экспериментах использовался завихритель воздуха с углом установки лопаток 60

Далее рассмотрим появившиеся в последнее время результаты исследований модификаций форсунок для распыливания топлива.

Как уже отмечалось, качество распыливания жидкого топлива в высокой степени воздействует на образование загрязняющих веществ в процессе горения и их выброс в окружающую среду. В работе [77] исследованы характеристики распыливания двух геометрически различных центробежных форсунок для камер сгорания малоразмерных авиационных

двигателей. Исследовались форсунки с перепуском топлива (рисунок 19) и без него при одинаковых режимных параметрах их работы.



Рисунок 19 – Форсунка с перепуском топлива.

Результаты исследования показали значительное различие характеристик распыливания. Обычная форсунка создаёт факел с размерами среднего заутеровского диаметра капель SMD 5-20 µm в зависимости от режима, факел при этом устойчив, но его форма сильно меняется при изменении давления подачи топлива. В форсунке с перепуском топлива угол факела увеличивается незначительно с ростом давления подачи топлива. Распределение капель по размерам для этой форсунки показало более низкие значения SMD. Угол факела распыливания увеличивался с увеличением отбора топлива из камеры закручивания на перепуск. Скорость движения капель была ниже, благодаря уменьшению толщины пленки. Исследованные различия в характеристиках факела распыла вызовут различное поведение форсунок в камере сгорания. Ясно выраженные отличия геометрии факела, распределения размеров капель и их скоростей будут причиной различия взаимодействия топлива с окружающим воздухом, скорости испарения капель, и соответственно, теплообмена в процессе горения и, как следствие, образование вредных веществ при работе относительно близких по конструкции форсунок.

Недавно Gañán-Calvo (2005) [78] сообщал об изобретении простой, воспроизводимой конфигурации форсунки, так называемой форсунки со смешением потоков (flow-blurring (FB)) с газово-жидкими взаимодействиями,

которые приводят к очень высокой эффективности распыления. Для заданного расхода жидкости и полной подводимой мощности Gañán-Calvo утверждает, что распылитель FB создает приблизительно в 5-50 раз больше области поверхности капель по сравнению с любыми другими пневматическими распылителями струйного типа. Иллюстрация 20 [79] поясняет принцип действия распылителя FB. Воздух для распыления поступает через малый участок между выходом жидкости из трубы внутреннего диаметра d и коаксиальным отверстием того же самого диаметра. Поскольку трубу, через которую подаётся жидкость можно подвинуть поближе к соплу, в форсунке может происходить раздвоение воздушного потока. Когда осевое расстояние Н между выходом трубы подачи топлива и соплом является малой величиной, то есть, H/d <0.25, часть воздуха распыления вынуждена проникать на короткое расстояние в трубки подачи топлива. Противоток воздуха для распыления увеличивает локальное давление, результатом чего является интенсивное двухфазное смешение в конечном участке трубки подачи топлива. Впоследствии, как только двухфазная смесь выбрасывается через сопло, давление уменьшается. За этим следует быстрое расширение воздушных пузырей, которые дробят окружающую жидкость в мелкие капли. Так как двухфазное смешение происходит на выходе топливного канала, распыление FB преодолевает недостатки процесса эмульсионной форсунки, такие, как неустойчивость потока и необходимость в высоконапорном воздухе для распыления. Эффект размытия потока жидкости не наблюдается для H/d> 0.25, так как в этом случае наблюдаются симметричные и/или асимметричные возмущения, которые вызывают распад струи, подобный распыливанию пневматической форсункой.

Форсунка со смешением позволяет достигать верхних рабочих характеристик процесса горения с пониженными выбросами в пламени дизеля и керосина. Она способна эффективно распылить (и чисто

воспламенить) жидкое биотопливо с кинематической вязкостью почти в 15 раз большей, чем у дизельного топлива, и распылить жидкое топливо в миниатюрной камере сгорания с объемом камеры сгорания только 2 cm³. Сравнение выбросов загрязняющих веществ при горении дизельного топлива и керосина с использованием для распыливания форсунки со смешением потоков и пневматической форсунки показало, что для данного топлива и коэффициентов избытков воздуха, форсунка с размытием производит до трех раз более низкие выбросы NO_X and CO по сравнению с пневматической форсункой.



Рисунок 20 – Форсунка со смешением потоков.

Форсунка, использующая метод электростатического разряда, применена в [80] при высоких гидродинамических давлениях, до 40 бар, чтобы оценить электрические рабочие характеристики и степень распыления дизельного топлива. Лучше распыленное топливо будет сопровождаться меньшим количеством производства сажи, которая образуется в областях факела распыления обогащенных топливом. Чтобы улучшить факел было Метод распыления, предложено несколько методов. электростатического разряда при подаче топлива - один из многих новых подходов, которые были исследованы в течение прошлых трех десятилетий,

и у этого метода есть несколько преимуществ, таких, как более мелкие капли, узкое распределение капель по размерам и более низкие энергетические затраты, чтобы генерировать распыление. Несколько форсунок, электростатический были разработаны использующих заряд, И экспериментально исследованы, чтобы понять влияние геометрии сопла, локализации электродов, размера сопла И жидкости вязкости на специфический заряд, вызывающий последующее распыление. Общий механизм применения этой техники при наличии диэлектрической жидкости, текущей между двумя электродами, расположенными на расстоянии L, где один электрод находится при высоком отрицательном напряжении, а другой электрод заземлён, заключается в следующем. Когда заряд присутствует в жидкой струе, на неё действуют силы поверхностного натяжения, которые не дают струе распадаться, и кулоновское отталкивание, которое уменьшает действие сил поверхностного натяжения. Если плотность поверхностного разряда достигает критической величины и электростатическая сила доминирует над поверхностным натяжением, наблюдается распыление струи и её дисперсия. Визуализация этого процесса изображена на рисунке 21.



Рисунок 21 – Влияние напряжения, подаваемого на струю топлива на распыливание: a) V=0 kV, b) V=6 kV, c) V=9 kV, d) V=13 kV, e) V=17 kV

Первичный распад - инициирование процесса распада, вызванного случайными возмущениями, которые заставляют жидкую струю формировать индивидуальные капли. Во вторичном распаде сопротивление воздуха достаточно, чтобы далее уменьшить диаметр капель воздействием

окружающего воздуха. Этот процесс прямо зависит от геометрии распылителя и чисел Рейнольдса (Re); Вебера (We) и Онезорге (Oh). Число Вебера определяет отношение импульса жидкости к её поверхностному натяжению, а число Онезорге - отношение вязкой силы к силе поверхностного натяжения. Для низких значений числа Oh, увеличение We увеличит вклад вторичного распада, что обеспечит более мелкое распыление. Электрические рабочие характеристики электростатического распылителя количественно определяются средним удельным зарядом (SC), который равен заряду факела распыливания в единице объема. Известно, что удельный заряд должен быть, по крайней мере, порядка 1 с/м³, чтобы сформировать полностью развитый факел дизельного топлива.

Скорость дисперсии увеличивается, а размер капель уменьшается при увеличении удельного заряда. Простое соотношение между средним размером капель как функции среднего удельного заряда капли, независимое от свойств жидкости и гидродинамических эффектов описывается выражением $(SC)^{1/2}D_{v0.5}$ =const, SC= I_s/dQ, где SC - удельный заряд в C/m³ и D_{v0.5}, является средним объёмным диаметром в µm. I_s ток в амперах и Q расход в m³/s. Величина константы зависит от геометрических параметров форсунки. Согласно соотношению, средний размер капель обратно пропорционален квадратному корню удельного заряда. Поэтому можно прийти к заключению, что дальнейшее изменение размера капель незначительно, когда удельный заряд достигает своего практического предела ~5 C/m³, измеренного в этих экспериментах. Максимальный предел SC прямым образом зависит от размера отверстия сопла d. Если канал диска отверстия рассматривать как заряженный цилиндр, электрическое поле выходящей струи жидкости аппроксимировать следующим можно выражением $E_0 = (SC)d/4k$, где k – диэлектрическая постоянная рабочей жидкости. Окончательная цель этого исследования состояла в том, чтобы показать, ЧТО техника распыления электростатическим зарядом

жизнеспособный метод, чтобы получить более тонкое распыления при давлении 40 бар. Удельный уровень заряда приблизительно 5 С/m³ мог быть достигнут с 100 μ m отверстием. Это помогает в улучшении качества распыления при более высоких расходах, формируя относительно малые диаметры капель вниз по течению с диаметром V_{MD} = 0.16d.

Для микротурбореактивных двигателей с мощностью меньшей, чем 350 кВт, трудно подобрать соответствующую топливную форсунку с хорошим качеством распыливания топлива. Однако вращающаяся система потенциально может обеспечить топлива высокое качество впрыска без высоконапорного топливного распыления насоса посредством центробежных сил коренного вала. По этим причинам, в [81] разработана очень маленькая топливная форсунка вращения для микротурбореактивного двигателя с диаметром 40 мм (рисунок 22).



 Туре 1
 Туре 2
 Туре 3

 Рисунок 22 – Фотографии вращающихся распыливающих устройств

Результаты испытания показали, что длина жидкого ядра от выходного сопла зависит от угловой скорости вращения и что средний заутеровский диаметр SMD уменьшается с увеличением угловых скоростей. При угловой скорости 73.3 м/с (35 000 оборотов в минуту) SMD меньше 60 µm во всём измерительном пространстве для диаметров сопла 1.5 мм и 2.2 мм. Поэтому, концептуально возможно применить эту маленькую вращающую систему впрыска топлива к камере сгорания микротурбореактивного двигателя.

Система выгодна, главным образом, потому что она недорога и проста. Вращающаяся система впрыска топлива производит чистый факел топлива

даже при частичной загрузке или холостых условиях. Роль форсунки для распыливания жидкого топлива заключается в распределении капель в зоне горения. Пространственное распределение зависит от проникновения факела топлива в первичную зону и тесно связано с полем аэродинамического обтекания. Центробежная ИЛИ пневматическая форсунка могут удовлетворить этим техническим условиям. Однако эти форсунки требуют многих высококачественных узлов, таких как осевые или радиальные фильтр и выходное сопло; поэтому завихрители, камеру закрутки, вращающаяся система впрыска топлива может быть более экономной по сравнению с этими форсунками.

Когда угловая скорость увеличивается, длина нераспавшейся жидкости уменьшается, периферическая скорость капель увеличивается и уменьшается SMD. Когда диаметр сопла увеличивается, локализация распада становится ближе к выходной плоскости отверстия, и в результате образуются капли более мелкого размера, чем при малых диаметрах сопла.

Важность исследования методов распыливания топлива форсунками подтверждается хотя бы тем фактом, что в ЕС была создана программа для исследования топливных форсунок для современного транспорта, которая объединила 20 исследовательских коллективов из Великобритании, Франции, Германии и Италии [82].

В частности в Национальном центре научных исследований Франции получено большое количество экспериментальных данных при исследовании более десятка форсунок с различной геометрией в широком диапазоне условий работы. Было показано, что средний размер капель с характерными диаметрами от нескольких (для высоких скоростях потока на режиме взлета) вплоть до 20 (при низкой скорости потока - крейсерский режим) раз толщины газовых вихрей, образующихся в результате сдирания их с поверхности пленки, зависит от внутренней конструкции форсунки, осуществляющей подачу топлива. Исследовались также крупномасштабные структуры: Капли,

образующиеся в результате крупномасштабной неустойчивости, типично имеют размеры в десять раз больше, чем те, которые образуются в результате сдирания с пленки жидкости. Отметим также приведённый на рисунке 10 результат исследования зависимости длины не распавшегося участка плёнки от её толщины.





Как следует из графика, длина не распавшегося участка плёнки практически не зависит от её первоначальной толщины, а определяется скоростью потока газа.

Следует отметить, что в [83] проведено измерение скорости горения керосино-воздушной смеси в открытом пространстве при постоянном отношении расхода топлива к воздуху, но с различной степенью дробления капель топлива в факеле распыливания. Результаты исследования показали, что при уменьшении размеров капель скорость горения капель вначале увеличивается, достигая максимальной величины примерно при размерах капель 30мкм, а затем уменьшается, приближаясь к скорости горения заранее перемешанной топливовоздушной смеси.

1.8. Выводы к главе

В настоящее время в авиации распыливание жидкого топлива главным образом центробежными и пневматическими осуществляется форсунками. Для организации процесса горения существует три основных подхода К схемам камер сгорания. Это сжигание предварительно перемешанной испарённой бедной смеси (LPP), горение обогащенной смеси /быстрое охлаждение/горение бедной смеси (RQL), непосредственный впрыск бедной смеси (LDI). Выбор метода подготовки топлива зависит также от давления в камере сгорания. Для давлений в камере до 50 бар рекомендуется организация процесса быстрого смешения с помощью предварительно испарённого топлива. При повышении давления до 60 бар предлагается использовать многостадийную подачу топлива. При дальнейшем увеличении давления в камере сгорания единственным возможным методом подачи топлива в настоящее время является многоточечный впрыск его в камеру сгорания. Однако такой механизм горения вызывает плохую стабилизацию пламени. Высокая степень смешения топливных капель с окислителем наряду со скоростями горения и теплопередачи в единице объема оказывает важное влияние на стабильность пламени и выброс загрязняющего вещества. Хорошее однородное смешение топлива и воздуха – прямое следствие высокодисперсного распыливания и быстрого испарения и, таким образом, следствие оптимизированного впрыска топлива.

Повышения качества распыливания можно добиться использованием форсунки с газо-жидким взаимодействием, которое обеспечивает уменьшение размеров капель в 2-7 раз по сравнению с пневматическим распыливанием при одинаковых режимах работы.

ГЛАВА 2 МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК РАЗЛИЧНЫХ АЭРОЗОЛЕЙ

2.1. Характеристики аэрозоля

В были описаны физические первой главе основы процесса распыливания и проанализированы различные методы распыла жидких топлив в современных КС. При этом качество формируемого факела распыла и эффективность работы форсунок определяются несколькими характерными параметрами. Самым решающим параметром аэрозоля, важным для процесса горения, является средний размер капель, их распределение по размерам, распределение потоков массы, угол конуса факела распыливания и его Наибольшее дальнобойность. внимание уделяется первым трем характеристикам, приведенным в таблице.1, так как в основном лишь они конструкции форсунки. Угол факела зависят OT распыливания И дальнобойность зависят как от конструкции, так и от аэродинамических воздействуют процессов, которые на аэрозоль после завершения распыливания топлива.

Таблица 1. Некоторые определения среднего размера капель.

Параметр	Определение	Обозначение	Математическое
			определение
			среднего
			размера
			(<i>n</i> — число
			частиц
			диаметра <i>D</i>)
Диаметр	Средний арифметический диаметр капель в аэрозоле	0 или D ₁	$\frac{\sum n D}{\sum n}$

Поверхностно- линейный диаметр	Диаметр капли, имеющей тоже отношение площади поверхности к диаметру, что и для всего аэрозоля	D_0	$\frac{\sum n D^2}{\sum n D}$
Объемно- поверхностный диаметр	Диаметр капли, имеющей тоже самое отношение объемов к площади поверхности, что и для всего аэрозоля	D ₃₂	$\frac{\sum n D^3}{\sum n D^2}$
Средний поверхностный диаметр	Диаметр капель, поверхность которой равна средней площади поверхности для всех капель в аэрозоле	D_2	$\left(\frac{\sum n D}{\sum n}\right)^{0,5}$
Среднемассовый (медианный) диаметр	Значение диаметра капли, разделяющее пополам всю массу аэрозоля	D_M	$\left(\frac{\sum n D^3}{\sum n}\right)^{0,33}$

Термин «средний размер» был введен для облегчения расчетов скорости испарения и качество распыла различных аэрозолей. Средний размер капель позволяет заменить данный аэрозоль, воображающим монодисперсным, имеющим те же характеристики. Чаще всего используется так называемый средний Заутеровский диаметр D_{32} , представляющий собой диаметр капли, у которой отношение объема к площади поверхности равно этому отношению для всего аэрозоля.

Дисперсия жидкой массы в поперечном сечении факела распыливания также имеет важное практическое значение, особенно в камерах сгорания, работающих на жидком топливе. Исследование распределения размеров и концентрации капель в поперечном сечении позволяет определить радиальную и окружную неравномерность факела распыла. Исследование основных характеристик в формируемом за распылителем аэрозоле дает возможность детального анализа процесса взаимодействия жидкости с

закрученным потоком газа, что является основой для проектирования новых систем распыливания пневматического типа.

2.1. Описание экспериментального стенда

Экспериментальные исследования, описанные в работе, были проведены в ЦИАМ на стенде лазерной диагностики характеристик топливовоздушных факелов, создаваемых форсунками и фронтовыми устройствами.

Стенд лазерной диагностики позволяет получать характеристики (поля мелкости распыла, поля концентраций и их пульсаций, углы факела и др.) топливовоздушных факелов, создаваемых форсунками фронтовыми И устройствами. Дополнительно на стенде возможна визуализация В прозрачных моделях с кварцевыми стеклами процесса зажигания и пламени на модельных режимах. Общая схема стенда показана на рисунке 24.



Рисунок 24 – Схема стенда лазерной диагностики.

В рабочую зону стенда существуют подводы следующих линий:

- 1. Воздух от собственной системы воздушных баллонов.
- 2. Воздух от машин высотной лаборатории.
- 3. Сетевой воздух
- 4. Керосин из собственного баллона

5. Альтернативное топливо или вода из собственного баллона.

6. Газообразное топливо из собственного баллона

7. Водопровод.

Ha стенде существует возможность подогрева подаваемых компонентов. Давление подачи топлива ограничено только допустимым расходом топлива, при котором возможен эффективный отсос топливного аэрозоля из рабочего объема установки. Для условий запуска и малого газа параметры потока близки к натурным по расходу топлива и воздуха. рабочей Распыленное топливо эжектируется ИЗ зоны воздухом, поступающим от вентилятора. На стенде применена замкнутая система использования топлива, при которой распыленное топливо оседает на каплеуловителе, собирается в отстойнике топлива, фильтруется и поступает в баллон.

Стенд оснащен аппаратурой для измерений расходов, давлений и температур топлива и воздуха. Расход топлива измеряется расходомером KROHNE. Расход воздуха измеряется расходомером PROMASS. Измерение давления производится датчиками ADZ или ИКД. Цифровая фотосъемка осуществляется камерой CANON G7.

Схема расположения аппаратуры, использующейся при применении тех или иных оптических методов, показана на рисунке 25.

Стенд оснащен аппаратурой для лазерных измерений качества распыливания и скорости капель по рассеянию света каплями: методом фазодоплеровской анемометрии (PDPA), методом малоуглового рассеяния (MMУ) и методом флуоресцентно-поляризационного отношения (МФПО). Выбор метода зависит от поставленных задач: в физических исследованиях полей скорости капель топлива используется метод PDPA, при анализе работы форсунок в целом (для определения интегральных характеристик дисперсности аэрозоля в поперечных сечениях факела распыливания, распределения средней по лучу концентрации капель по диаметру факела,

угла распыливания топлива) используется экспресс-метод, основанный на методе малоуглового рассеяния, также при анализе работы форсунок в целом (для определения локальных и интегральных характеристик дисперсности аэрозоля в различных сечениях факела распыливания, полей распределения концентрации капель, величин пульсаций концентраций).



Рисунок 25 – Схема расположения оптической аппаратуры на стенде (вид сверху).

В данной работе для оценки значений Заутеровского диаметра SMD (Sauter Mean Diameter) и объемной концентрации капель Cv и скорости воздуха по частицам (5-7мкм) использовался метод широко распространенный в мире фазо-доплеровской анемометрии (PDPA) [84]. Визуализация факела и измерение углов распыливания осуществлялась с помощью цифровой фотографии.

Максимальная относительная погрешность измеряемых величин составляет: $\delta \Delta P / \Delta P = 0.025$; $\delta G_A / G_A = \pm 0.03$; $\delta G_F / G_F = \pm 0.01$; $\delta D_{32} / D_{32} = \pm 0.05$.

2.2. Метод малоуглового рассеяния света (ММУ)

Лазерный метод малоуглового рассеяния света (или метод интегрирующей диафрагмы [85] позволяет измерить средний заутеровский диаметр частиц аэрозоля D₃₂ и объемную концентрацию частиц.

Средний Заутеровский диаметр частиц представляет собой отношение среднего куба к среднему квадрату диаметров совокупности частиц

$$D_{32} = \frac{\langle d^3 \rangle}{\langle d^2 \rangle}$$

Основой метода является теория рассеяния Ми плоской электромагнитной волны на частице. Эта теория устанавливает зависимость интенсивности рассеянного света от угловой координаты θ , отсчитываемой от направления падающего луча, и хорошо работает в диапазоне углов $\theta < \theta_{max} \approx \lambda/d$ (при $\rho\theta < \pi$), где d - диаметр капли, $\rho = \pi d/\lambda$, λ -длина волны света.

Форсунки, используемые в авиационных двигателях и энергетических установках, создают капли, размеры которых находятся в диапазоне 10 < d < 200 мкм, что соответствует параметру $\rho >> 1$. Поэтому в данной работе применялся метод интегральных измерений. Он позволяет определять средние размеры и концентрацию частиц полидисперсного аэрозоля без предположения о форме кривой распределения частиц по размерам. Метод основан на том, что средний куб и средний квадрат диаметров совокупности частиц могут быть выражены с помощью интегралов от суммарной интенсивности рассеянного света в направлении θ :

$$< d^{3} >= \frac{3\lambda}{I_{0}N} \int_{0}^{\theta_{max}} \bar{I}(\theta) d\theta,$$
$$< d^{2} >= \frac{8\lambda}{I_{0}N} \int_{0}^{\theta_{max}} \theta \bar{I}(\theta) d\theta.$$

Значения этих интегралов определяются с помощью измерения световых потоков, проходящих через тонкую щель и сектор в фокальной плоскости собирающей линзы. Из определения D₃₂ следует, что

$$D_{32} = \frac{3\lambda}{8} \cdot \frac{\gamma f}{\delta} \cdot \frac{F_{\text{slot}}}{F_{\text{sect}}}$$

где F_{slot} и F_{sect} соответственно площади щели и сектора для измерения световых потоков.

Метод интегрирующей диафрагмы позволяет также определить объемную концентрацию частиц

$$C_v = \frac{\pi < d^3 >}{6V} N$$

по измерению степени ослабления луча света:

$$C_{v} = \frac{2}{3} \cdot \frac{D_{32}}{\overline{k}L} \ln \frac{I_{0}}{I_{c}},$$

где V - измерительный объем, Ic - интенсивность света при наличии рассеяния (при $\theta = 0$), средний коэффициент рассеяния \overline{k} при $\rho > 30$ равен 2, L-размер рассеивающего объема по пути луча. В данном методе L считается равным 1 см. Факел распыла в большинстве случаев оказывается несимметричным. Это означает, что рассматривается значение концентрации, приведенной к некоторой условной единице длины рассеивающего объема.

Для сравнения удобно определять качество распыливания двумя числами: средним по сечению факела распыла, средним заутеровским диаметром

$$< D_{32} >= \frac{3\lambda}{8} \cdot \frac{\gamma f}{\delta} \cdot \frac{\int\limits_{-R_b}^{R_b} F_{slot} dx}{\int\limits_{-R_b}^{R_b} F_{sect} dx}$$

и средней по сечению объемной концентрацией

$$< C_v >= \frac{2}{3} \cdot \frac{< D_{32} >}{\overline{k}L} \int_{-R_b}^{R_b} ln \frac{I_0}{I_c} dx$$

Схема измерений, указанных выше величин, интегрирующей диафрагмой реализована в приборе ЛИД-ЦИАМ (лазерный измеритель дисперсности, разработка ЦИАМ). Принцип действия ЛИД основан на измерении под малыми углами интегральных характеристик рассеянного каплями лазерного излучения.

Функциональная схема ЛИД с объектом исследования показана на рисунке 26. Пучок света 4 от аргонового лазера 1 типа ЛГН-402, генерирующего световые колебания на длине волны 0.45-0.51 мкм, направляется через коллиматор 2 и щель 3 в рабочую камеру на исследуемый факел распыла жидкости. С помощью щели параллельный пучок света превращается в узкий "нож". Рассеянный каплями на угол θ свет приемной линзой 5, установленной на координатном устройстве, собирается в интегрирующей диафрагмы 6 фотоэлектрического блока плоскости (детектора) 7. Диафрагма, расположенная в фокальной плоскости приемной линзы 5, имеет два радиально расположенных отверстия в виде щели и сектора и центральное отверстие.



Рисунок 26 – Оптическая схема малоуглового метода

Пройдя одновременно через сектор и щель, рассеянный каплями свет повторно собирается линзами на светочувствительных поверхностях двух фотодиодов и преобразуется в электрические сигналы постоянного тока, пропорциональные соответственно величинам световых потоков F_{slot} и F_{sect} .

Для определения объемной концентрации Cv капель через оптическую плотность $\ln(I_0/I_c)$ аэрозоля в детекторе 7 используется фотодиод, установленный в центре интегрирующей диафрагмы; с его помощью измеряются величины I_0 и I_c .

Электрические сигналы с фотодиодов через усилители, а также от координатного механизма положения форсунки относительно светового пучка, сигналы от датчиков давления и термопар, установленных на мерных участках для определения расхода жидкости и воздуха, вводятся в ПЭВМ для обработки. В процессе обработки учитываются электрические сигналы от светового фона, воздействующего на фотодиоды при отсутствии распыла.

Перед началом измерений проводится юстировка и градуировка системы.

При анализе результатов измерений вместо локальных значений D32 иногда использовались величины <D32>, характеризующие средние размеры капель по всему диаметру факела распыливания, т.е. качество распыливания данной конкретной форсунки.

2.3. Метод флуоресцентно-поляризационного отношения рассеянного света (МФПО)

Метод ФПО [86] позволяет за один импульс излучения (один кадр изображения) получать следующие характеристики топливного факела: поля распределений среднего Заутеровского диаметра D_{32} и среднего медианного диаметра D_{31} капель, а также поверхностной C_S и объемной C_V концентраций капель в условиях высокой плотности топливного аэрозоля, при его визуализации лазерной плоскостью.

Разработанный в ЦИАМ и впоследствии доработанный [87-90] МФПО, относится к методам экспресс-анализа характеристик топливного факела. Распределение капель по размеру в точках изображения сечения факела лазерной плоскостью получают при следующих условиях:

- дополнительно генерируют излучение на другой длине волны, образуя двухцветную лазерную (световую) плоскость с взаимноперпендикулярными направлениями поляризации по каждой компоненте цвета;

освещают ею исследуемый факел в импульсном режиме;

- производят регистрацию и измерение интенсивностей флуоресценции распыленного топлива и компонент Ми-рассеянного каплями света во взаимно перпендикулярных плоскостях поляризации в точках изображения сечения факела лазерной плоскостью;

- определяют параметры \overline{D} и *n*, характеризующие дисперсность распыленного топлива.

При этом параметры *D* и *n* распределения Розин-Раммлера капель по размеру вычисляют по формулам:

$$\begin{split} I_{F}(x,y) / I_{S}(x,y) &= \beta \,\overline{D}^{2} / \alpha_{11} \Gamma(1-2/n) + \alpha_{12} \,\overline{D} \, \Gamma(1-1/n), \\ I_{F}(x,y) / I_{P}(x,y) &= \beta \,\overline{D}^{2} / \alpha_{21} \Gamma(1-2/n) + \alpha_{22} \,\overline{D} \, \Gamma(1-1/n), \end{split}$$

где, $I_F(x,y)$, $I_S(x,y)$, $I_P(x,y)$ – соответственно интенсивности флуоресценции, вертикальной и горизонтальной поляризованных компонент Ми-рассеянного каплями света в точках изображения сечения факела лазерной плоскостью;

x, *y* – соответственно координаты каждой исследуемой точки вдоль и по ширине лазерной плоскости;

D -характерный средний диаметр капель;

n – константа распределения Розин-Раммлера капель по размеру;

α₁₁, α₁₂, α₂₁, α₂₂ – коэффициенты, определяемые расчетом по теории Ми в зависимости от комплексного показателя преломления топлива, длины волны излучения и приемной апертуры фоторегистратора;

 β - константа, определяемая экспериментально для конкретной флуоресцирующей добавки. Параметрами распределения являются характерный средний диаметр \overline{D} капель и константа *n* распределения в формуле Розин-Раммлера для суммарной кривой распределения объемов капель по диаметрам:

$$Q = 1 - \exp\left[-\left(\frac{D}{D}\right)^n\right]$$

где Q – объемная доля капель в распределении, диаметр которых меньше D, а диаметр \overline{D} связан с модальным D_{Mod} и медианным D_{M} диаметрами соотношением:

$$\overline{D} = D_{MOO} \left[n/(n-1) \right]^{\frac{1}{n}} = \frac{D_{M}}{(\ln 2)^{\frac{1}{n}}}$$

Величину \overline{D} и константу *n* распределения вычисляют из уравнений для интенсивностей рассеянного света через моменты $\langle D^m \rangle$ распределения

$$I_{S}(x,y) = [\alpha_{11} < D > +\alpha_{12} < D^{2} >]N I_{0\lambda 1},$$

$$I_{P}(x,y) = [\alpha_{21} < D > +\alpha_{22} < D^{2} >]N I_{0\lambda 2},$$

$$I_{F}(x,y) = \beta < D^{3} > N I_{0\lambda 2},$$

где $I_{0\lambda 1}$ и $I_{0\lambda 2}$ – соответственно интенсивности падающего излучения для двух длин волн (λ_1 и λ_2), образующих двухцветную лазерную плоскость; *N*-концентрация капель.

Моменты *«D^m»* распределения выражают через Гамма-функции:

$$<\!\!D^m\!\!>= \{\Gamma[1+(m-3)/n]/\Gamma(1-3/n)\}\overline{D}^m,$$

а средние диаметры определяют как $(\langle D^m \rangle)^{l/m}$.

Составив отношения интенсивностей $I_F(x,y)/I_S(x,y)$ и $I_F(x,y)/I_P(x,y)$ флуоресценции и компонент Ми-рассеянного каплями света с учетом уравнений (3-6), получим формулы (4,5) для определения параметров \overline{D} и *п* распределения Розин-Раммлера капель по размеру при условии равенства величин $I_{0\lambda I}$ и $I_{0\lambda 2}$ в уравнениях.

На рисунке 27 изображена принципиальная схема метода экспрессанализа характеристик топливного факела с использованием флуоресценции и поляризованного света. Устройство содержит лазерный импульсный источник 1 света, генерирующий двухцветный параллельный линейно поляризованный пучок 2 света с взаимно перпендикулярными направлениями поляризации ПО каждой компоненте цвета, две цилиндрические линзы 3 и 4 для формирования параллельной двухцветной лазерной плоскости 5, распыливающее устройство 6, топливный факел 7, экран 8, цветной цифровой фоторегистратор 9, Х, Ү – оси координат.



Рисунок 27 – Схема измерительной системы для моноимпульсной

диагностики параметров топливовоздушного факела

Метод экспресс-анализа характеристик топливного факела осуществляют следующим образом. Первичный световой пучок 2 от лазерного импульсного источника 1 формируется двумя цилиндрическими линзами 3 и 4 в виде параллельной двухцветной лазерной плоскости 5 с взаимно перпендикулярными направлениями поляризации по каждой компоненте цвета, при этом, например, вертикально поляризованная компонента - красного цвета с длиной волны λ_1 =670,7нм, а горизонтально поляризованная – синего с длиной волны λ_2 =447,1нм. Лазерную плоскость 5 пропускают через факел 7 распыленного топлива с флуоресцирующими добавками. Пройдя через факел 7 распыленного топлива, двухцветная лазерная плоскость частично рассеивается на каплях (Ми-рассеяние), при этом одновременно синяя компонента цвета с длиной волны λ_2 =447,1нм возбуждает флуоресценцию, например, в зеленом диапазоне спектра длин волн. Цветное изображение сечения топливного факела лазерной плоскостью регистрируется импульс света цветным цифровым за один фоторегистратором 9, оптическая ось которого расположена ортогонально к оптической оси источника света.

Таким образом, в каждой точке изображения сечения факела лазерной плоскостью регистрируют интенсивность I_F флуоресценции - зеленый свет и две линейно поляризованные компоненты Ми-рассеянного на каплях света: вертикальную I_S - красный свет и горизонтальную I_P -синий свет, причем, горизонтальная компонента лежит в плоскости измерений - плоскости рассеяния, в которой расположены оптические оси источника света 1 и фоторегистратора 9. Информация с фоторегистратора 9 поступает на ЭВМ 10, которая в темпе эксперимента обрабатывает полученную информацию в соответствии с формулами.

Экспериментальная проверка способа на устройстве для экспрессанализа характеристик топливного факела подтвердила заложенные в него технические особенности и преимущества по сравнению с известными способами и устройствами, реализующими эти способы, аналогичного назначения за счет выполнения экспресс-анализа распределений капель по размеру в точках изображения сечения факела лазерной плоскостью, по

которым легко вычисляются любые средние диаметры капель и моменты этих распределений.

Этот способ экспресс-анализа характеристик топливного факела, осуществляемый путем определения в точках изображения сечения факела лазерной плоскостью распределений Розин-Раммлера капель по размеру, обеспечивает повышенную информативность, расширяет возможности реализации, например, при исследовании распыливания топлив форсунками и смесеобразования в первичной зоне камер сгорания, контроле качества распыливания топлив форсунками после их изготовления, в различных технологических процессах и существенно сокращает время проведения экспериментальных исследований.

2.4. Метод фазо-Доплеровской анемометрии (PDA)

В настоящее время фазо-Доплеровский метод (Phase Doppler Anemometer – PDA) широко применяется за рубежом для одновременного измерения скоростей и размеров частиц в различных типах двухфазных потоков. Это – оптический, бесконтактный, локальный метод измерения. Он обладает высоким пространственным и временным разрешением, имеет широкий диапазон измеряемых размеров частиц - от 0.5 мкм до нескольких миллиметров. В отличие от других методов аналогичного назначения, например, малоуглового метода, он не требует для измерения размеров частиц специальной калибровки, для которой необходимо использование монодисперсных частиц с заранее известным размером. Кроме того, этот метод отличается достаточно высокой точностью измерения, что позволяет использовать его для верификации вновь создаваемых планарных методов измерения размеров частиц. Основным ограничением метода является требование к форме частиц - необходимо, чтобы они были сферическими.

Передающая оптическая система PDA совпадает с оптической системой лазерного доплеровского измерителя скорости (ЛДИС). Но приемная оптика отличается, а электронная система, базирующаяся на
фазо-Доплеровского сигнала, обладает дополнительными процессорах возможностями по сравнению с процессорами доплеровского сигнала ЛДИС. В процессоре PDA анализируется не только частотная, но и фазовая составляющая сигнала, что позволяет измерять не только скорости, но и размеры, и концентрацию частиц. ЛДИС довольно давно применяется в институте, и в этом направлении накоплен большой опыт при исследовании течений, типов струйных неустойчивых различных закрученных изотермических потоков в моделях гомогенных камер сгорания, течений с течений горением, внутри элементов компрессора и пылезащитных устройств. В то же время фазо-Доплеровский метод измерения размеров частиц в ЦИАМ ранее не развивался, так как для расширения возможностей ЛДИС до PDA необходима сложная дорогостоящая аппаратура. Недавно такая аппаратура институтом была приобретена, и авторами проведена работа по изучению нового метода измерения PDA, освоению сложного современного оборудования и его внедрению на установках ЦИАМ.

После изучения аппаратуры и теоретических основ метода освоение и пробная эксплуатация PDA проводились на установке У-234 отд. 700. С использованием имеющейся оптической системы ЛДИС И вновь приобретенных фазо-Доплеровских процессоров RSA (Real Time Signal Analyzer) были проведены измерения средней И пульсационной составляющих скорости при исследовании течения за шевронным соплом, и исследования характеристик распыла топлива за фронтовыми устройствами перспективных камер сгорания. Кроме того, предполагается использовать установку для калибровки и проверки разрабатываемых в ЦИАМ новых планарных методов измерения размеров и концентрации частиц.

В разделе изложены принципы фазо-доплеровского метода, описаны особенности системы PDA на базе процессоров RSA.

Передающая оптическая схема PDA строится таким же образом, как и стандартная дифференциальная схема ЛДИС. Два когерентных лазерных

луча от одного источника излучения, обычно это аргоновый лазер мощностью 1-3 ВТ, пересекаются в исследуемой точке потока. В точке пересечения, измерительном объеме с характерным размером 0.5×0.1×0.1 мм, образуется периодическое распределение в результате интерференции интенсивности лазерного излучения. Расстояние между ближайшими минимумами интенсивности определяет максимумами или ширину интерференционной полосы $\delta = \lambda/2 \sin \alpha$, где λ – длина волны лазерного излучения, α – половинный угол пересечения двух лазерных лучей. Как было отмечено выше, для измерения скорости частиц в PDA, так же как и в ЛДИС, используется доплеровский сдвиг частоты (далее для краткости будем частотой) лазерного просто доплеровской называть его излучения, рассеянного частицей, пролетающей через измерительный объем. Значение доплеровской частоты F является функцией скорости частицы V и геометрических параметров передающей оптической системы, которая известна F= V/ δ = 2Vsin α/λ .

Если регистрировать излучение, рассеянное пролетающей через измерительный объем частицей, двумя фотоумножителями, расположенными на одинаковом расстоянии R от измерительного объема, но под разными углами к оптической оси передающей системы, то сигнал с обоих фотоумножителей будет иметь одинаковую частоту F, в то время, как фазы сигналов будут отличаться. Почему возникает разность фаз в сигналах с фотоумножителей, расположенных таким образом, понятно из следующего примера. Рассмотрим случай, когда размер сферической частицы заметно больше, чем размер измерительного объема. Представим, что прозрачная частица с коэффициентом преломления m > 1 работает как линза и отображает интерференционную картину, сформированную в измерительном объеме, как показано на рисунке 28.



Рисунок 28 – Упрощенная модель возникновения фазового сдвига.

Расстояние между соседними интерференционными полосами на расстоянии R от измерительного объема можно записать следующим образом

$$s \approx (R-f)(\delta/f) \approx R\delta/f = (R\delta)(4/D)(m-1)/m.$$

Здесь используется формула f = (m/(m-1))(D/4) для фокусного расстояния сферической капли, где m- коэффициент преломления вещества частицы относительно окружающей среды, D- диаметр частицы, δ - ширина интерференционной полосы. При движении частицы через измерительный объем интерференционные полосы двигаются по поверхности фотоумножителей, расположенных на расстоянии s' друг от друга, с одинаковой частотой, но с разной фазой. Разность фаз сигналов с фотоумножителей можно записать следующим образом

 $\Phi = 2\pi s'/s = (2\pi 2R \sin\varphi \sin\psi)/s = \pi(m/(m-1)) \sin\varphi \sin\psi$ (D/ δ),

где φ и ψ - углы между осью приемной системы и оптической осью передающей системы, как показано на рисунке 29.



Рисунок 29 – Геометрия оптической системы.

Из приведенного соотношения видно, что разность фаз сигналов с двух фотоумножителей зависит только от размера частицы D, относительного коэффициента преломления вещества частицы m и геометрических параметров передающей и приемной оптических систем.

Такое упрощенное представление работы фазо-доплеровского метода измерения размеров частиц, тем не менее, позволяет получить качественное представление о физических принципах, которые лежат в основе метода. Соотношения для фазы доплеровского сигнала в зависимости от размера частиц и геометрии оптической схемы, выведенные с использованием законов геометрической оптики для частиц, имеющих размер, значительно превышающий длину волны лазерного излучения, выглядят следующим образом:

$$\Phi = \frac{2\pi\sin\alpha\sin\psi}{\sqrt{2(1-\cos\alpha\cos\psi\cos\varphi)}}\frac{D}{\lambda} + \Phi_0$$

для случая, когда используется отраженное излучение, например при измерении размеров непрозрачных частиц и

$$\Phi = \frac{2\pi n \sin \alpha \sin \psi}{\sqrt{2(1 + \cos \alpha \cos \psi \cos \varphi)[1 + m^2 - m\sqrt{2(1 + \cos \alpha \cos \psi \cos \varphi)}]}} \frac{D}{\lambda} + \Phi_0$$

для случая, когда используется преломленное излучение, при измерении размеров прозрачных частиц. Φ_0 – некоторая начальная фаза доплеровского сигнала. Последнее соотношение справедливо только для первого порядка рефракции.

Как отмечается в ряде работ [91-93], соотношения, полученные с использованием геометрической оптики, хорошо согласуются с результатами расчетов, выполненных с использованием теории рассеяния Ми, для частиц, размер которых превышает длину волны рассеянного излучения.

Следует отметить, что для практического применения метода важную роль играет правильный выбор угла приема рассеянного излучения. Это обусловлено тем, что в излучении, воспринимаемом фотоприемником, присутствуют различные типы рассеяния, такие как отраженное излучение и преломленное излучение (рефракция первого и более высоких порядков). Поэтому необходимо выбирать такие углы приема, при которых доминирует лишь определенный тип рассеяния. Для различных типов и размеров частиц и используемого типа рассеяния применяются различные углы расположения приемной оптики. Например, ДЛЯ прозрачных частиц жидкости рекомендуется использовать угол приема 30° к оптической оси передающей системы, при использовании рассеянного вперед излучения и 150° для рассеяния назад. Для частиц малого размера, менее 10 мкм, рекомендуется располагать фотоприемники под углом 45°.

Из приведенных выше соотношений видно, что чувствительность измерительной системы, т.е. угол наклона зависимости $\Delta \Phi(D)$ можно изменять либо изменением угла между фотоумножителями, либо изменением угла пересечения лазерных лучей. Так как изменение угла пересечения лучей влияет также на значение доплеровской частоты, оптимальная конфигурация оптической системы будет зависеть от интересующих диапазонов размеров и скоростей частиц. Для расширения диапазона измеряемых размеров частиц необходимо регистрировать сдвиги фазы более 2π . В практически

применяемых измерительных системах используются не два, а три фотоумножителя (рисунок.30).



Рисунок 30 – Схема расположения фотоумножителей.

Фотоумножители A и B являются первичной парой для измерения размера частиц, фотоумножители A и C расположены ближе друг к другу и служат для расширения диапазона измеряемых значений. На рисунке 31 показаны относительные фазовые характеристики для пар фотоумножителей A-B и A-C.





По фазовой характеристике A-C определяется целое число периодов фазы, а по фазовой характеристике A-B - значение фазы в пределах следующего периода. Таким образом, фазовый сдвиг вычисляется как сумма фаз, определенных по характеристикам A-C и A-B. Полный диапазон однозначной зависимости разности фаз от размера частицы (рабочий диапазон измерительной системы) ограничивается диаметром частицы, при котором фазовый сдвиг между парой фотоумножителей A-C равен 2π , Dmax = $2\pi/\Phi_{AC}$, где Φ_{AC} равняется Φ фотоумножителя A минус Φ фотоумножителя C.

2.5. Метод теневой анемометрии частиц (PSV)

Выше были рассмотрены бесконтактные методы непрямого измерения характеристик факелов распыла, которые позволяют получать широкий спектр основных параметров аэрозоля. Однако развитие лазерно-оптических технологий позволило создать новый уникальный по своим возможностям теневой метод прямого измерения дисперсных характеристик в различных аэрозолях [94]. Методика основана на изображении с высоким разрешением с импульсной лазерной подсветкой и освещения аэрозоля в поле измерения 32) зафиксированной (рисунок тени частиш. на матрице высокочувствительной камеры. Объем измерения определяется фокальной плоскостью и глубиной поля системы формирования изображения. Этот метод не зависит от формы и материала (или прозрачный или непрозрачный) частиц и позволяет исследовать размеры до 5 мкм с использованием соответствующей системы визуализации и источника света.



Рисунок 32 – Схема расположения модулей системы ParticleMaster.

В качестве источника света может быть импульсный лазер с специальной подсветкой оптики или импульсной лампой. Это зависит от размера и скорости частиц. С помощью короткого лазерного импульса в качестве подсветки можно "заморозить" движения более чем 100 м/с. Двойной импульсный лазер в сочетании с камерой с двойной рамкой позволяет исследовать размер зависимых скоростей. Этот метод дает информацию как о распределении частиц по размерам, форме и скорости.

Алгоритм измерения: Для измерения размера частиц применяется пороговый алгоритм с двухступенчатой сегментацией. Первая ступень сегментации позволяет локализовать частицы в так называемые ограничительные блоки, на второй ступени эти сегменты анализируются раздельно по размеру, форме и позиции.

Инвертирование теневого изображения: Сегментация выполняется на инвертированном теневом изображении с высокой интенсивностью частиц низкой интенсивностью фона. Для получения инвертированной И изображение интенсивности теневое вычитается ИЗ контрольного изображения (рисунок 33). Контрольное изображение представляет собой подсвеченный фон без частиц. Опционально разница между теневым и контрольным изображениями может быть нормализована на контрольное изображение, что рекомендуется проделать для минимизации систематических погрешностей, связанных с неоднородностью подсветки.



Рисунок 33 – Алгоритм инвертирования теневого изображения.

Первая сегментация: Для первой сегментации пользователь определяет глобальный порог, используемый для обнаружения частиц. Глобальный порог связан с разницей между максимальной и минимальной

интенсивностями на инвертированном изображении. Рисунок 34 показывает профиль интенсивности на инвертированном изображении частиц с соответствующими пороговыми значениями для первой сегментации. Алгоритм будет пытаться найти когерентные области над глобальным порогом, и будет располагать прямоугольник вокруг этого сегмента. Пиксель будет принадлежать определенному сегменту, когда его интенсивность выше глобального порога и когда он рядом с другим пикселем этого сегмента.



Рисунок 34 – Пороги для первой сегментации.

Как показано на рисунке 34, максимальное значение интенсивности для полного изображения (предполагается, что профиль представлен для полного изображения) у частицы #3. Определенный процент разницы между максимальной и минимальной интенсивностями используется как глобальный порог. Это применяется для изображений при первой сегментации. Все области на изображении над этим порогом берутся в расчет для следующего шага (на рисунке это частицы #1, #2, #3, #4). Меньшие пики будут игнорироваться в дальнейшем расчете, так как их интенсивность ниже глобального порога.

Если изображение содержит будет не частиц, алгоритм идентифицировать шум в качестве сигнала частицы, так как глобальный порог по определению лежит между максимальной и минимальной интенсивностями. Для избегания того, что шум определяется как сигнал частицы, требуется второй абсолютный порог, который далее будет называться минимальным затенением. Значение минимального затенения должно быть адаптировано пользователем под интенсивности источника. Поэтому программное обеспечение ParticleMaster содержит инструмент, помогающий выбрать приемлемое значение. Рисунок 35 иллюстрирует необходимость введения минимального значения, показывая профиль изображения без частиц. Глобальный порог дает уровень интенсивности между минимальной и максимальной интенсивностями. В этом примере значение минимального затенения выше максимального значения шума. Если на изображении нет частиц, минимальное затенение непременно выше глобального порога и оно останавливает алгоритм на оценке изображения ниже этого уровня.



Рисунок 35 – Минимальное значение для первой сегментации.

Вторая сегментация: Вторая ступень сегментации вырезает области изображения, которые выше глобального порога. Образуются маленькие прямоугольники с горизонтальными и вертикальными гранями вокруг этих сегментов. Это ограничительные блоки, укрупненные на заданный

пользователем процент. Вторая сегментация анализирует отдельно каждый сегмент. Рисунок 36 показывает значения порогов во второй сегментации для частицы #3 из рисунка 34. Пользователь может определить высший и низший уровни как процент от максимальной и минимальной интенсивностей в укрупненных ограничительных блоках.



Рисунок 36 – Порог для второй сегментации.

Относительно примера на рис. 2.5, алгоритм будет считать количество пикселей над высшим уровнем (nPixHigh) и количество пикселей, интенсивность которых выше низшего уровня (nPixLow). По значениям nPixHigh и nPixLow рассчитывается область частицы для двух порогов. Для каждого уровня рассчитываются самая короткая и самая длинная ось и соответствующий диаметр круга (предполагая, что частица – круг).

В конце вычисляются центр масс, диаметр частицы и эксцентриситет, как средние между двумя уровнями. Для получения масштабируемого диаметра применяется абсолютный масштабирующий коэффициент.

Расчет скорости: Используя двухимпульсный источник света и двухкадровую камеру, можно оценить скорости индивидуальных частиц. В отличие от PIV и PTV измерение скорости с помощью ParticleMaster дает информацию о распределении скорости частиц в противовес размерной группе.

Перед проведением расчета скорости применяется калибровочный алгоритм для каждого кадра изображений. Информация о расположении и размере каждой частицы хранится в двух отдельных списках. После анализа всех частиц, выполняется расчет скорости в два этапа. Для идентификации пар частиц, у калибровки есть два условия: первое – размер, второе – разрешенный сдвиг. Изначальный сдвиг определяет позицию центра в окне, в котором воспринята частица. Они воспринимаются, только если отклонение диаметра лежит в заданных пределах.

В зависимости от выбранного количества проходов, алгоритм определения скорости будет работать следующим образом:

1 проход: изображение проверяется единожды с окончательным размером окна, изначальным сдвигом и отклонением диаметра.

2, 3, ... проходов: изображения проверяются несколько раз. После каждого прохода изначальный сдвиг приспосабливается к среднему сдвигу из предыдущего прохода. Важно: один проход идет через все изображения, программа предполагает, что поле потока более или менее постоянное в одной записи.

В результате расчета получаются распределение частиц по скорости в зависимости от размера (точечная диаграмма), скорости отдельных частиц (в виде таблице, в виде наложения на сырое изображение) и осредненное векторное поле.

Для получения хороших результатов, важно точно настроить временную задержку между импульсами, чтобы пары частиц имели подходящее разделяющее расстояние. Требуемый сдвиг зависит от плотности частиц. При низкой плотности сдвиг может быть больше, и наоборот. Существует проблема В обнаружении соответствующих частиц на следующем кадре. Если плотность низкая, это проще, и больший сдвиг увеличивает точность измерения скорости. Как правило, сдвиг должен быть не меньше 3 пикселей и порядка половины размера самой маленькой

частицы, чтобы избежать неопределенности при измерении скорости. В разреженной среде или при почти постоянном сдвиге по всему изображению, можно также использовать больший сдвиг до 20 или 50 пикселей. Можно проверить изображения на выявление несоответствий в измерениях скорости: переключиться между первым и вторым кадрами и проверить, принадлежат ли стрелочки векторов одним и тем же частицам на обоих изображениях.

2.6. Выводы к главе

1. Основными параметрами, определяющими качество распыленной жидкости, являются: размер частиц D₁₀, D₃₂; скорость U; распределение объемной концентрации Cv по диаметру факела распыла; и окружная неравномерность распределенного топлива.

2. Методы ММУ и ФПО отношения рассеяния света позволяют получить основные характеристики различных аэрозолей за относительно небольшое время подготовки и калибровки измерительного оборудования, что позволяет провести экспресс-анализ качества распыла топлива за различными типами форсуночных устройств.

3. В данной работе для исследования параметров распыла были применены современные бесконтактные методы PDPA и МФПО.

ГЛАВА 3

ЭКПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ФРОНТОВЫХ УСТРОЙСТВ И ПАРАМЕТРОВ, ВЛИЯЮЩИХ НА ПРОЦЕСС РАСПЫЛИВАНИЯ

3.1. Особенности дробления жидких топлив

Большая часть топлив, используемых в авиационных двигателях или наземных газотурбинных установках, в нормальных условиях являются жидкими и поэтому должны быть распылены перед подачей в зону горения. Воспламенение топлива, устойчивость и эффективность горения, уровни эмиссии вредных веществ тесно связаны с процессами дробления жидкого топлива и его смешения с воздухом в системе распыливания [95, 96]. Проблема мелкодисперсного дробления потока жидкости и получения аэрозоля с заданными характеристиками является поэтому одной из самых актуальных при создании высокоэффективных малоэмиссионных камер сгорания [97,98]. Конечные свойства аэрозоля зависят как от вида выбранной используемого топлива, так И ОТ схемы распыливания объема ансамбль (превращения подаваемого топлива В капель топливовоздушного факела).

Для современного двигателестроения характерна тенденция К использованию широкого спектра жидких топлив как нефтяных, так и альтернативных. Физические свойства различных жидкостей в нормальных условиях, соответствующие российским и международным стандартам, приведены в таблице 2. Видно, что разброс свойств топлив, особенно вязкости, довольно широк. Изменение физических свойств топлива возможно факторов, также влиянием внешних например, температуры ПОД окружающей среды. В настоящее время актуальной задачей является создание систем распыливания, которые могут работать на топливах, как с низкой, так и повышенной вязкостью при сохранении приемлемой мелкости аэрозоля.

жидкость	плотность,	Кинематическая	Коэффициент	
	кг/м ³	вязкость •10 ⁶ ,	поверхностного	
		м ² /с	натяжения •10 ³ , Н/м	
Вода	998,2	1,003	72,75	
дистиллированная				
Спирт этиловый	788	1,550	22,3	
Керосин ТС1	≥780	≥1,3	24,3	
Масло рапсовое	916	88,62	33,2	
Дизель летний	≤ 860	3,0-6,0	28,9	
Дизель зимний	≤ 840	1,8-5,0	27,8	
МЭРМ	877-879	8,0	30,4	
(биотопливо)				
Смесь	850	4,3	27	
керосиновая				
(биотопливо)				
Касторовое масло	965	94	36,4	

Таблица 2. Физические свойства жидкостей при 20° С

В современных силовых установках используются разнообразные форсуночные устройства, отличающиеся не только конструкцией, но и принципами, на которых основана система распыла топлива. Тип наиболее распыливания просто разделить по основной энергии, затрачиваемой на распыл жидкости, т. е. использовать для классификации так называемый энергетический подход [99]. Схема общей классификации их разделение по трем основным и трем промежуточным форсунок и (комбинированным) группам по типу распыливания приведена в работе [100]. В настоящее время в камерах сгорания наиболее часто используются три вида распыливания: 1 - гидравлическое (процесс, при котором на распад жидкости расходуется энергия самой жидкой формы); 2 - пневматическое (распыливание форм жидкости потоками воздуха); 3 комбинированное гидравлическо-пневматическое (процесс, при котором в распаде жидкости принимает участие как энергия самой жидкой формы, так и энергия подводимого в форсунку воздуха от основного компрессора). Из устройств первой группы широко используются центробежные форсунки, в которых

жидкость приобретает интенсивное вращение за счет подачи через тангенциальные каналы [101]. За выходным отверстием жидкость образует утончающуюся пленку в виде полого конуса, который затем распадается на капли. Из пневматических устройств чаще всего применяются форсунки, работающие с имеющимся перепадом давления воздуха, нагнетающимся основным компрессором силовой установки. Наиболее перспективным направлением является разработка горелок комбинированной центробежнопневматической схемы.

Если воздуха, обтекающего поток пленку жидкости, закручен относительно оси пленки, то это приводит к расширению факела распыла и уменьшению размеров капель. Поэтому в распыливающих устройствах форсунки обычно используются в комбинации с воздушными завихрителями. Современные распыливающие системы, однако, уже не позволяют четко подразделять устройство на форсунку и внешний завихритель, как это было раньше, так как могут содержать несколько форсунок различных типов и целый ряд различных по конструкции воздушных завихрителей. Воздушные потоки обычно закручены, а топливные сформированы в кольцевые пленки. При этом пневматические системы в большинстве своем являются низконапорными по топливу. То есть пленка топлива имеет малые скорости истечения на выходе, в отличие от центробежных форсунок.

Из всего вышеизложенного ясно, что, несмотря на большое количество работ, посвященных распыливанию жидкостей [102-104], необходимы новые исследования в связи с появлением в последние годы как новых видов топлив, в частности, биотоплив, так и новых систем распыливания. Влияния физических свойств жидких (в том числе альтернативных) топлив и современных способов распыливания на характеристики аэрозоля и процесса горения можно найти в [105-108].

В качестве объектов исследования были выбраны разработанные в ЦИАМ 2 типа горелок: одна двухканальная по топливу комбинированная

центробежно-пневматическая, и вторая одноканальная пневматическая [109, 110]. форсунок Каналы [109] располагаются концентрически. пусковой канал (центробежный) с Малорасходный цилиндрическим выходным соплом устанавливается по оси горелки. Основной канал топливоподачи – пневматический, с кольцевым соплом, помещается между двумя воздушными завихрителями для лучшего дробления пленки жидкости и стабилизации топливовоздушного факела. Угол установки лопаток внутреннего завихрителя составлял 60°, периферийного завихрителя – 45° к оси устройства. Внешний диаметр топливного сопла пневматической форсунки составляет 22 мм, центробежной - 1.1 мм.

В работе [107] исследовалось распыливание в нормальных условиях трех видов жидкости: 1 воды ($v_F = 1,05*10^{-6} \text{ m}^2/\text{c}$, $\sigma_F = 73*10^{-3} \text{ H/m}$), 2 керосина ($v_F = 1.9*10^{-6} \text{ m}^2/\text{c}$, $\sigma_F = 25*10^{-3}\text{H/m}$), 3 смеси дизеля с рапсовым маслом в отношении 50% - 50% ($v_F = 13.7*10^{-6} \text{ m}^2/\text{c}$, $\sigma_F = 30*10^{-3} \text{ H/m}$), имитирующей биодизель.

Первым этапом в исследовании процесса распыливания является исследование процесса распада жидких пленок топлива из-за потери собственной устойчивости (гидравлическое распыливание). Данные этого исследования представлены на рисунках 37 - 41.

проведенного

Результаты



Рисунок 37 – Образование волнвихрей на поверхности пленки.

экспериментов позволяют сделать некоторые пленки. предположения о механизме распада жидкой пленки на капли. Топливная пленка формируется в результате слияния закрученных струй жидкости в единый поток на длине камеры закручивания и сопла форсунки. При этом можно утверждать, что при продвижении жидкости по полостям форсунки,

цикла

из-за трения о поверхность происходит торможение наружного слоя и уменьшение компонента скорости в нем. Это влечет к возникновению сдвиговых напряжений по толщине пленки топлива. При этом можно предположить, что с ростом скорости, в зависимости от свойств жидкости и геометрической характеристики форсунки, сдвиг слоев становится настолько существенным, что начинает закручивать внешний пристеночный слой в обратном направлении от вектора скорости (рисунок 37). При выходе из сопла, при внезапном расширении и отрыве от поверхности, интенсивность вихря резко возрастает и образуются волны. При движении вниз по потоку высота волн над уровнем пленки увеличивается (см. метки 1 и 2 на рисунке 38). Рост волн обусловлен тем, что закрученные образования движутся в осевом направлении, возможно, медленнее течения самой пленки. И, "накручивая" на себя дополнительную массу, в какой-то момент распадаются на жгуты, а затем и на отдельные капли (метка 3 на рис. 38). Доказательством такой вихревой структуры волн может служить также ряд снимков, приведенных на рис. 4, на которых отчетливо видно, как достаточно большая масса капель отклоняется от направления течения пленки наружу при различных скоростях истечения и конструкциях сопел. Это может быть объяснено распадом закрученного валика жидкости при его движении в обратную основному потоку сторону и отбросу его или составляющих его на периферию факела.



Рисунок 38 – Развитие и распад волн.

Рассмотрим теперь зависимость характеристик факела распыла от свойств распыливаемых жидкостей. Сравнение фотографий истечения различных жидкостей при одинаковом массовом расходе из цилиндрического сопла приведено на рисунок 40, из кольцевого сопла - на рис.41. Высота волн над уровнем пленки зависит, по всей видимости, от вязкости жидкости - с увеличением вязкости относительный сдвиг слоев топлива становится все более затрудненным. Так на рисунке. 39-а (вода) легко заметны явные высокие волновые образования, на рисунке 39-б (керосин) такие образования имеют заметно меньшую высоту, а на рисунке 39-в (смесь дизеля с рапсовым маслом) - отсутствуют вовсе.

Угол раскрытия топливного факела зависит, кроме скорости истечения из сопла, в большей степени от вязкости жидкости, чем от поверхностного натяжения (см. рис. 40). С другой стороны, удаленность точки распада пленки от выходного сечения сопла зависит, по-видимому, в основном от коэффициента поверхностного натяжения. Так из рисунка 41 видно, что самораспад керосина и биодизеля с близкими коэффициентами поверхностного натяжения происходит примерно на одинаковой длине образующей пленки, самораспад же воды, поверхностное натяжение которой существенно выше, происходит значительно раньше.



Рисунок 39 – Выброс жидкости за границу истечения пленки.



Рисунок 40 – Истечение жидкостей при увеличении вязкости при одинаковом массовом расходе.



Рисунок 41 – Удаление точки распада топливной пленки в зависимости от уменьшения коэффициента поверхностного натяжения жидкости.

Исследовав волны, образующиеся на поверхности жидких пленок, подобного предположить наличие нечто можно И В смешанном топливовоздушном потоке. И действительно, при пневматическом способе распыливания обычно существует некоторая величина пульсации концентраций топлива. Она может меняться в зависимости от конструкции распыливающего устройства, скоростей впрыска и свойств внешней среды.

Визуально можно выделить два типа образующихся пульсаций концентраций жидкости, а именно: пульсации только на внутренней поверхности факела по границе зоны обратных токов (ЗОТ) (см. рисунок 42а) и пульсации по внешней и внутренней границам факела (рисунок42-б). К сожалению, факелы с отсутствующими на внешней границе факела пульсациями встречаются довольно редко (рисунок 41-а), да и в большинстве случаев это можно объяснить недостаточно мелким дроблением капель на периферии и, как следствие, "не отслеживанием" крупными каплями малоинтенсивных вихрей. Поэтому остановимся более подробно лишь на втором варианте пульсации по внешней и внутренней границам факела (рисунок 42-б). Не рассматриваем также незакрученные факелы, без образования ЗОТ - струйные - как достаточно изученные во множестве работ и не применяемые на практике.



Рисунок 42 – Местные пульсации расхода топлива в факелах распыла: а) на внутренней границе факела; б) на внешней границе факела; г) вихревые образования в факеле с большим углом раскрытия; д) факел распыла без

воздуха; е) тоже что и "д" но с воздухом; ж) факел при скорости воздуха до

30 м/с; з) факел при скорости воздуха до 10 м/с.

Итак, можно предположить, что механизм образования таких пульсаций схож с механизмом образования волн на поверхности пленки (рисунок 37) и в то же время физически с ним не связан. По всей видимости, эти образования возникают уже за выходом из воздушного сопла из-за внезапного расширения и торможения пограничного с внешней средой слоя. В остальном механизм образования таких вихрей схож с уже описанным выше. На левой границе факела, представленного на рисунке 42-б, видны четкие и развивающиеся с удалением от сопла волны. Подобная неустойчивая структура характерна для слабо закрученных потоков и может быть рассчитана даже по стандартным коммерческим программам, пример приведен на рисунке 42-б. Однако уже на следующей фотографии (рис. 42-г) представлен топливовоздушный факел со значительно большим углом раскрытия и явным наличием ЗОТ, при этом на его правой границе также заметны 3 или 4 последовательных стадии развития вихря. Соответственно и малый масштаб (по сравнению с размером факела) этих образований указывает на то, что они образуются из-за неустойчивости пограничного слоя. Независимость этих вихрей от волн, образующихся на поверхности пленки, иллюстрирует следующая пара фотографий (см. рис. 42-д и 42-е). На рис. 7д представлен распыл центробежной форсункой без подачи воздуха. Видно, что вихри от топливной пленки заметны лишь вблизи сопла, в дальнейшем невооруженным глазом никаких пульсаций концентраций незаметно. При этом на рис. 7е показана работа той же форсунки, но с внешним воздушным завихрителем. Легко заметить наличие крупных волновых образований, распространяющихся вниз по потоку и слабо коррелирующих с волнами пленки. Наличие волн в зависимости от скорости вдува воздуха можно наблюдать на рис. 42-ж - факел при скорости воздуха до 30 м/с и 42-з - факел при скорости воздуха до 10 м/с. Однако необходимо

отметить, что меньшую интенсивность волн на рис. 42-з можно отнести к тому, что более крупные капли жидкости не следуют за потоком газа.

В результате проведенных исследований было разработано фронтовое устройство[111] для распыливания сильно вязких топлив, которое описано в работе [112].

3.2. Эффективность дробления жидкостей различными способами

Перейдем к рассмотрению влияния свойств жидкости и связанных с этим описанных выше явлений на мелкость аэрозоля при использовании различных способов дробления (рисунок. 43–44). Первый из рассмотренных способов дробления капель – наиболее изученный – центробежный (гидравлическое распыливание). Подача жидкости осуществлялась через центробежную форсунку без внешнего воздушного потока (рис. 43a, 44a). Средняя скорость топлива на выходе из форсунки составляла 19-26 м/с в зависимости от вида жидкости. Второй способ дробления - центробежнопневматический (рис. 43b, 44b). Этот термин означает, что средние скорости движения топлива и воздуха имеют одинаковый порядок. Для осуществления такого распыливания жидкость подавалась через центробежную форсунку с тем же расходом (5 г/с), что и при первом способе. Дополнительно подавался воздух через внешние завихрители с общим расходом 40 г/с. Средняя скорость топлива на выходе из горелки была такой же, что и при первом способе (19-26 м/с), воздуха - порядка 25 м/с. При третьем способе распыла пневматическом (рис. 43с, 44с) скорость впрыска топлива мала относительно скорости воздуха. Небольшая часть жидкости (3r/c)форсунку, а основная (17 г/с) подавалась через осевую через пневматическую, при том же расходе воздуха, что и во втором способе. Скорость подачи топлива составляла 3-4 м/с.



Рисунок 43 – Результаты измерения D₁₀ капель топлива в зависимости от свойств жидкости и при дроблении ее 3-мя различными методами: красная кривая - жидкость №1 (кинематическая вязкость = 1,05*10⁶ м²/с; коэффициент поверхностного натяжения = 73*10³ H/м); синяя кривая - жидкость №2 (υ = 1,9*10⁶ м²/с; σ = 25*10³ H/м); зеленая кривая - жидкость №2 (υ = 13,7*10⁶ м²/с; σ = 30*10³ H/м). а) - центробежный способ распыливания; б) - центробежно-пневматический; в) - пневматический



Рисунок 44 – Результаты измерения мелкости D₃₂ капель топлива в зависимости от свойств жидкости и при дроблении ее 3-мя различными методами: красная кривая - жидкость №1 (кинематическая вязкость = 1,05*10⁶ м²/с; коэффициент поверхностного натяжения = 73*10³ H/м); синяя кривая - жидкость №2 (υ = 1,9*10⁶ м²/с; σ = 25*10³ H/м); зеленая кривая - жидкость №3 (υ = 13,7*10⁶ м²/с; σ = 30*10³ H/м). а) - центробежный способ распыливания; б) - центробежно-пневматический; в) - пневматический

На рисунке 43 приведено радиальное распределение диаметров капель D_{10} , где D_{10} - линейный размер капель, осредненный по их количеству (среднее арифметическое по ансамблю). Этот параметр показывает, какого размера капли наиболее вероятны в данной области. Данный параметр может быть использован для прогнозирования режимов запуска двигателя - чем большее количество мелких капель попадает в зону разряда свечи, тем проще осуществить их испарение и воспламенение. На рисунке 44 представлено распределение среднезаутеровского диаметра капель D_{32} - отношения объема капли к ее поверхности (осреднение по ансамблю в фиксированной точке пространства). Этот параметр интересен при прогнозировании полноты и однородности сжигания топлива.

Как видим из рисунков 43a, 44a, сильное влияние на мелкость капель при центробежном способе распыла оказывает вязкость жидкости. Так вода, с большим в 3 раза поверхностным натяжением, позволяет получить капли даже несколько меньше по сравнению с керосином, имеющим вязкость больше в 1,9 раза. При этом сильновязкая смесь дизеля с рапсовым маслом не образует волн на поверхности пленки и не распыливается вовсе.

При центробежно-пневматическом способе распыла, как видим из рис. 8b, определяющую роль начинает играть коэффициент поверхностного натяжения. Кривые на графике так и располагаются - по увеличению данного значения: нижняя - керосин, средняя - смесь дизеля с рапсовым маслом, верхняя - вода. На рис. 44б заметно недостаточное вторичное дробление в потоке отдельных крупных капель для жидкости с высокой вязкостью. Но, при более подробном рассмотрении, видно, что в местах максимумов концентраций сформулированная ранее зависимость сохраняется, а нарушается лишь вблизи зоны обратных токов на оси устройства из-за недостаточной интенсивности воздушного потока. Додрабливание капель вязкой жидкости можно осуществить аэрацией корневой области топливовоздушного факела.

При пневматическом способе распыла, как видно из рис. 8с, влияние свойств жидкости на линейный размер капель практически нивелируется, и все кривые сливаются в одну. Этот параметр аэрозоля определяется преимущественно воздушным потоком. Средний Заутеровский диаметр капель (рис. 9с) зависит также и от коэффициента поверхностного натяжения. Влияние отдельных крупных капель несколько сглаживается по сравнению с центробежно-пневматическим распылом.

Мелкость капель, осредненная по всему сечению факела, для центробежно-пневматического способа распыливания является наилучшей. Необходимо, однако, отметить, что отношение массовых расходов воздуха к топливу (AAFR), от которого в частности зависит качество распыла, для этого способа составляет 8, а для пневматического - 2. Таким, образом, на низких режимах работы двигателей для сильновязких топлив (биотоплив) оптимальным является центробежно-пневматический способ распыла, на высоких - пневматический.

Экспериментальное исследование особенностей распыливания жидкостей с различными физическими свойствами позволило обосновать предположение о вихревом механизме процесса распада жидких пленок на капли из-за потери собственной устойчивости. Угол раскрытия факела при гидравлическом распыливании зависит в большей степени от вязкости жидкости, а удаленность точки распада пленки от выходного сечения сопла, в основном, от коэффициента поверхностного натяжения.

Характер влияния свойств жидкости на мелкость аэрозоля зависит от способа дробления жидкости на капли. При центробежном способе распыла без подачи воздуха наибольшее влияние на мелкость капель оказывает вязкость жидкости, при центробежно-пневматическом способе (с одинаковым порядком скоростей жидкости и воздуха) - поверхностное натяжение. При пневматическом способе распыла (скорость впрыска жидкости мала относительно скорости воздуха) линейный размер капель

определяется преимущественно воздушным потоком независимо от свойств жидкости, а среднезаутеровский диаметр зависит также и от коэффициента поверхностного натяжения.

3.3. Исследование жидких альтернативных топлив

В настоящее время в России пока не имеется в промышленных масштабах производство альтернативного биотоплива из возобновляемых ресурсов. Тем не менее, эта направление имеет большое будущее из-за наличия больших посевных площадей и водных поверхностей в нашей стране. Поэтому в данном разделе была поставлена цель дополнительно исследовать альтернативные виды биотоплив. В качестве альтернативных видов топлив были выбраны этиловый спирт и разработанное модельное биотопливо на основе авиационного керосина (как наиболее близко относящееся к ГТД).

В этой связи были выполнены попытки разработать модельное биотопливо, путем экспериментального подбора соотношения необходимых компонентов для проведения серий исследовательских испытаний. Ниже в таблице 3 представлены различные варианты процентного соотношения компонент проверенных горючих смесей на основе содержания касторового масла и этанола. Касторовое масло необходимо в качестве ПАВ для растворения этанола в топливе. Основным компонентом были выбраны распространенные на территории России виды жидких топлив: авиационный керосин TC-1, бензин АИ-95, и дизельное топливо.

	<u>Вариант</u>	<u>Вариант</u>	Вариант	<u>Вариант</u>	<u>Вариант</u>
	<u>Nº1</u>	<u>No2</u>	<u>№2(a)</u>	<u>No3</u>	<u>Nº4</u>
<u>Керосин</u>	<u>10%</u>	<u>30%</u>	<u>40%</u>	<u>50 %</u>	<u>80%</u>
<u>TC-1</u>					
Масло	<u>10%</u>	<u>10%</u>	<u>20%</u>	<u>10%</u>	<u>10%</u>
<u>касторовое</u>					
<u>Этанол</u>	<u>80%</u>	<u>60%</u>	<u>40%</u>	<u>40%</u>	<u>10%</u>

Таблица 3. Варианты смешения компонентов.

	<u>Вариант</u>	Вариант №6	Вариант №7
	<u>No5</u>		
<u>Бензин 95</u>	<u>80%</u>	<u>85%</u>	<u>10%</u>
<u>Масло</u>	<u>10%</u>	-	
<u>касторовое</u>			
<u>Этанол</u>	<u>10%</u>	<u>15%</u>	<u>90%</u>
	<u>Вариант</u>	<u>Вариант №9</u>	<u>Вариант №10</u>
	<u>Nº8</u>		
<u>Керосин</u>	<u>40%</u>	<u>30%</u>	<u>50%</u>
<u>TC-1</u>			
<u>Рыжиковое</u>	20%	<u>10%</u>	<u>10%</u>
масло			
Этанол	<u>40%</u>	60%	40%



Рисунок 45 – Фотографии различных вариантов соотношения компонентов: а) – вариант №1; б) –вариант№2; в) – вариант №2 (дизельное топливо); г) – вариант №2А.



Рисунок 46 – Фотографии различных вариантов соотношения компонентов: а) – вариант №3; б) – вариант №4; в) – вариант №5; г) – вариант №6.



Рисунок 47 – Фотографии различных вариантов соотношения компонентов:

а) – вариант №7; б) – вариант №8; в) – вариант №9; г) – вариант №10.

В ходе анализа образцов выявлено, что применение различных соотношений исходного топлива, этилового спирта и касторового масла показывают разительно отличные друг от друга результаты, а получить хорошо перемешанную однородную смесь возможно лишь при некоторых узких диапазонах процентного соотношения компонент. Для дальнейших испытаний был выбран вариант №2А рис. 45(г), так как было подобрано оптимальное соотношение компонентов без оседания на дне и разделения. Варианты №1 рис.45(а), вариант №5 и №6 рис.46(в,г), и вариант №7 рис.47(а), также показавшие хороший уровень смешения, отличаются большим содержанием этилового спирта, керосина либо бензина АИ-95 (до 90%), что с точки зрения экономической целесообразности внедрения нового вида топлива не выгодно.

Выбрана смесь в пропорции 40% керосина TC-1, 20% касторового масла, 40% этанола как наиболее однородная и хорошо перемешанная без осадков и расслоения. В дальнейшем полученное модельное биотопливо будет детально исследовано при распыливании различными способами и в условиях высотного запуска в одногорелочном отсеке КС.

3.4. Влияния свойств жидкостей на характеристики аэрозоля при пневматическом способе распыла.

Ниже представлены сравнительные результаты испытаний на всех типах жидкостей для центробежно-пневматического способа распыла.

На рисунке 48 приведено распределение скоростей капель жидкого топлива по диаметру факела на режиме dp=3 кПа и Gt=5 г/с и расстоянии измерения 30 мм. Заметно, что профиль скорости для различных жидкостей достаточно автомоделен. Таким образом, влияние особенностей аэродинамики потока при распыливании различных жидкостей можно считать несущественным.

На рисунке 49 приведено распределение среднего Заутеровского диаметра капель жидкого топлива по диаметру факела.

Обобщив полученные экспериментальные данные, можно вывести следующую зависимость максимального диаметра капель (D₃₂) от физических свойств жидкости

 $D_{32}=(0,136*\rho+33,1*10^{-6}\upsilon+1,1*10^{-3}\sigma)/3.$

где, ρ - плотность жидкости в кг/м³; υ - кинематическая вязкость в м²/с; σ - коэффициент поверхностного натяжения в Н/м.

Для широко используемого в настоящее время центробежнопневматического способа дробления выведенная зависимость позволяет получить совпадение расчетных И экспериментальных данных С погрешностью 10% от максимального значения. Это можно считать очень малым отклонением, так как даже экспериментальные методы определения диаметров капель обеспечивают погрешность не менее ±5%. Данное утверждение проверено в диапазоне диаметров капель от 50 до 125 мкм.

Таким образом, в дальнейшем, при рассмотрении возможности применения новых топлив с определенных набором физических свойств, становится доступна возможность прогнозирования мелкости капель данного вида топлива без проведения экспериментальных исследований.

В дальнейшем данная зависимость может быть расширена на пневматический способ дробления и использована при разработке моделей комплекса процессов, протекающих при сжигании жидких нефтяных и биотоплив.



Рисунок 48 – Распределение скоростей капель жидкого топлива по диаметру



Теперь рассмотрим сравнительные характеристики аэрозоля при пневматическом распылении стандартного керосина марки TC-1 и разработанного модельного биотоплива.

Испытания были начаты с определения расходной характеристики форсуночного модуля [111] по топливному каналу для керосина и биотоплва, а также по каналам подачи воздуха в модуль. На рисунках 50 и 51 приведены графики расходной характеристики, где ΔP_T и ΔP_B означают перепад давлений соответственно топлива и воздуха.



Рисунок 50 – График расходной характеристики по топливному каналу.



Рисунок 51 – График расходной характеристики по воздуху через

модуль.

Для определения характеристик распыливания были исследованы три основных режима, моделирующие работу камеры сгорания на режимах запуска, малого газа и крейсерского. Испытания проводились в условиях открытого пространства с барометрическим давлением P=748 мм рт. ст. и

при температуре окружающей среды 20°С. Измерение параметров распыливания выполнялось в поперечном сечении топливовоздушного факела на расстоянии 30 мм от среза воздушного сопла до плоскости лазерно-оптического ножа с интервалом в 5 мм. Опыты проведены при следующих режимных параметрах работы фронтового модуля:

При подаче керосина ТС-1

При подаче модельного биотоплива

- 2. ΔРв=3,0 кПа; Gв=8,9 г/с; Gт=3,0 г/с; ΔРт=7,9 кПа;

Иллюстрированные фотографии факелов распыливания по режимам работы фронтового устройства для каждого типа топлива представлены на рисунках 52 и 53.









На основании представленных фотографий можно сказать, ЧТО визуально качество распыливания керосина значительно лучше, чем биотопливо. Границы факела четкие, без наличия крупных капель на периферии и стабильным углом раскрытия порядка 85-90°. Распределение капель в потоке достаточно равномерное, без возникновения обогащенных зон. При подаче более вязкого по свойствам биотоплива общий вид полученного аэрозоля, представленного на фотографиях, уступает по наличию крупных частиц на границах факела распыла. По периферийной границе факела летит больше крупных капель, чем для керосина. Причиной тому служит процесс дробления в камере смешения завихрителя, который не справляется с большим объемом жидкости с повышенными физическими свойствами. Нераздробившиеся частицы, находящиеся в закрученном потоке воздуха, сепарируются на кромку воздушного сопла, где набирается определенная концентрация, и срываются на границу факела распыливания. Однако такие капли дробятся уже на расстоянии одного калибра от сопла завихрителя. Связано это с тем, что струя жидкости на выходе из топливного сопла образует пленку, которая движется по цилиндрической части и начинает дробиться закрученным скоростным напором воздуха, а капли, не успевшие раздробиться, сепарируются и оседают на больших радиусах поверхностей распыла. Характерным свойством для наличия таких капель является повышенная толщина формируемой топливной пленки, которая для вязкого биотоплива превышает более чем в 5 по сравнению со стандартным керосином. Отсюда и возникновение крупных частиц на границах факела, которые отчетливо наблюдаются при увеличении расхода топлива через устройство. А при увеличении перепада давления на фронтовой части крупные капли успевают додрабливаться в большем объеме воздуха.

Рассмотрим измеренные кривые распределения характеристик потока за фронтовым модулем для каждого типа топлива. Все характеристики распыла были получены при одинаковых условиях работы фронтового

модуля. Основное внимание уделялось влиянию вязкости жидкости и коэффициента поверхностного натяжения на процесс распыливания, дробления и смешения с воздухом. Также при выбранном методе полного пневматического распыливания, жидкости характерным условием для эффективности смесеобразования является параметр отношения расходов воздуха к топливу AAFR, который обычно должен составлять не менее 5. При использовании более вязких топлив чем больше величина этого параметра, тем процесс распыливания становиться более эффективным, а процесс смешения топлива с воздухом гомогенизируется. Такой способ пневматического распыла активно изучают и применяют в мировой практике ведущих авиадвигателестроительных корпораций при разработке новых фронтов для малоэмиссионных камер сгорания.

На рисунках 54 и 55 представлены график распределения характеристик факела распыла при подаче авиационного керосина TC-1 (осреднение по ансамблю в фиксированной точке пространства).



Рисунок 54 – Графики распределения среднего (D₁₀) и среднезаутеровского (D₃₂) диаметра капель в поперечном сечении по диаметру факела распыла для керосина TC-1.


Рисунок 55 – Графики распределения осевой скорости (U) и полей объемной концентрации потоков частиц в поперечном сечении по диаметру факела распыла для керосина TC-1.

Полученные распределения дисперсности аэрозоля показывают, что основное отличие при изменении отношений расходов проявляется на крайних точках факела. В целом факел распыла имеет однородную и хорошо перемешанную структуру. Капли распределены в потоке равномерно по размерам, а средние по плоскости измерения значения Заутеровского диаметров D_{32} для режимов составляют: 1 – 44,9 мкм, 2 – 48,7 мкм, 3 – 22,9 мкм. На оси устройства формируется стабильная зона обратных токов в пределах от 2,5 – 8,0 м/с на перепаде давления в 3 кПа, а максимальное значение отрицательной скорости достигает 12 м/с на режиме при $\Delta PB=20$ кПа, а ширина при этом составляет 20 мм. Уровень параметров такого аэрозоля позволит сжигать топливо в камере сгорания ГТД с высокой полнотой сгорания и обеспечить низкий уровень эмиссии вредных выбросов.

Теперь рассмотрим характеристики аэрозоля при подаче более вязкой жидкости в аналогичных условиях проводимого эксперимента. Графики распределения по дисперсности, скорости и концентрации частиц в потоке за горелкой представлены на рисунках 56 и 57.



Рисунок 56 – Графики распределения среднего (D₁₀) и среднезаутеровского (D₃₂) диаметра капель в поперечном сечении по диаметру факела распыла для

модельного биотоплива.





Проведя сравнительный анализ представленных графиков характеристик потока за фронтовым модулем, видим, что при использовании альтернативного топлива для выбранного устройства с пневматическим способом распыла структура аэрозоля практически не изменилась. По дисперсности полученный аэрозоль не уступает керосину, а местами даже и лучше. Различия наблюдаются по плотности распределения капель на периферии факела, где сконцентрирована основная масса крупных частиц. В центральной же зоне засеяно больше мелких по размерам частиц, чем для TC-1. Измеренный средний D₃₂ размер капель по сечению факела для

биотоплива по режимам составляет: 1 - 32 мкм, 2 - 50 мкм , 3 - 20 мкм. Полученный средний по плоскости измерения уровень дисперсной характеристики аэрозоля D_{32} для модельного биотоплива на 30% превосходит D_{32} для TC-1 на пусковом режиме работы фронтового модуля. На остальных двух режимах с большими значениями AAFR дисперсность аэрозоля практически не меняется.

Так как свойства испытуемой жидкости в основном отличаются по вязкости, то поле распределения скорости частиц в потоке изменилось в зоне обратных токов. Максимальная отрицательная скорость сохранилась только на двух режимах, и снизилась до 5 м/с, а ширина отрывной зоны составляет от 6 мм до 9 мм. На больших расходах подачи топлива (режим 2) отрицательная скорость исчезает и переходит в положительную и составляет 4 м/с. Объясняется это торможением потока воздуха, находящимися в нем крупными каплями, которые по массе больше, чем капли керосина. В зоне обратных токов сконцентрированы, в основном, самые мелкие частицы, которые находятся в постоянном движении внутри циклона. Затрачиваемой на дробление капель жидкости энергии закрученного воздуха на дробление капель жидкости начинает не хватать для выработки отрицательной скорости частиц в зоне обратных токов – отсюда и уменьшение этой компоненты для биотоплива. При этом максимальные значения скорости не изменились, и лежат в диапазоне от 10 м/с, и достигая до 23 м/с. Капли распределены в потоке достаточно равномерно по размерам и по диаметру факела распыливания.

В результате проведенных экспериментальных исследований по влиянию параметров жидкостей на процесс распыливания и смешения топлива с воздухом во фронтовом устройстве пневматического типа можно сделать следующие выводы:

1. При пневматическом способе распыливания жидкостей с различными свойствами вязкость слабо влияет на дисперсность капель в

потоке. Основным параметром, который оказывает влияние на процесс дробления и размер капель, является коэффициент поверхностного натяжения.

2. При распыливании альтернативных топлив высокой вязкости отражается, в основном, на поле осевой скорости в зоне обратных токов, но при этом общий характер течения не нарушается. Пиковые значения скорости не измены, но стабилизационная зона сужается вдвое, а максимальная составляющая компонента отрицательной скорости частиц в потоке сохраняется лишь при небольших расходах жидкости.

3. Пневматический распыл жидкости обеспечивает требуемый уровень характеристик топливовоздушного потока, и может быть использован для применения как нефтяных, так и альтернативных топлив при подготовке гомогенной смеси и эффективного сжигания в камере сгорания современных и перспективных газотурбинных двигателей.

Проведенные опыты позволили изучить влияние физических свойств жидких топлив на характеристики аэрозоля при пневматическом способе распыливания жидкости.

3.6. Выводы к главе

1) Экспериментальное исследование особенностей распыливания жидкостей с различными физическими свойствами позволило обосновать предположение о вихревом механизме процесса распада жидких пленок на капли из-за потери собственной устойчивости. Проведена аналогия с образованием пульсаций концентраций в смешанном топливовоздушном потоке. Угол раскрытия факела при гидравлическом распыливании зависит в большей степени от вязкости жидкости, а удаленность точки распада пленки от выходного сечения сопла, в основном, от коэффициента поверхностного натяжения.

2) Характер влияния свойств жидкости на мелкость аэрозоля зависит от способа дробления жидкости на капли. При центробежном способе распыла

без подачи воздуха наибольшее влияние на мелкость капель оказывает вязкость жидкости, при центробежно-пневматическом способе (с одинаковым порядком скоростей жидкости и воздуха) - поверхностное натяжение. При пневматическом способе распыла (скорость впрыска жидкости мала относительно скорости воздуха) линейный размер капель определяется преимущественно воздушным потоком независимо от свойств жидкости.

3) В качестве альтернативных видов топлив были выбраны этиловый спирт и смесевое биотопливо на основе авиационного керосина (как наиболее близко относящееся к ГТД). Проведено исследование и разработана смесь в пропорции 40% керосина TC-1, 20% касторового масла, 40% этанола, как наиболее однородная и хорошо перемешанная без осадков и расслоения.

4) Обобщив полученные экспериментальные данные, выведена зависимость максимального диаметра капель (D₃₂) от физических свойств жидкости

 $D_{32}=(0,136*\rho+33,1*10^{-6}\upsilon+1,1*10^{-3}\sigma)/3.$

где, ρ - плотность жидкости в кг/м³; υ - кинематическая вязкость в м²/с; σ - коэффициент поверхностного натяжения в Н/м.

Для пневматического способа дробления выведенная зависимость позволяет получить совпадение расчетных и экспериментальных данных с погрешностью 10% от максимального значения. Это можно считать очень малым отклонением, так как даже экспериментальные методы определения диаметров капель обеспечивают погрешность не менее ±5%. Данное утверждение проверено в диапазоне диаметров капель от 50 до 125 мкм.

Таким образом, в дальнейшем, при рассмотрении возможности применения новых топлив с определенным набором физических свойств, становится доступна возможность прогнозирования мелкости капель данного вида топлива без проведения экспериментальных исследований.

ГЛАВА 4

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ФРОНТОВОГО МОДУЛЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И РАЗРАБОТКА МЕТОДА ПОДГОТОВКИ РАВНОМЕРНОЙ ТОПЛИВОВОЗДУШНОЙ СМЕСИ

4.1. Выбор и обоснование метода топливоподачи

Из рассмотренных в первой главе методов распыливания жидкостей и параметров, влияющих на качество процесса подготовки топливовоздушной смеси во фронтовых устройствах, автор считает целесообразным выбрать пневматический способ распыла для проектирования форсуночного модуля применительно к испытаниям в модельном 3-х горелочном отсеке КС. Разработка метода предварительной подготовки и распыла равномерно перемешанной смеси жидкого топлива с воздухом позволит существенно улучшить наиболее важные рабочие параметры камеры сгорания ГТД, такие как земной и высотный запуск, полнота сгорания, эмиссия вредных веществ, и выходное поле температуры газа. Однако в реальных КС ГТД нет ни места, ни времени для осуществления такой подготовки. Отсюда ясно, что необходимо максимально полно использовать имеющееся пространство и время пребывания для устремления характеристик топливовоздушной смеси к гомогенному составу.

В данных условиях для решения поставленной задачи, прежде всего, целесообразно использовать опыт, накопленный в ходе разработки фронтовых устройств традиционных КС. Эти устройства характеризуются относительно небольшими размерами и преимущественно центральной (приосевой) подачей топлива. (Заметим, что моделирование фронтовых устройств, которое, на первый взгляд, могло обеспечить увеличение их размеров и увеличение расхода воздуха через них, оказывается невозможным из-за сохранения примерно постоянным одного из основных размеров, который должен использоваться при геометрическом моделировании характерного размера капель топлива.) Таким образом, при использовании разработанных ранее фронтовых устройств традиционных камер для формирования «бедной» равномерной топливовоздушной смеси с $\alpha \approx 1,5-2$ в головной части камеры совершенно естественным становится использование многофорсуночных (точнее – многогорелочных) фронтовых устройств, позволяющих увеличить расход воздуха в головную часть камеры. Речь идет, конечно, об использовании весьма совершенных горелок, обеспечивающих равномерное распределение мелких капель топлива в проходящем через них потоке воздуха.

Обоснование метода подготовки и распыливания равномерной топливовоздушной смеси заключается в реализации следующих технических принципов:

1. Подаваемый объем топлива необходимо преобразовать в форму жидкой пленки впрыском струи в сносящий воздушный поток и распределением ее по всей окружности на поверхности распыливающей кромки, обтекаемой с обеих сторон скоростным потоком воздуха. При этом скорость воздуха должна превышать во много раз скорость движения самой пленки жидкости на поверхности распылителя.

2. Поток воздуха, затрачиваемый непосредственно на процесс диспергирования и распыливания топлива должен быть равномерным с высокой интенсивностью закрутки, без отрывных зон. Такой поток реализуется установкой 3 канального блока воздушных завихрителей радиального типа с однонаправленной закруткой потока под углом 60° к оси устройства, обеспечивающего высокую эффективность процесса дробления и пневмораспыла жидкой пленки.

3. Подготовка кольцевой пленки жидкости и её равномерным распределением по окружности обеспечивается расположением по диаметру распылителя точек впрыска с шагом 20—23 калибров диаметра между осями

топливных сопел и удаленных на расстояние не менее 38-40 калибров от распыливающей кромки.

4. Важна и установка профилированного топливовоздушного сопла за поясом расположения точек впрыска топлива между двумя контурами воздушных завихрителей, что позволит распределить пелену жидкости с минимальной толщиной, движущейся к распыливающей кромке и дробящуюся на отдельные капли.

Выполнение вышеизложенных принципов позволит получить на выходе из устройства аэрозоль с высокой степенью гомогенизации смеси жидкого топлива с воздухом.

Расчетно-экспериментальный метод проектирования фронтового модуля КС с пневмораспылом и получением равномерной смеси жидкого топлива с воздухом состоит из следующих этапов:

1. Расчет и проектирование количества топливоподающих сопел (без закрутки) в зависимости от диапазона расходов подачи топлива в КС.

2. Расчет и проектирование каналов закрутки потока воздуха согласно принципу №2.

3. Разработка объемной модели распыливающего устройства, 3-D расчет аэродинамики в каналах закрутки потока воздуха, оптимизация распылителя и каналов воздушных завихрителей.

4. Изготовление И экспериментальное исследование дисперсных параметров формируемого за горелкой аэрозоля методами лазернооптической диагностики. Определение расходных характеристик ПО воздушным и топливным каналам фронтового устройства и верификация с проведенными ранее расчетами. Исследование влияния физических свойств жидких (включая биотоплив) топлив, режимных параметров работы, и конструкционных особенностей установки распылителя на характеристики аэрозоля.

5. Испытания работоспособности горелки при повышенном давлении среды в модельном 3-хгорелочном отсеке КС с определением диапазонов устойчивого горения и эмиссионных характеристик.

6. Уточнение конструктивной схемы устройства по результатам циклов испытаний и оптимизация горелки применительно к установке во фронтовую часть малоэмиссионной камеры сгорания ГТД.

Первый этап проектирования заключается в выборе типа топливных форсунок, их количества и расположения во фронтовом устройстве КС или в данном случае в форсуночном модуле. Как уже было отмечено, что процесс распыла будем осуществлять исключительно высокоскоростным потоком воздуха. В таком случае дополнительный подвод энергии со стороны форсунки для диспергирования жидкого топлива не имеет смысла ввиду того, чтобы сохранить максимальное отношение скоростей преимущественно для воздуха с целью интенсивного дробления и перемешивания капель топлива с воздухом, формируя равномерную топливовоздушную смесь. Для более эффективного процесса распыла, дробления и смешения, необходимо формирование жидкой пленки на поверхности распыливающей кромки, и её обтекания с наружной и внутренней поверхности воздушным потоком. Такой механизм позволит распределить поданную массу топлива с высокой окружной равномерностью в поперечном сечении факела распыла, что повысит степень гомогенизации смеси.

Таким образом, из приведенных выше рассуждений наиболее подходящих под требуемые характеристики аэрозоля выбраны низконапорные струйные распылители в качестве топливоподающих форсунок. Располагаться они должны перпендикулярно потоку воздуха с шагом между осями порядка 20 калибров диаметра выходного сопла форсунки, причем последний должен быть в диапазоне от 0,3-0,4 мм, для условий создания на поверхности распылителя жидкой топливной пленки. А количество точек впрыска должно быть выбрано таким образом, чтобы

распределить подаваемый на входе расход топлива с наименьшей скоростью струи жидкости, истекающей из каждого сопла по отношению к потоку воздуха. Также необходимо соблюсти величину отношения массового расхода воздуха к жидкости более чем в 3 раз, для эффективного процесса дробления и перемешивания. Конструктивная схема спроектированного распылителя и 3-D модель представлены ниже на рисунке 58.



Рисунок 58 – Схема распылителя форсуночного модуля.

Топливо подается в распылитель через подводящий канал 1, заполняя кольцевую полость 2 образованную между стенок наружной втулки 4, на поверхности которой расположены 4 точки впрыска 5, и внутренней втулки 6, на поверхности которой расположены еще 2 точки впрыска 7. Подведенное топливо распределяется на 2/3 через дозирующие форсунки 5 в наружный топливовоздушный канал 8 и 1/3 через дозирующие форсунки 7 в 9 соответственно. Также центральный канал центральном В топливовоздушном канале 9 расположен цилиндрический обтекатель 3, который служит для выравнивания расхода топлива в приосевой зоне факела распыла. Объемный расход дозирующие форсунки топлива через рассчитывается по формуле:

$$Q = \mu f_{\rm c} \sqrt{\frac{2\Delta p_{\rm T}}{\rho_{\rm T}}}$$

где μ – коэффициент расхода, $f_{\rm c}$ – площадь сопла, $\rho_{\rm T}$ - плотность топлива, $\Delta p_{\rm T}$ – перепад давления топлива.

Коэффициент расхода для струйных форсунок µ≠1 по двум причинам: во-первых, в связи с потерями энергии в процессе вихреобразования, возникающего при обтекании острых кромок сопла и при трении жидкости ос стенки форсунки; и во вторых, со сжатием струи, вызванным обтеканием входных кромок соплового отверстия, при этом площадь сечения струи оказывается меньше площади соплового отверстия. Данные о коэффициентах сжатия и расхода полученные экспериментально, обобщаются в виде зависимостей от критерия Рейнольдса Re_н. При этом в качестве определяющего значения критерия Рейнольдса выбрано

$$Re_{\rm H} = \frac{Re}{\mu}; Re = \frac{4Q}{\pi d_c v},$$

где *d_c* – диаметр сопла форсунки, v – коэффициент кинематической вязкости жидкости, *Q* – объемный расход жидкости через форсунку.

В данном случае в спроектированном распылителе выбранная толщина стенки втулки, в которой расположены топливные отверстия, сравнима с диаметром образованного кольца, и сопло форсунки имеет форму цилиндрического насадка с острыми входными и выходными кромками, то коэффициент расхода зависит не только от критерия Рейнольдса, но и от относительной длины сопла l_c/d_c .

Таким образом, для обеспечения оптимального дозирования топливом внешнего и внутреннего топливовоздушных каналов модуля зависимость $l_c/d_c=3$, при котором $\mu=0,63$. А максимальная пропускная способность распылителя будет завесить от давления подачи топлива, но при этом рабочий диапазон расходов выбран с учетом отношения AAFR не менее 3 для эффективности пневматического распыла при малых расходах воздуха и составляет от 0,3 – 4 г/с через 6 струйных форсунок. Следует отметить, что реальный диапазон расходов будет зависеть от характеристик аэрозоля.

4.2. Проектирование каналов закрутки воздуха

Для процесса пневматического распыла характерным условием является наличие скоростного потока воздуха, полная энергия которого затрачивается непосредственно на процесс дробления струи (пленки) жидкости на отдельные капли и их смешения с воздухом. Процесс переноса твердых частиц и капель в газовых потоках с чрезвычайно высоким уровнем турбулентности, характерен для потоков в камерах сгорания газовых турбин. Формирование равномерно распределенного каплями жидкого топлива потока воздуха за фронтовым устройством КС представляет собой сложную научно-техническую задачу.

Решение поставленной задачи, после выбора схемы топливоподачи, сводиться к проектированию каналов закрутки воздушного потока, который является вторым этапом методики проектирования фронтового модуля КС. Применение завихрителей воздуха, и различного рода турбулизаторов потока, позволяют интенсифицировать процесс смесеобразования жидкого топлива с воздухом. Следует отметить, что эффективность процесса дробления реализуется в том случае, когда скоростной напор воздуха взаимодействует с большей поверхностью топлива, при этом сама жидкость должна иметь форму пелены для поверхности распыливающей кромки. Для выбранной схемы топливоподачи с распределенным впрыском, необходимо использовать как минимум 3-х канальный блок воздушных завихрителей. Причем, основная доля воздуха отводиться на процесс измельчения крупных капель топлива после их предварительного дробления и интенсивного перемешивания с воздухом, формируя однородную смесь на выходе из распыливающего сопла фронтового модуля. Также необходимым условием для получения монодисперсной топливовоздушной смеси является поджатие закрученного потока воздуха к наружной поверхности распылителя конусным соплом. Этот метод позволит получить топливную пленку на распыливающей кромке с наименьшей толщиной за счет дополнительного

влияния давления в точках впрыска топлив в наружном канале фронтового устройства. Исходя из этого, становиться очевидным использование радиального типа устройства для закрутки потока воздуха. Общий вид 3-х канального блока воздушных завихрителей и фронтового модуля в сборе с распылителем представлена ниже на рисунке 59.



Рисунок – 59 3-D модель воздушных завихрителей и фронтового модуля в сборе.

На входе в центральную часть распылителя расположен радиальный завихритель воздуха 1 с геометрической площадью входных каналов 20 мм², образующий интенсивный турбулентный поток, движущийся по центральному топливовоздушному каналу площадью 12,6 мм². Каналы закрутки воздуха выполнены В виде тангенциальных прорезей, расположенных кромке выходного радиуса центрального 1 на И периферийного 5 топливовоздушных каналов модуля. На рисунке 60 приведена схема центрального завихрителя воздуха.



Рисунок 60 – Центральный завихритель воздуха.

Эффективная площадь радиального типа завихрителя определяется его геометрической характеристикой и коэффициентом расхода, которые вычисляются по формулам,

$$A = \frac{Rr_c\pi}{nf_{\rm BX}} \sin\beta_{\rm K}; \ \mu = \sqrt{\frac{\varphi_{\rm c}^3}{2-\varphi_{\rm c}}},$$

и являются безразмерными величинами, где R – радиус закрутки потока, r_c – радиус выходного сопла, n – количество каналов, f_{ex} – площадь входных каналов, β_{κ} – угол между направлением входных каналов и осью сопла, $\varphi_{\rm c} = 1 - \frac{r_{\rm B}^2}{r_c^2}$, r_{e} – радиус воздушного вихря $\approx 1/2r_c$.

Секундный массовый расход воздуха через радиальный звихритель с коэффициентом расхода µ, который равен 0,58 (для центрального завхрителя), и находиться по формуле

$$G_{\rm B} = \mu f_{\rm c} \sqrt{2\rho_{\rm B} \Delta p_{\rm B}}$$

где μ – коэффициент расхода, $f_{\rm c}$ – площадь сопла, $\rho_{\rm B}$ - плотность воздуха, $\Delta p_{\rm B}$ – перепад давления воздуха. Аналогичным образом рассчитываются и два внешних воздушных завихрителя. Конструктивная схема изготовления 1-го и 2-го поясов внешнего блока завихрителя показаны на рисунке 61-62.



Рисунок 61 – Схема первого ряда воздушного завихрителя.



Рисунок 62 – Схема второго ряда воздушного завихрителя.

Внешний топливовоздушный канал 5 фронтового модуля образован двухрядным блоком радиальных завихрителей 2 и профилированным соплом 4, разделяющим два закрученных потока воздуха. Выбранная геометрическая площадь первого пояса завихрителей составляет 140 мм², а второго 196 мм². Коэффициенты расхода воздуха геометрические характеристики И рассчитанные для первого пояса завихрителя составляют $A=1,23, \mu=0,6$ и A=1,4 µ=0,57 для второго пояса. Полученные значения показывают высокую эффективность закрутки воздушного потока. Как уже было сказано, что установка конусного сопла с площадью критического сечения 103.8 мм². который на 26% меньше площади входных каналов завихрителя первого пояса, позволит сформировать интенсивно закрученный поток воздуха, который будет обтекать формируемую на выходе из сопл топливную пленку на наружной кромке втулки распылителя, и за счет влияния дополнительного давления в скоростном потоке на поверхность пленки уменьшит ее толщину. Геометрическая площадь выходного сопла составляет 254 мм², что на 28% меньше суммарной площади входных каналов, что позволит на выходе из устройства улучшить процесс смешения и получить эффективный угол раскрытия факела распыла порядка 90°. Скорость течения газа или жидкости в отверстиях вычисляется по формуле

$$w = \frac{G}{\rho \mu f}$$

где ρ – плотность среды соответственно, G – массовый расход, f – площадь канала, μ - коэффициент расхода. А глубину проникновения струи жидкости или толщину пленки можно рассчитать по формуле

$$h = d_c 1.5 \sqrt{\frac{\rho w_{\rm m}^2}{\rho w_{\rm B}^2}}$$

где d_c – диаметр топливного сопла, $\rho w_{\rm B}$ - скоростной напор воздуха, $\rho w_{\rm m}$ - скоростной напор жидкости соответственно.

В результате проведенных расчетов каналов подвода воздуха, схемы топливоподачи и смешения, был спроектирован фронтовой модуль с пневмораспылом топлива. Принципиальная схема разработанного форсуночного модуля в сборе применительно к малоэмиссионной камере сгорания и метод подготовки в нем топливовоздушной смеси (рисунок 63).



Рисунок 63 - Схема фронтового модуля с пневмораспылом топлива.

Фронтовой модуль состоит из центрального топливовоздушного канала (1) и периферийного канала (2). Центральный канал включает в себя тангенциальный завихритель (3), который соединяется резьбовым соединением с внутренней втулкой (5), имеющей два топливных отверстия

(6) диаметра 0,3 мм, цилиндрический обтекатель (4) и выходное коническое сопло (11). Втулка (5) имеет сварное соединение с наружной втулкой (7), при этом между двумя втулками образуется топливный канал (8). В свою очередь, наружная втулка (7) имеет четыре топливных отверстия (9) диаметром 0,3 мм. Подача топлива во фронтовое устройство осуществляется через топливный подвод (10). Периферийный топливовоздушный канал (2) состоит из корпуса (12), 1-го канала радиального завихрителя (13), который одевается на наружную втулку, (7) и поджимающим соплом (14). Сопло (14) плотно прижимается к корпусу (12) по конической поверхности 2-го канала радиального завихрителя (15) и выходным топливовоздушным соплом (16).

Устройство образом, чтобы обеспечить спроектировано таким увеличение доли воздуха, подающегося через каналы закрутки, интенсификацию предварительного, высокоэффективного смешения топлива с воздухом, широкие приделы устойчивого горения на различных режимах работы двигателя. Разработанный метод подготовки смеси жидкого топлива воздухом в спроектированном фронтовом модуле заключается В следующем: подводимое топливо заполняет кольцевой канал (8), и подается через 4 и 2 отверстия диаметрально расположенные на наружной (7) и внутренней (5) поверхности распылителя. Взаимодействие воздушных каналов устройства и точек впрыска топлива спроектированы таким образом, чтобы обеспечить формирование равномерной топливной пленки по всей поверхности цилиндрической втулки, и дальнейшей дробление скоростным напором воздуха на отдельные капли. Одним из ключевых факторов, составляющих метода подготовки, является поддержание постоянного давления, оказываемого от специального профилированного воздушного сопла (14) в точках впрыска и на поверхность образующейся топливной пленки, обеспечивая минимальную толщину и равномерное распределение ее по диаметру втулки. Полученная концепция пленки, двигаясь с малой скоростью к распыливающей кромке, (18) срывается высокоскоростным

закрученным потоком воздуха, дробиться на мелкие капли, и интенсивно перемешивается с воздухом от радиального завихрителя, обеспечивая равномерное распределение частиц топлива в окружном сечении факела распыла. Полученная топливовоздушная смесь распыливается с кромки (19) выходного сопла (16), формируя устойчивый факел распыла с заданным углом раскрытия порядка 90° и монодисперсным аэрозолем.

Таким образом, спроектированный фронтовой модуль и разработанный метод высокоскоростного распыливания и смешения жидкого топлива с воздухом позволит получить аэрозоль с параметрами близкими к равномерной предварительно подготовленной топливовоздушной смеси на выходе из сопла фронтового модуля.

4.3. Аэродинамический расчет фронтового модуля

Для подтверждения целесообразности схемы применения воздушных завихрителей с различной степенью закрутки потоков проведены расчетные исследования разработанного фронтового модуля, которые являются третьим этапом методики проектирования. Основная цель проведенных расчетов заключается в оптимизации схемы воздушных каналов завихрителей, определении поля давления, скорости потока, расходной характеристики фронтового модуля и определении интенсивности и размеров зоны обратных токов и угла раскрытия.

Исследования аэродинамических характеристик потока в воздушных каналах устройства проведены при стандартных условиях работы модуля с располагаемым перепадом давления воздуха на входе в 3 – 4%, и при повышенном давлении среды, моделируя режим работы в условиях малого газа. Расчеты выполнены по коммерческой программе пакета SolidWorks Flow Simulation (учебная лицензия). Методика аэродинамического расчета заключается в решении итерационным методом уравнений Рейнольдса для сжимаемого газа, уравнений k-є модели турбулентности. Граничные условия в расчетной области моделируют работу фронтового устройства в

цилиндрической трубе с располагаемым перепадом давления воздуха на входе 3 кПа и 20 кПа. Размеры расчетной области и граничные условия приведены на рисунке 64. Количество ячеек для расчетной сетки составляла 3087254, из которых 410861 частичных, 343169 в твердом теле и 2333224 в текучей среде.



Рисунок 64 - Расчетная область и граничные условия.

По результатам предварительных расчетных исследований была проведена оптимизация конструкции фронтового модуля. В частности, выбрано однонаправленное расположение лопаток воздушных завихрителей для формирования на оси устройства устойчивой зоны обратных токов. Поток с большей окружной составляющей скорости позволит эффективнее дробить крупные капли и сформировать факел распыла с углом раскрытия порядка 90°. Также внесены изменения в формирующее выходное воздушное сопло и внешний радиальный завихритель, в котором были уменьшены проходные площади тангенциальных прорезей с 3 мм до 2,8 мм, для воздушного увеличения степени закрутки потока И повышения интенсивности перемешивания топлива с воздухом. Данный расчет позволяет получить предварительную картину аэродинамики истечения воздушного потока, имитирующего работу фронтового модуля в составе камеры сгорания без подачи топлива. В результате расчетов были получены аэродинамические параметры потока воздуха в каналах фронтового устройства, а также поле скорости, давления и расходная характеристика по воздуху через каждый блок воздушных завихрителей, графики распределения осевой скорости и компонентов на расстоянии вблизи сопла X=0 мм и X=30 мм от среза сопла. Также был выполнен расчет траектории движения частиц в закрученном потоке и их распределение по диаметрам в формируемом топливовоздушном факеле распыла. Результаты проведенных расчетных исследований фронтового модуля представлены ниже на рисунках 65 – 69. Следует отметить, что для пневматического способа распыливания топлива эффективность процесса дробления и смешения частиц в условиях закрученного течения зависит от поля скорости и интенсивности закрутки воздушного потока. В связи с этим, в проведенных расчетах были уточнены наиболее эффективные места для впрыска топлива, с целью организации процесса дробления и равномерного распределения частиц топлива в аэрозоле.



Рисунок 65 - Поле давлений (цвет) и скорости (вектор) в продольном сечении фронтового модуля.



Рисунок 66 - Изолинии закрутки потока воздуха через каналы воздушных завихрителей.

Видно, что выбранные углы установки лопаток воздушных завихрителей, позволяют получить поле течения в каналах с заданной скоростью и интенсивностью закручивания и сформировать геометрию факела распыла на выходе из фронтового модуля с расчетным углом раскрытия 95°. Полученный расчет показывает, что при подаче топлива в периферийный канал горелки и для его равномерного распределения в окружном сечении, необходимо иметь как минимум 4 точки впрыска топлива. При движения ЭТОМ траектория потока воздуха через тангенциальные прорези 1-го ряда завихрителя совершает почти два оборот вокруг топливной втулки, тем самым увеличивая время контакта топливной пленки с цилиндрической поверхностью распылителя, растягивая по всей длине окружности, добиться минимальной толшины пленки на распыливающей кромке. А при подаче топлива в центральный канал достаточно расположить на втулке 2 точки впрыска топлива, ввиду наличия более длинного участка заполнения воздухом при меньшей площади канала. Направление впрыска топлива в центральную и периферийную зону выбраны по нормали к поверхности. Такой способ впрыска позволит сформировать на

цилиндрической поверхности топливную пленку с заданной толщиной, направлением движения и заполнением.

Для оценки интенсивности скоростного потока воздуха на рис.17-18 приведены графики распределения осевой и тангенциальной компонентов скорости воздуха в поперечном сечении на расстоянии 30 мм от среза сопла.



Рисунок 67 - График распределения осевой скорости воздуха.



Рисунок 68 - График распределения тангенциальной скорости воздуха.

На оси устройства организована стабильная и протяженная зоны обратных токов. Максимальная отрицательная величина скорости на данном режиме достигает 27 м/с, а ширина - около 40 мм. Такая зона позволит стабилизировать фронт пламени и обеспечить широкий диапазон срывных характеристик камеры сгорания. Интенсивность тангенциальной составляющей скорости достигает 15-19 м/с, это обеспечивается благодаря подбору и последовательности расположения воздушных завихрителей различных типов. Для процесса пневматического распыливания важно наличие высокоскоростного равномерного потока воздуха и определенного соотношения массы воздуха к массе топлива - более 3-х, для эффективного процесса дробления топлива. В разработанном фронтовом модуле суммарная геометрическая площадь воздушных каналов составляет 229 мм² и площадь топливных каналов 0,43 мм², что позволит обеспечить необходимый расход воздуха для распыливания и равномерного распределения частиц в топливовоздушном факеле. На рис.19 приведено поле давления и скорости на расстоянии 30 мм от среза сопла. Основная зона горения в современных КС формируется примерно на расстоянии от 30 и до 50 мм от фронтовой плиты жаровой трубы до начала первого ряда основных отверстий.



Рисунок 69 - Поле давлений и скорости в поперечном сечении на расстоянии

30 мм от среза сопла.

Расходная характеристика фронтового модуля, полученная по результатам расчета на режиме dPв=20 кПа по каналам воздушных завихрителей составила:

- центральный т завихритель – 2,0 г/с;

- первый ряд внешнего завихрителя – 13 г/с;

- второй ряд внешнего завихрителя – 10 г/с.

Таким образом, общий расход воздуха через весь фронтовой модуль на данном режиме составил 25 г/с. А на режимах запуска расход воздуха составляет 10-12 г/с. Таким образом сохраняется соотношение масс воздуха и топлива на уровне 5-6, что обеспечивает высокое качество распыла топлива даже на режимах с малым перепадом давления воздуха на фронтовой части жаровой трубы КС.

Теперь рассмотрим расчет траектории движения частиц в закрученном потоке за фронтовым модулем. В конструкции распылителя топливо подается через 6 отверстий, расположенных на внутренней (2 отв.) и наружной (4 отв.) поверхностях топливной втулки. При подачи топлива на наружную часть, на выходе из отверстий струя сразу загибается по потоку и ложиться на цилиндрическую поверхность втулки, образуя пленку толщиной 150–270 мкм. Двигаясь по поверхности в сторону среза сопла, пленка срывается с кромки и распыливается между двумя потоками воздуха. С другой стороны втулки подается часть топлива, насыщающая центральную зону с помощью срыва топлива с поперечной перекладины. Ниже на рисунках 70 и 71 представлены расчетные траектории движение частиц топлива разных диаметров, срывающихся с выходной кромки втулки.



Рисунок 70 - Траектория движения и скорость частиц (5 мкм) в закрученном

потоке.



Рисунок 71 - Траектория движения и скорость частиц (20 мкм) в закрученном потоке.

Видно, что при впрыске с кромки частиц топлива с размером порядка 5 мкм они следуют по направлению движения скоростного потока и будут распределяться с высокой равномерностью в топливовоздушном факеле. При распыле крупных частиц топлива размером 20 мкм и более они вылетают дальше границ основного факела и будут разделяться на расстоянии уже более одного калибра воздушного сопла. Однако процесс дробления крупных частиц начинается в месте начала срыва топливной пленки, и также может интенсивно происходить и на границе зоны обратных токов. По результатам предварительных исследований ожидаемый средний размер капель топлива в формируемом факеле распыла на разных режимах работы фронтового модуля лежит в диапазоне от 10 до 40 мкм.

Таким образом, в результате проведенных расчетных исследований были получены распределения полей давления, скорости и расходные характеристики по завихрителям фронтового модуля. Воздушные каналы обеспечивают равномерный высокоскоростной поток и угол раскрытия на выходе из сопла 95°. Заданные проходные площади воздушных каналов позволят обеспечить необходимый расход воздуха для эффективного процесса дробления и смешения топлива на основных режимах работы. По результатам проведенной расчетной оптимизации был выпущен комплект конструкторской документации с окончательной геометрией фронтового модуля для проведения автономных и огневых испытаний в составе 3-х горелочного отсека.

4.4. Исследование характеристик факела распыла

В соответствии с работой [113] перейдем теперь к анализу полученных результатов холодных испытаний фронтового модуля на стенде лазерной Основная диагностики факелов распыла. цель данных испытаний заключалась в экспериментальном определении расходных характеристик по топливу исследование дисперсных И воздуху, характеристик топливовоздушного факела распыла на различных режимах работы, окружной неравномерности, визуализация аэрозоля и влияния количества точек впрыска топлива на параметры смесеобразования.

Испытания были проведены в условиях открытого пространства, при атмосферном давлении воздуха, моделируя режимы работы фронтового модуля на запуске, и малом газе с располагаемым перепадом давления воздуха 1,5 – 20 кПа. В качестве топлива выбран авиационный керосин (марки TC-1 с физическими свойствами при t=20°C) и технический воздух от

компрессора высокого давления. Так же перед началом испытаний фиксировались показания барометрического давления, плотности топлива и температуры. Перед началом испытаний были определены расходные характеристики по топливным и воздушным каналам фронтового модуля. Причем, при подаче топлива менялось количество точек впрыска от 2 до 6. Здесь и далее N2, N4, N6 будут означать количество работающих топливных форсунок и их расположение на поверхности втулки. На рисунках. 72-73 приведены графики расходных характеристик по воздуху и топливу.



Рисунок 72 - Расходная характеристика модуля по воздуху



Рисунок 73 - График расходной характеристики по топливу: N2 –2 центральные форсунки, N4 –4 внешних форсунок, N6 –2 центральные и 4

внешние форсунки.

В конструкции фронтового модуля, во внешнем воздушном канале, имеется поджатие в виде конического сопла. Было измерено противодавление воздуха в местах впрыска топлива. Эта величина (рис.74), в дальнейшем учитывалась при моделировании режимов испытаний для сохранения заданного расхода подачи топлива.



Рисунок 74 - График влияния противодавления воздуха в наружном канале на давление подачи топлива.

Измерения характеристик топливовоздушного факела выполнялись бесконтактным методом PDPA. Расход топлива подавался в диапазоне 0,3 – 6,0 г/с, также варьировалось распределение по количеству точек впрыска от 2 до 6. Измерения характеристик распыла проводились на расстоянии 30 мм от среза выходного сопла в лазерном ноже в широком диапазоне режимах параметров работы фронтового модуля:

- 1. *∆Рв*=1,5 кПа, , *Gm*=1,0 г/с;
- 2. *∆Рв*=3,0 кПа, , *Gm*=1,0 3,0 г/с;
- 3. *∆Рв*=10,0 кПа, *Gm*=1,0 г/с;
- 4. Δ*Ps*=20,0 кПа, *Gm*=0,3 1,0 г/с (N2, N4, N6)

В результате испытаний были получены графики распределения среднего (D_{10}) и среднезаутеровского (D_{32}) диаметра частиц топлива, осевой (U) скорости и объемной концентрации (Cv) топлива. Также была исследована и окружная неравномерность факела распыла в поперечном сечении методом ФПО, фотосъемкой факела распыла в лазерном ноже.

Визуально общий вид генерируемых аэрозолей за фронтовым модулем при различных перепадах давления по воздуху и расходов топлива представлены ниже на рисунке 75.





ΔРв=3,0 кПа; Gт=3,0 г/с

ΔРв=10,0 кПа; Gт=1,0 г/с

Рисунок 75 – Формирование топливовоздушного факела распыла за фронтовым модулем в открытом пространстве, и фотографии поперечного разреза в лазерном ноже при различном перепаде давления воздуха.

На выходе из сопловой части распылителя закрученный поток смеси начинает расширяться, образуя факел распыла. Полученный аэрозоль можно рассматривать как комбинацию из двух зон: первичной (стабилизационной) и вторичной (основной) зоны, отличающихся как по интенсивности течения, так и по размерам капель. Обычно в первичной зоне формируется зона обратного течения (ЗОТ), которая служит для стабилизации пламени. В этой зоне находятся самые мелкие частицы, непрерывно циркулирующие в пределах границ ЗОТ. Питание топливом происходит как из вторичной зоны путем затягивания капель, так и из центрального топливовоздушного сопла. Во вторичной зоне формируется более плотный поток, засеянный более крупными по диаметру частицами топлива, размер которых с увеличением радиуса факела увеличивается. Также следует отметить наличие на границе факела местных пульсаций концентрации топлива. Механизм их образования заключается в дополнительном подмешивании внешнего воздуха из окружающей среды. Такие пульсации имеют некоторую периодичность, зависящую от скорости основного топливовоздушного потока. Ниже на рисунках 76-78 приведены графики распределения основных характеристик аэрозоля за фронтовым модулем.



Рисунок 76 – Графики распределения среднего (D₁₀) и среднезаутеровского (D₃₂) диаметра капель по сечению факела.



Рисунок77 – Графики распределения осевой скорости (U) и объемной





Анализ полученных результатов показывает, что за фронтовым модулем формируется топливовоздушный факел распыла с монодисперсной структурой и высокой окружной равномерностью (более 90%) распределения по факелу капель топлива. На оси факела распыла организована стабильная зона обратных токов, интенсивность которой в зависимости от режима достигает 17,5 м/с, что позволит обеспечить стабилизацию фронта пламени. Основной поток топлива равномерно распределен по всему диаметру факела распыла, при этом средний размер капель D₃₂ по факелу на режимах запуска

КС составляет 39 мкм при $\Delta PB=1,5$ кПа, 31-34 при $\Delta PB=3,0$ кПа мкм и на режиме близкого к малому газу 21 мкм при $\Delta PB=10,0$ кПа. Эти размеры характеризуют высокую степень дробления топлива на отдельные капли и интенсивностью смешения их с потоком воздуха еще до момента подачи смеси в зону горения.

Исследуя влияние параметров впрыска топлива на характеристики аэрозоля, рассмотрим графики распределения дисперсных характеристик при варьировании количеством и местом точек подвода топлива в распылитель на режиме малого газа рисунок.79.



Рисунок 79 – Распределение среднего D₁₀ и среднезаутеровского D₃₂ диаметра частиц, осевой скорости воздуха по 5 мкм частицам и объемной концентрации топлива в факеле распыла.

Видно, что изменение количества и места подачи топлива в конструкции распылителя практически не оказывает существенного влияния на размер частиц в потоке за модулем. Объясняется это тем, что отверстия впрыска

топлива, находясь на разных поверхностях и в разных условиях, образуют пленку топлива, которая при набегающем потоке воздуха движется к распыливающей кромке и срывается с неё. При этом, структура самой пленки может отличаться по внешней и внутренней поверхностях цилиндрической втулки. Двигаясь по наружной стороне с большим расходом топлива, толщина пленки увеличивается, и на её поверхности образуются волны, которые постепенно теряют устойчивость и в месте перехода с углом 15° к срезу распыливающей кромки срываются закрученным потоком воздуха. Дальнейшая траектория движения таких капель будет завесить от их размеров. Самые крупные частицы будут вылетать дальше и сепарироваться на кромках выходного воздушного сопла, а мелкие частицы увлекаются набегающим потоком закрученного воздуха. Из графиков видно, что формируемая топливовоздушная смесь (рис.80) при разных условиях подачи топлива обеспечивает равномерное дробление и распределение капель топлива в потоке при моделировании режима распыливания с перепадом давления на фронте $\Delta Pe=20$ кПа, который соответствует стандартному значению в 4% потерь полного давления на КС в условиях малого газа.



Рисунок 80 - Фотографии образования аэрозоля и поперечного сечения в лазерном ноже за горелкой с пневмораспылом топлива, и окружная

неравномерность распределения топлива.

За фронтовым модулем с пневмораспылом топлива образуется зона обратных токов, интенсивность которой на расстоянии 30 мм от среза сопла достигает до -16 м/с (что близко к расчетным значениям) и шириной 20 мм.

Протяженность этой зоны будет зависеть от конструкции КС и расстояния от фронтовой плиты до первого ряда основных отверстий. Но можно сказать, что полученные значения скоростей за представленной горелкой обеспечат приемлемый диапазон устойчивой работы, а хорошая мелкость распыливания уверенный запуск КС. Объемная концентрация топлива, как и следовало ожидать, максимально получена для варианта при работе всех 6-ти каналов подачи топлива (N6).

Таким образом, в процессе экспериментальных исследований показано, что увеличение интенсивности закрутки воздуха позволяет повысить степень гомогенизации смеси (улучшить распыл и перемешивание топлива с дробления пневматического воздухом). Для процесса важно иметь равномерный высокоскоростной поток закрученного воздуха, при низкой скорости подачи топлива в него – что и достигнуто в устройстве. Распад топливной струи происходит в несколько этапов: срыв капель с поверхности пленки, дробление пленки на распыливающей кромке, срыв топлива с поперечной перекладины в центральном канале, додрабливание отдельных крупных капель в районе сопла устройства. Таким образом, реализуется принцип каскадности распыливания.

4.5. Результаты огневых испытаний фронтового модуля в 3-х горелочном отсеке камеры сгорания

Для апробации разработанного метода подготовки топливовоздушной смеси и работоспособности фронтового модуля с пневмораспылом топлива при повышенных давлениях среды были проведены огневые испытания на стенде ЦИАМ в модельном 3-х горелочном отсеке КС. Целью испытаний являлось определение диапазона устойчивости горения и исследование эмиссионных характеристик.

Объект испытаний (рис.81) состоит из: 3-х фронтовых модулей 1; фронтовой плиты 2; входного ресивера 3; силового корпуса 4 отсека; одностенной жаровой трубы с перфорированной жаровой трубой высотой

(70мм) шириной (195мм) длиной (190мм) с пленочной системой охлаждения стенок и временем пребывания ъ_{преб}.≈34мс; 2-х свечей 6 поверхностного разряда; оптического зонда 7; коллектора для подвода топлива 8. Отбор продуктов сгорания производился с выхода жаровой трубы с помощью установленных против потока газа 5-ю пятиточечными проботборными гребенками 9 с водяным охлаждением рисунок 82.



Рисунок 82 – Подвод воздуха в систему охлаждения КС и схема установки

газоотборных гребенок.

Анализ продуктов сгорания выполнялся по стандартизированной методике и измерялся газоанализатором NGA-2000 фирмы Emerson. Распределение воздуха в объеме жаровой трубы было выбрано в соотношении 40% на охлаждение ЖТ и 60% через 3 горелки, установленные во фронтовой плите. Условия на входе в КС соответствовали режиму работы ГТД на малом газе при Рк≈0,5МПа и Тк≈680-690К соответственно. Полученные результаты эмиссии вредных веществ в отработанных газах по режимам испытаний приведены в таблице 4.

№ режима	T _k [K]	Р _к , [кПа]	Alfa ex/ch	η(%)	ЕІСО [г/кг.т.]	ЕІНС [г/кг.т.]	EINOx [г/кг.т.]
1	679	483	4,3/4,1	91,3	221,8	31,9	0,68
2	688	490	3,5/3,2	99,8	5,5	0,7	1,35
3	688	497	3,1/2,9	99,8	1,82	1,05	2,74
4	689	501	2,6/2,3	99,9	0,51	0,88	3,6

Таблица 4. Режимные параметры отсека КС

 T_k- температура воздуха на входе в КС;

Р_к – давление воздуха на входе в КС;

Alfa=Gв/Gт*L₀, где Gв – расход воздуха, Gт – расход топлива, L₀ – коэффициент стехиометрии (14,65);

η - полнота сгорания топлива.

Результаты измерений эмиссионных характеристик фронтового модуля, при варьировании "альфа" показали, что пределы устойчивого горения на режиме малого газа составляют $\alpha_{\text{жт}} = 4,5$. Получено значимое снижение индекса эмиссии NOx, при изменении "альфа" смеси от 3,7 до 2,8 значение ЕiNOx изменяется всего в приделах от 0,68 до 3,6 г/кг т. Полнота сгорания топлива для всех измеренных точек $\geq 99\%$. Следует отметить, что характерный уровень эмиссии NOx для лучших в этом отношении традиционных (диффузионных) камер сгорания для реализованных в испытаниях режимов с Тк~680-690К соответствует значению индекса
эмиссии оксидов азота EINOx~10 г/кг т. Сравнение этой величины с данными испытаниями показывает, что достигнутый уровень эмиссии оксидов азота в испытаниях рассматриваемого отсека прототипа КС существенно ниже уровня эмиссии традиционных КС. Этот результат все более убедительно показывает, что в данном объекте удалось реализовать режим горения близкий к процессу горения «бедной» предварительно перемешанной равномерной двухфазной топливовоздушной смеси (что уже было показано в "холодных" испытаниях - максимальная окружная неравномерность менее 10%).

Для оценки полученного уровня эмиссии NOx на рисунке 83 приведен сравнительный график расчета образования оксидов азота при сжигании гомогенной смеси пропан-воздух в зависимости от коэффициента избытка воздуха в горелках при Рк=0,5МПа, Тк=680К.



Рисунок 83 – Зависимость выхода оксидов азота от α горелок при Рк=0,5МПа, Тк=680К.

Из приведенного расчета видно, что при сжигании равномерной смеси пропан/воздух уровень образования эмиссии NOx имеет экспоненциальную зависимость от коэффициента избытка воздуха и лежит несколько ниже полученных результатов по данным испытаний 3-х модульного отсека. Следует отметить, что максимальное значение экспериментально

145

полученного индекса эмиссии NOx превышает примерно в 4 раза по сравнению с расчетной кривой выгорания смеси пропан/воздух. Данный факт еще раз подтверждает, что разработанный метод подготовки смеси жидкого топлива с воздухом и формируемый за фронтовым модулем аэрозоль обладает высокой степенью гомогенизации, достаточно близкой к состоянию «идеальной» смеси.

4.6. Выводы к главе

Разработанный фронтовой модуль и предложенный метод подготовки в нем смеси жидкого топлива с воздухом для малоэмиссионной КС, с технологией бедного горения доказал свою работоспособность и позволил добиться низких выбросов вредных веществ, что было экспериментально подтверждено в огневых испытаниях 3-х модульного отсека КС при повышенном давлении среды. По результатам проведенных исследований пневматического форсуночного модуля и метода подготовки равномерной топливовоздушной смеси во фронтовом устройстве малоэмиссионной камеры сгорания ГТД подана заявка на патент [114].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По итогам выполненной диссертационной работы сформулированы основные выводы, которые заключаются в следующем:

1. Разработан метод подготовки равномерной смеси жидкого (в том числе альтернативного) топлива с воздухом во фронтовом устройстве авиационной малоэмиссионной камеры сгорания ГТД. Метод получения равномерной смеси жидкого топлива С воздухом заключается В формировании интенсивного однонаправленного закрученного под углом 60° к оси фронтового устройства потока воздуха и скоростным распыломдроблением кольцевой топливной пленки с поверхности распылителя, находящегося дополнительного под влиянием давления воздуха, оказываемого от профилированного сопла, обеспечивающее минимальную толщину распыливающей пленки жидкости.

2. Разработан и спроектирован пневматический фронтовой модуль КС, формирующий на выходе из сопла равномерную смесь жидкого топлива с воздухом. Экспериментально установлено, что равномерность горелкой распределения капель топлива за В окружном сечении формируемого факела распыла более 90%. Средний Заутеровский диаметром частиц топлива по факелу на режиме запуска составляет 39 мкм и на малом газе 21 мкм. На расстоянии 30 мм от среза сопла на оси аэрозоля организованна интенсивная зона стабилизации диаметром ≈20 мм.

3. Разработана общая классификации воздушных завихрителей по типу закрутки потока, используемые во фронтовых устройствах камер сгорания при проектировании устройств с пневматическим распыливанием жидких топлив.

4. Получены экспериментальные данные по влиянию физических свойств жидких альтернативных топлив на характеристики аэрозоля при различных способах распыла, на основе которых выведена зависимость влияния параметров жидкости на средний Заутеровский диаметр

147

образующихся капель топлива при пневматическом способе распыла. Так, например, пневматическое распыливание сильновязких топлив позволяет получить топливовоздушный факел, с дисперсностью аэрозоля сравнимой с керосином TC-1, и может применяться в основной системе топливоподачи для основных камер сгорания ГТД работающих как на нефтяных, так и на биотопливах.

5. Результаты огневых испытаний 3-х горелочного отсека КС с разработанными фронтовыми модулями доказали работоспособность метода, в пределах устойчивого горения на режиме малого газа α_{xr} =4,5. Получено значимое снижение индекса эмиссии NOx, при изменении "альфа" смеси от 3,7 до 2,8 значение ЕiNOx изменяется всего в приделах от 0,68 до 3,6 г/кг т., при этом полнота сгорания топлива для всех измеренных точек ≥ 99%.

6. Полученный результат соответствует самым перспективным требованиям ИКАО с большим запасом, и заведомо обеспечивают снижение эмиссии NOx на 35...45% на демонстрационной КС, и может быть получен только при сжигании равномерной топливовоздушной смеси.

Список библиографии

- **1.** AVIATION AND CLIMATE CHANGE, ICAO Environmental Report, Produced by the Environment Branch of the International Civil Aviation Organization (ICAO), 2016, 250 p.
- Peter T., Bruehl C., Crutzen P.J. Increase in the PSC-formation probability caused by high-flying aircraft // Geophys. Res. Lett., 1991. Vol. 18. No.8. P. 1465 – 1468.
- Weinsenstien D. K., Ko M. K. W., Rodriguez J. M., Sze N. D. Impact of heterogeneous chemistry on model-calculated ozone change due to the high speed civil transport aircraft // Geophys. Res. Lett., 1991. Vol. 18. No.11. P. 1991 – 1994.
- Bekki S., Pyle J.A. Potential impact of combined NO_x and CO_x emission from future high speed civil transport aircraft on stratospheric aerosols and ozone // Geophys. Res. Lett., 1993. Vol. 20. No.8. P. 723 726.
- Lohmann U., Feichter J. Impact of sulfate aerosols on albedo and life time of clouds: A sensitivity study with the ECHAM4 GCM // J. Geophys. Res. Lett., 1997. Vol. 102(D12). P. 13,685 13,700.
- 6. Wuebbles D. J., Jain A., Edmonds J., Harvey D., Hayhoe K. Global change: State of the science // Environmental Pollution, 1999. Vol. 100. P. 57 86.
- Fahey D. W., Schumann U., Ackerman S., et all // Aviation and the global atmosphere. A Special Report of IPCC (International Panel on Climate Change) / Eds. J. E. Penner, D. H. Lister, D. J. Griggs, D. J. Dokken, M. McFarland. – Cambridge, UK: Cambridge University Press, 1999. P. 65–120.
- 8. Поповичева О. Б., Старик А. М., Фаворский О. Н., Проблемы влияния авиации на газовый и аэрозольный состав атмосферы // Изв. АН. Физика атмосферы и океана, 2001. Т.36. №2ю Сю 163 176.
- 9. Охрана окружающей среды. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации: Т. 2. Эмиссия авиационных двигателей. ИКАО, 1-е изд.: 1981; 2-е изд.: 1993; 3-е изд.: июль 2008.
- Report of the Committee on Aviation Environmental Protection, Eighth Meeting Montreal, 1 – 12 February 2010 (Doc 9938, CAEP/8).
- **11.** Report of the Committee on Aviation Environmental Protection, Ninth Meeting Montreal, 4 15 February 2013 (Doc 10012, CAEP/9).
- **12.** Report of the Committee on Aviation Environmental Protection, Tenth Meeting Montreal, 1 12 February 2016 (Doc 10069, CAEP/10).

- 13. Мингазов Б.Г., Моделирование процессов в камерах сгорания на основе теории турбулентного горения // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2015. № 3. С. 47-51.
- 14. Мингазов Б.Г., Варсегов А.В., Разработка фронтового устройства экологически чистой камеры сгорания с использованием струйной стабилизации пламени // Казань: Изд-во КГТУ, 2013. С. 350-355.
- Мингазов Б.Г., Бакланов А.В., Влияние конструктивных изменений на выбросы оксидов азота в камере сгорания ГТД // Вестник СГАУ, 2013. № 3-1 (41). С. 177-182.
- 16. Пиралишвили Ш.А., Верещагин И.М.Нестационарные явления в вихревом горелочном устройстве и их влияние на рабочий процесс камеры сгорания // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева. 2015. № 1 (32). С. 14-19.
- 17. Пиралишвили Ш.А., Иванов Р.И., Расчетно-экспериментальное исследование смесеобразования в вихревом смесителе // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2012. № 2. С. 47-50.
- 18. С.А. Волков, Е.Б. Жесткова, Сравнительная оценка отечественных и иностранных двигателей на соответствие требованиям ИКАО в области эмиссии вредных веществ, Экологические проблемы авиации (Труды ЦИАМ №1347)/ Под ред. Ю.Д. Халецкого. М.:ТОРУС ПРЕСС, 2010. 504 с.: ил.
- 19. С.А. Волков, А.А. Горбатко Анализ существующих и планируемых зарубежных требований к двигателям гражданской авиации по ограничению выбросов вредных веществ, Экологические проблемы авиации (Труды ЦИАМ №1347)/ Под ред. Ю.Д. Халецкого. М.:ТОРУС ПРЕСС, 2010. 504 с.: ил.
- **20.** Васильев А.Ю., Челебян О.Г., и др. Анализ современных распыливающих устройств камер сгорания // Камеры сгорания авиационных ГТД, раздел юбилейного сборника трудов ЦИАМ, М., ЦИАМ 2012. С.882.
- **21.** Bank R., Berat C., Cazalens M., Harding S., European Research and Technology Strategy on Low Emission Combustion in Aero-Engines // Aeronautics Days 2006 Vienna 2006.
- **22.** Benzakein M. J., A Propulsion Strategy for the 21st Century. Challenges and Opportunities in Aircraft Engines // MITE Workshop on Goals and Technologies for Future Gas Turbine at the Georgia Institute of Technology Manufacturing Research Center 2000.

- **23.** CFMI, Technological progress: research, development and long-term goals // Aviation & Environmental Summit Geneva 2005.
- 24. Norris A., The Computing & Interdisciplinary Systems Office // Annual Review and Planning Meeting 2002.
- 25. Bremn N., et al Development of an annular combustor with axially integrated burning zones and demonstration in a BR700 core engine // ISABE 99 – 7163/
- 26. Feitelberg A. S., Jackson M. R., Lacey M. A., Manning K. S., Ritter A. M., Design and Performance of a Low Btu Fuel Rich-Quench-Lean Gas Turbine Combustor // Advanced Coal-Fired Power Systems '96 Review Meeting – 1996.
- Dodds Will, Twin Annular Premixing Swirler (TAPS) Combustor // The Roaring 20th, Aviation Noise & Air Quality Symposium – 2005.
- 28. Ohkudo Y., Low NOx Combustion Technology // R&D Review of Toyota CRDL – Vol. 41 - №1.
- **29.** Lanneti A., CFD Analysis of Advanced Direct Injection Combustion Concepts Using the National Combustion Code // High-End Computing at NASA – 2006 – pp. 14-15.
- 30. Tacina R., Wey C., Laing P., Mansour A., A Low NOx Lean-Direct Injection, Multipoint Integrated Module Combustor for Advanced Aircraft Gas Turbine // NASA/TM-2002-211347.
- 31. Armstrong et al. United States Patent NO. US 8,322,142 B2 Dec. 4, 2012
- **32.** Roquemore W. M., Shouse D., Burrus D., et al. Trapped Vortex Combustor Concept for Gas Turbine Engines // 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit N2001-0483-2001.
- **33.** Д.Г. Пажи, В.С. Галустов, Основы техники распыливания жидкостей // Изд. «Химия Москва 1984.
- **34.** Дитякин Ю.Ф., Клячко Л.А., Новиков Б.В., Ягодкин В.И. Распыливание жидкостей. М.: Машиностроение. 1977. 208с.
- **35.** Lord Rayleigh, On the Instability of Jets, Proc. London Meth. Soc., vol. 10, pp. 4-13,
- 36. F. Tyler, Instability of Liquid Jets, Philos, Mag. vol. 16, pp. 504-518, 1933.
- 37. C. Weber Disintegration of Liquid Jets // Z Angew, Math. Mech., vol. 11 no.2, pp.136-159, 1931.
- **38.** A. Haenlein, On the Disruption of a Liquid let, NACA Technical Memorandum 659-1932.
- **39.** W. Ohnesorge, Formation of Drops by Nozzles and the Break-up of Liquid Jets // Z Angew. Math. Mech., vol. 16, 1936.

- 40. R. P. Fraser and P. Eisenklam, I. Imp. Coll. Chem. Eng. Soc., vol. 7, 1953.
- **41.** R. P. Fraser, Liquid Fuel Atomization // Sixth Symposium on Combustion Reinhold New York 1957.
- **42.** N. Dombrowski and G. Munday, Spray Drying, in Biochemical and Biological Engineering Science, vol. 2, pp. 209-320, Academic, New York, 1968.
- **43.** N. Dombrowski, Frazer R. P., A Photographic Investigation into the Disintegration of Liquid Sheets // Philos. Trans. R. Soc. London Ser. A vol.247 №924 pp. 101-130 -1954.
- **44.** Rizk N. K., Lefebvre A. H., Influence of Liquid Film Thickness on Airblast Atomization // J Eng. Power vol. 102 pp. 706 -71- 1980.
- **45.** А.А. Свириденков, В.В. Третьяков, Моделирование распада жидких топливных пленок в закрученном воздушном потоке, Четвертая международная конференция "Тепломассообмен и гидродинамика в закрученных потоках"18-20 октября 2011г. Москва.
- 46. Челебян О.Г., Васильев А.Ю., Влияние профиля лопатки воздушного завихрителя поле течения за фронтовым устройством на малоэмиссионной камеры сгорания // Сб. тезисов докладов Всероссийской научно-технической конференции молодых ученых и специалистов "Новые решения и технологии в газо-турбостроении" ЦИАМ, г. Москва, 2010. С.2.
- **47.** Bingheng Lu, Dichen Li, Xiaoyong Tian. Development Trends in Additive Manufacturing and 3D Printing [J]. Engineering, 2015, 1(1): 85 -89.
- **48.** Li et al. United States Patent No. US 7,762,073 B2. Jul. 27, 2010.
- **49.** Фурлетов В.И., Ягодкин В.И., Васильев А.Ю., Лященко В.П. /Патент РФ: Фронтовое устройство камеры сгорания и способ организации рабочего процесса №2285865 2006.
- **50.** Лефевр, А. Процессы в камерах сгорания ГТД: Пер. с англ. М.: Мир, 1986. 566 с.
- M. Khosravy el_Hossaini, "Progress in Gas Turbine Performance", book edited by Ernesto Benini, ISBN 978-953-51-1166-5, Published: June 19, 2013, ch. 6 pp. 145 – 164.
- 52. Васильев А.Ю., Челебян О.Г., и др. Жаровая труба с направленным вдувом воздуха. Патент РФ на полезную модель. №118029 от 10.07.2012. Бюл. №19.
- **53.** H. Mongia, W. Dodds. Low Emissions Propulsion Engine Combustor Technology Evolution: Past, Present and Future. 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS, Yokohama, 2004.

- **54.** Mongia, H., "GE Aviation Low Emissions Combustion Technology Evolution," SAE Technical Paper 2007-01-3924.
- **55.** Mancini et al., United States Patent N0.2 US 8,171,735 B2. May 8, 2012.
- **56.** Foust, M., Thomsen, D., Stickles, R., Cooper, C., and Dodds, W., "Development of the GE Aviation Low Emissions TAPS Combustor for Next Generation Aircraft Engines," AIAA Paper, October 2011.
- **57.** Зельдович Я.Б., Баренблатт Г.И., Либрович В.Б., Махвиладзе Г.М. Математическая теория горения и взрыва. М.: Наука, 1980. 478 с.
- **58.** Coughlan, III et al United States Patent N0.: US 7,363,763 B2: Apr. 29, 2008.
- **59.** Olivier P. Low emissions combustor technology developments in the European programs lopocopter and TLC // 25th ICAS 2006, p. 12.
- **60.** Кутыш Д.И., Оптимизация геометрических и газодинамических параметров устройства двухступенчатого смешения топлива и воздуха малоэмиссионной камеры сгорания конверсионного авиационного двигателя // Дис. к.т.н. 05.07.05 Москва 2004.
- **61.** Baessler S., Klaus G. Mosl, Thomas Sattelmayer. NOx emissions of a premixed partially vaporized kerosene spray flame. Paper GT2006-90248. Proceedings of ASME Turbo Expo, May 8-11, 2006, Barcelona, Spain.
- **62.** Burkhalter, Matthew W. Atomization and mixing performance of swirlventuri lean direct injection. MS (Master of Science) thesis, University of Iowa, 2014.
- **63.** Strokin V.N., Toktaliev P.D., Chelebyan O.G. The development of the annual low emission combustor with multipoint fuel injection, 6th European Conference of Aeronautics and Space Sciences, 29 June 3 July, Krakow, Poland 2015. pp. 1-4.
- 64. ICAO Engine Exhaust Emissions Databank, edition 2016 URL: https://www.easa.europa.eu/document-library/icao-aircraft-engine-emissionsdatabank#5.
- **65.** Кузнецов В.Р., Сабельников В.А. Турбулентность и горение. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1986, 288 с.
- **66.** C.T. Chang et al., NASA Environmentally Responsible Aviation Project Develops Next-Generation Low-Emission Combustor Technologies (Phase I), Aeronautics & Aerospace Engineering, 2.4. 2013.
- **67.** Foust, M., Thomsen, D., Stickles, R., Cooper, C., and Dodds, W., "Development of the GE Aviation Low Emissions TAPS Combustor for Next Generation Aircraft Engines," AIAA Paper, October 2011.

- **68.** Mongia, H. C., "TAPS A 4th Generation Propulsion Combustor Technology for Low Emissions, AIAA Paper 2003-2657, AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition, July 2003.
- **69.** Васильев А.Ю., Челебян О.Г., Блюмкин П.И. Разработка пусковых форсунок пневматического типа для полноразмерной малоэмиссионной камеры сгорания // Вестник СГАУ 2013 №3-2(41). С. 51-56.
- **70.** Th. Doerr The Significance of Fuel Preparation for Low Emissions Aero-Engine Combustion Technology ICLASS 2012, 12th Triennial International Conference on Liquid Atomization and Spray Systems, Heidelberg, Germany, September 2-6, 2012
- 71. Tacina, R. Mao, C. Way, Experimental Investigation of a Multiplex Fuel Injector Module With Discrete Jet Swirlers for Low Emission Combustors AIAA-2004-0185
- **72.** Erlendur Steinthorsson, Adel Mansour, Brian Hollon Advanced multi-cup fuel injector technology for environmentally responsible aviation gas turbine engines, GT2015-42703, 2015.
- **73.** Alex Prociw, Jason Ryon, Jerry Goeke Low NOX combustion concepts in support of the NASA environmentally responsible aircraft program, GT2012-68426, 2012.
- 74. Rodrigo Villlava, Brian J. Dolan, Muday, Gregory A Zink, Spencer D. Pack, Jerry L. Goeke, Ephraim J. Gutmark. Experimental Study of a Multi-nozzle Combustor at Elevated Pressures, AIAA Journal, Vol. 53, No. 4, April 2015.
- **75.** Sébastien Bourgois Multipoint injection system development at Snecma, Presentation on Forum on Aviation and Emissions, Technology Meeting, Paris, France on 1- 2 July 2014.
- **76.** Dipanjay DEWANJI Flow Characteristics in Lean Direct Injection Combustors, ISBN 978-94-6191-467-5, 2012.
- 77. Lukas Durdina, Jan Jedelsky, Miroslav Jicha Investigation and comparison of spray characteristics of pressure-swirl atomizers for a small-sized aircraft turbine engine, International Journal of Heat and Mass Transfer 78 (2014) p. 892–900
- **78.** Gañán-Calvo, A.M. (2005) Enhanced liquid atomization: from flow focusing to flow-blurring, Applied Physics Letters, 86, 214101.
- **79.** Lulin JIANG, Investigation of atomization mechanisms and flame structure of a twin-fluid injector for different liquid fuels, A dissertation, Tuscaloosa, Alabama, 2014.
- **80.** E. L. Ergene, A. Kourmatzis, J. Komperda, R. J. Schick ,J. S. Shrimpton and F. Mashayek Investigation of the Electrostatic Charge Injection Method at

High Hydrodynamic Pressures ILASS–Americas, 23rd Annual Conference on Liquid Atomization and Spray Systems, Ventura, CA, May 2011.

- **81.** Seong Man Choi, Seong Ho Jang, Dong Hun Lee and Gyong Won You. Spray characteristics of the rotating fuel injection system of a micro-jet engine, Journal of Mechanical Science and Technology 24(2) 2010. 551~558.
- **82.** Fuel Injector Research for Sustainable Transport, Final Publishable Summary Report, FP7-265848-FIRST, 2015, 85 c.
- **83.** C.E. Polymeropoulos and S. Das The Effect of Droplet Size on The Burning Velocity of Kerosene Air Spray, Combustion and flame 25, 247-257, 1975.
- **84.** A. Kourmatzis, P.X. Pham, A.R. Masri, Characterization of atomization and combustion in moderately dense turbulent spray flames, Clean Combustion Research Group, Aerospace, Mechanical and Mechatronic Engendering, The University of Sydney, NSW 2006, Australia, 56 p.
- 85. Ягодкин В.И., Голубев А.Г., Метод определения дисперсности и концентрации капель распыленной жидкости по интегральным характеристиками рассеянного света // Труды ЦИАМ №867 1979.
- 86. Ягодкин В.И., Голубев А.Г., Васильев А.Ю., Свириденков А.А. / Патент РФ: Способ и устройство для определения характеристик топливного факела №2003107618 2003.
- 87. Ягодкин В.И., Свириденков А.А., Голубев А.Г., Васильев А.Ю., / Патент РФ: Способ экспресс-анализа характеристик топливного факела №2259554 2003.
- 88. Васильев А.Ю., Голубев А.Г., Свириденков А.А., Ягодкин В.И., Определение размеров и концентрации капель методом флуоресцентного-поляризационного отношения излучений при визуализации потока топливовоздушной смеси // Труды VII Межд. Науч. Тех. Конф. «ОМИП» - М.: Изд. МЭИ – 2003 – С. 238-241.
- 89. Васильев А.Ю., Голубев А.Г., Свириденков А.А., Ягодкин В.И., Развитие метода флуоресцентного-поляризационного отношения рассеянного света для моноимпульсной характеристик топливного факела // Сб. тр. VIII Межд. Науч. Тех. Конф. ОМИП – 2005 – М: МЭИ – С. 60-61.
- 90. А.Ю. Васильев., А.Г Голубев., А.А Свириденков., О.Г Челебян., В.И.Ягодкин, Применение флуоресцентного метода для анализа дисперсных характеристик аэрозолей Оптические методы исследования потоков: Труды . 11-й Межд. Науч. Тех. конф. – М.: МЭИ, 2011. С.1-4.
- **91.** M. Saffman "Optical Particle Sizing Using The Phase of LDA Signals" Dantec Information № 05 September 1987.

- **92.** Amir A. Naqwi, Franz Durst "Light Scattering Applied to LDA and PDA Measurements" Part. Part. Syst. Charact. 8 (1991) 245-258.
- **93.** Werner J. Glantschnig, Sow-Hsin Chen "Light scattering from water droplets in the geometrical optics approximation" Applied Optics 15 July 1981, Vol. 20, No/ 14.
- 94. Челебян О.Г., Силуянова М.В., Применение метода теневой анемометрии частиц для исследования характеристик аэрозоля за фронтовыми устройствами малоэмиссионных камер сгорания газотурбинных двигателей // Журнал «Вестник МАИ» Т.24. №1. 2017. С. 75-82.
- **95.** Lefebvre, A. H., Ballal, D. R. Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions, 3rd ed., CRC Press, 2010.
- **96.** Законы горения / Под общ. ред. Ю.В. Полежаева. М.: Энергомаш, 2006. 352 с.
- **97.** А.Ю. Васильев, В.М. Захаров, О.Г. Челебян, В.П. Маслов Особенности подготовки керосино-воздушной смеси в камере сгорания газотурбинных двигателей с низкой эмиссией NOx. XV Минский международный форум по тепло и массобмену, 23-26 мая 2016, Тезисы докладов и сообщений т2 с. 48-52.
- В.П. Ляшенко О.Г. Челебян, Р.С. **98.** A.Ю. Васильев, Медведев, аэродинамических особенностей Использование гидравлических и при создании малоэмиссонной камеры сгорания элементов газотурбинных XV Минский малоразмерных двигателей. международный форум по тепло – и массобмену, 23-26 мая 2016, Тезисы докладов и сообщений т2 с. 52-55.
- **99.** Lefebvre A.H. Atomization and Sprays. Hemisphere Publishing corporation. New York. 1989. 421 p.
- 100. Васильев А.Ю. Сравнение характеристик различных типов форсунок, работающих с использованием воздушного потока//Вестник СГАУ. 2007. №2(13). С. 54-61.
- **101.** Хавкин Ю. И., Центробежные форсунки. Л., «Машиностроение» (Ленингр. отд-ние), 1976. 168с.
- 102. Lefebvre A. H., Energy consideration in twin-fluid atomization // Journal of Engineering Gas Turbine and Power – 1992 – Vol. 114 – pp. 89-96.
- **103.** T. Inamura et al. Spray Characteristics of Prefilming Type of Airblast Atomizer, ICLASS 2012, 12th Triennial International Conference on Liquid Atomization and Spray Systems, Heidelberg, Germany, September 2-6, 2012.

- 104. Васильев А.Ю., Челебян О.Г., Ягодкин В.И., Разработка и исследование пневматической форсунки применительно к малоэмиссионной камере сгорания перспективного ГТД // Вестник СГАУ 2011 №5(29) С.65-71.
- 105. Васильев А.Ю., Челебян О.Г., Медведев Р.С., Особенности применения биотопливной смеси в камерах сгорания современных газотурбинных двигателей // Вестник СГАУ 2013 №3-2(41). С. 57-61.
- 106. Челебян О.Г., Исследование влияния физических свойств жидких альтернативных топлив на пределы запуска и устойчивого горения основной камеры сгорания в современных газогенераторах // Тезисы докладов LXI-научно-технической сессии по проблемам газовых турбин и парогазовых установок, г. Пермь, 2014г. с 116-122.
- 107. Anna Maiorova, Aleksandr Vasil'ev and Oganes Chelebyan, "Biofuels -Status and Perspective", book edited by Krzysztof Biernat, ISBN 978-953-51-2177-0, Published: September 30, 2015. pp. 329-347.
- 108. Челебян О.Г., Силуянова М.В., Применение альтернативных топлив в авиационных газотурбинных двигателях [Электронный ресурс].- Труды МАИ. 2016. №87. URL: http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=69695.
- 109. А.Ю. Васильев, А.И. Майорова, А.А. Свириденков, В.И. Ягодкин. МОДУЛЬ ФОРСУНОК. Патент на полезную модель № 86279. Заявка 2009112573/07.04.2009.
- 110. Васильев А.Ю., Челебян О.Г., и др. Форсуночный модуль камеры сгорания ГТД. Патент РФ на изобретение №2439430 от 10.01.2012, Бюл.№1.
- **111.** Васильев А.Ю., Челебян О.Г., и др. Устройство для распыливания топлив различной вязкости в камере сгорания. Патент РФ на полезную модель. №147688 от 20.11.2014. Бюл. №32.
- 112. Челебян О.Г., Васильев А.Ю., Разработка мультитопливной форсунки для распыливания топлив с различной вязкостью в камере сгорания перспективного ГТД, Сб. тез. док. Всероссийской научно технической конференции молодых ученых и специалистов «Новые решения и технологии в газотурбостроении» Москва 26-28 мая 2015г. С. 159-161.
- 113. Челебян О.Г., Силуянова М.В., Пневматический способ подготовки равномерной смеси жидкого топлива с воздухом в камере сгорания ГТД, // Журнал «Вестник МАИ» Т.23. №4. 2016. С. 86-94.
- 114. Васильев А.Ю., Челебян О.Г., и др. Форсуночный модуль малоэмиссионной камеры сгорания ГТД. Заявка на патент №2016139071 от 5.10.2016г.