

ПНЕВМАТИЧЕСКИЙ СПОСОБ ПОДГОТОВКИ РАВНОМЕРНОЙ СМЕСИ ЖИДКОГО ТОПЛИВА С ВОЗДУХОМ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Силуянова М.В.* , Челебян О.Г.**

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

** e-mail: dc2mati@yandex.ru*

*** e-mail: oganes441@gmail.com*

Приведены результаты экспериментального исследования спроектированного фронтального устройства с пневматическим распыливанием жидкого топлива применительно к малоэмиссионной камере сгорания. Описывается метод подготовки равномерной смеси жидкого топлива с воздухом во фронтальном устройстве с мелкодисперсным факелом распыла в условиях закрученного течения. Проведены автономные испытания разработанного фронтального устройства, в ходе которых бесконтактным методом были исследованы основные характеристики формируемого за горелкой топливовоздушного факела распыливания в условиях открытого пространства. По результатам холодных испытаний средний заутеровский диаметр капель топлива на режиме малого газа составляет 23 мкм, и формируется широкая и интенсивная зона обратных токов на оси устройства. Для опробования разработанного устройства и метода подготовки в нем топливовоздушной смеси были проведены огневые испытания в модельном трехгорелочном отсеке камеры сгорания при повышенном давлении среды. По результатам проведенных испытаний получены точки запуска и срыва пламени в земных условиях и подтверждена работоспособность технологии обедненного горения топливовоздушной смеси.

Ключевые слова: фронтальной модуль, пневматический метод, распылитель, топливовоздушная смесь, дробление, факел распыла.

Введение

Главной задачей исследований, направленных на разработку камер сгорания (КС) перспективных турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД), предназначенных для использования в гражданской авиации, является обеспечение конкурентоспособного уровня эмиссионных характеристик этих двигателей. Базой для оценки этого уровня служат эмиссионные характеристики ряда новейших двигателей американских фирм «General Electric» и «Pratt & Whitney» [1], снабженных камерами сгорания со схемой организации рабочего процесса, принципиально отличающейся 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, близким к стехиометрическому, и, соответственно, при близкой к стехиометрической температуре [2]. Реализация горения при этой температуре (она, как известно, близка к максимально возможной для заданного топлива и окислителя) вызывает интенсив-

ное 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» (рис. 1), предполагает сжигание большей части топлива при пониженной температуре в составе «бедной» ($\alpha \gg 1$) равномерной топливовоздушной смеси, которая должна формироваться во фронтальном устройстве камеры. Эмиссионные характеристики двигателей, представленные в банке данных ИКАО [1], 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 [3].

Равномерное распределение капель жидкого топлива в потоке воздуха за фронтальным устрой-

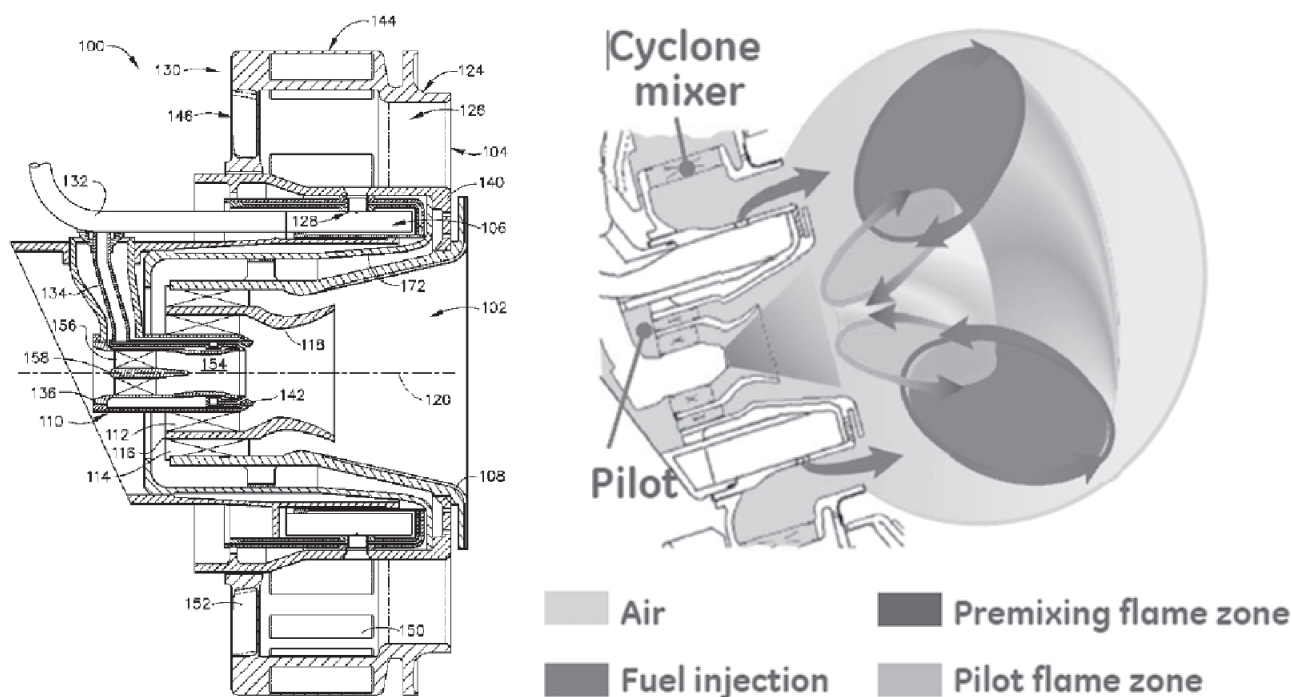


Рис. 1. Фронтной модуль TAPS KC фирмы GE и схема подачи топлива [4]

ством камеры сгорания представляет собой сложную научно-техническую задачу. Это обстоятельство становится очевидным даже при анализе конструкции той части фронтного устройства TAPS, которая обеспечивает подачу воздуха и топлива в основную зону горения (рис. 1). 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 представляются обоснованными огромные усилия, в частности экспериментальные, затраченные зарубежными фирмами и исследовательскими центрами на разработку таких фронтных устройств [5—7].

Постановка задачи

Обеспечение необходимого уровня совокупных характеристик газотурбинного двигателя, таких, как уверенный запуск, широкий диапазон устойчивой работы, полнота сжигания топлива и низкая эмиссия вредных веществ, зависит, в частности, от надежной работы КС. При этом большинство исследователей в данной области сходятся во мнении, что достижение высокого уровня перечисленных характеристик в самой КС обуславливается не в

последнюю очередь качеством процесса дробления жидкого топлива и предварительного перемешивания его с воздухом во фронтном устройстве [8]. Одним из признанных в мире способов распыливания является пневматический, при котором диспергирование струи (пленки) жидкости осуществляется высокоскоростным потоком газа. Эффективность применения пневмораспыла была показана в работе [9] при исследовании влияния свойств жидких альтернативных топлив на характеристики аэрозоля.

Известно, что сжигание предварительно подготовленной гомогенной смеси жидкого топлива с воздухом в модельных тепловых генераторах позволяет снизить эмиссию вредных веществ на выходе [10]. Однако в реальных КС ГТД нет ни места, ни времени для осуществления такой подготовки [11, 12]. Отсюда ясно, что необходимо максимально полно использовать имеющееся пространство и время для приближения характеристик топливовоздушной смеси к гомогенному составу. Следует отметить, что для предварительного прогрева топлива требуется максимально увеличить время контакта его с воздухом на начальном участке, т.е. снизить расход воздуха во фронтное устройство и удалить от выхода точки впрыска топлива. При этом расход воздуха должен быть достаточным для эффективного дробления топлива. По полученным ранее результатам экспериментальных исследований фронтных устройств [13, 14], отношение массы воздуха к массе топлива должно быть не менее трех.

Для формирования равномерно распределенной по окружности аэрозоля массовой доли топлива, точек впрыска должно быть несколько. В зависимости от расположения точек впрыска, распылители надо устанавливать на одном радиусе, а расстояние между осями должно быть порядка 20—25 калибров диаметра топливных сопел. Для обеспечения равномерного распределения подаваемого топлива по диаметру факела распыла необходимо применение нескольких воздушных каналов с разной степенью закрутки потока. Завихрители воздуха должны формировать основную и пилотную зону горения, в каждой из которых должно быть равномерно распределено топливо. Внешний воздушный поток (без добавления топлива) ограничивает вылет капель за границу факела и дробит отдельные крупные капли, сепарирующиеся на периферии аэрозоля. Мелкость капель в сформированном за выходом фронтального устройства аэрозоле должна приближаться к монодисперсному аэрозолю, максимальные диаметры не должны превышать 40 мкм, а средний должен быть около 20 мкм. На оси устройства должна существовать широкая и интенсивная зона обратных токов для стабилизации пламени (требуемая степень ее обогащения топливом должна быть уточнена). И последнее: распределение в факеле потоков топлива и воздуха должно быть постоянным в каждой точке, а объемная концентрация смеси должна быть больше трех. Таким образом, выполнение данных условий максимально приблизит параметры смеси к гомогенному составу, без применения отдельных специализированных устройств.

В данных условиях для решения поставленной задачи, прежде всего, целесообразно использовать опыт, накопленный в ходе разработки фронтальных устройств традиционных камер сгорания. Эти устройства характеризуются относительно небольшими размерами и преимущественно центральной (приосевой) подачей топлива. (Заметим, что моделирование фронтальных 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 — характерного размера капель топлива.) Таким образом, при использовании разработанных ранее фронтальных устройств традиционных камер для формирования «бедной» равномерной топливовоздушной смеси с $\alpha \approx 1,5 \div 2$ в головной части камеры совершенно естественным становится применение многофорсуночных (точнее — многогорелочных) фронтальных устройств, позволяющих увеличить расход воздуха в головную часть камеры. Речь идет, конеч-

но, о весьма совершенных горелках, обеспечивающих равномерное распределение мелких капель топлива в проходящем через них потоке воздуха.

Описание метода

На основе приведенных рассуждений и для их опробования был спроектирован фронтальный модуль для модельной КС и проведены его автономные испытания. Конструкция горелки представляет собой одноканальный пневматический распылитель с распределением топлива по оси (две точки впрыска) и периферии (четыре точки впрыска) двойным профилированным соплом и тремя воздушными завихрителями.

Метод подготовки равномерной топливовоздушной смеси заключается в следующем: подводимое топливо заполняет кольцевой канал, образованный внешней и внутренней втулками, и распределяется через четыре и два отверстия, диаметрально расположенные на наружной и внутренней поверхности распылителя. Воздушные каналы устройства и точки впрыска топлива спроектированы таким образом, чтобы обеспечить формирование равномерной топливной пленки по всей поверхности цилиндрической втулки и дальнейшее дробление пленки скоростным напором воздуха на отдельные капли. Одной из ключевых составляющих метода подготовки является поддержание постоянного давления от специального профилированного воздушного сопла в точках впрыска на поверхность образующейся топливной пленки, обеспечивающее заданную толщину пленки и равномерное распределение ее по диаметру втулки. Полученная пленка, двигаясь с малой скоростью к распыливающей кромке, срывается высокоскоростным закрученным потоком воздуха, дробится на отдельные капли и интенсивно перемешивается с воздухом от радиального завихрителя, обеспечивая распределение частиц топлива в окружном сечении и образуя равномерную смесь жидкого топлива с воздухом. Полученная топливовоздушная смесь распыливается с кромки выходного сопла, формируя устойчивый факел распыла с заданным углом раскрытия порядка 90° и монодисперсным аэрозолю.

Таким образом, спроектированный фронтальный модуль должен обеспечить подготовку равномерной топливовоздушной смеси с характеристиками аэрозоля, максимально близкими к характеристикам гомогенной смеси. В результате предварительных расчетных исследований установлено, что за горелкой формируется интенсивная зона обратных токов на оси устройства для стабилизации фронта пламени и равномерный скоростной поток воздуха на выходе

из сопловой части распылителя. Для опробования разработанного фронтального устройства и метода подготовки проведены экспериментальные исследования характеристик генерируемого за выходным соплом факела распыла в условиях открытого пространства.

Методика эксперимента

Экспериментальные исследования проводились на испытательном стенде ЦИАМ лазерной диагностики характеристик факелов распыливания за фронтальными устройствами камер сгорания в условиях открытого пространства. Возможности стенда и применяемой аппаратуры позволяют получить характеристики мелкости распыла, поля концентраций и их пульсаций, углы факела распыливания и распределение скоростей воздуха и частиц топлива в пространстве. Также стенд снабжен аппаратурой для измерений расходов, давлений, температур и физических свойств жидких топлив и воздуха. Расход топлива G_T и его плотность измеряются расходомером KROHNE, расход воздуха G_B измеряется расходомером PROMASS. Измерение давления производится датчиками ADZ1. Цифровая фотосъемка осуществляется трехматричной цветной видеокамерой Canon XL-H1.

В оптической части стенда могут быть реализованы два метода бесконтактного измерения дисперсных характеристик распыливания, скорости капель и их концентрации в потоке: хорошо известный и широко распространенный метод фазодоплеровской анемометрии (PDPA) и новый уникальный метод теневой анемометрии частиц (PSV). В настоящей работе физические исследования проводились методом PDPA, при трех вариантах сборки фронтального модуля, режим работы горелки моделировался в условиях, приближенных к условиям малого газа.

Результаты экспериментального исследования

Первый этап испытаний заключался в определении расходной характеристики фронтального устройства по топливному каналу при подаче керосина марки ТС-1 и по каналам подачи воздуха в блок завихрителей. На рис. 2 и 3 приведены графики полученной расходной характеристики по воздуху и по трем вариантам подачи топлива. На графиках представлена зависимость расхода от полученного перепада давления в каналах подачи воздуха и топлива. Здесь и далее Δp_T и Δp_B означают перепад давлений соответственно топлива и воздуха.

В конструкции фронтального модуля, во внешнем воздушном канале, имеется поджатие в виде кони-

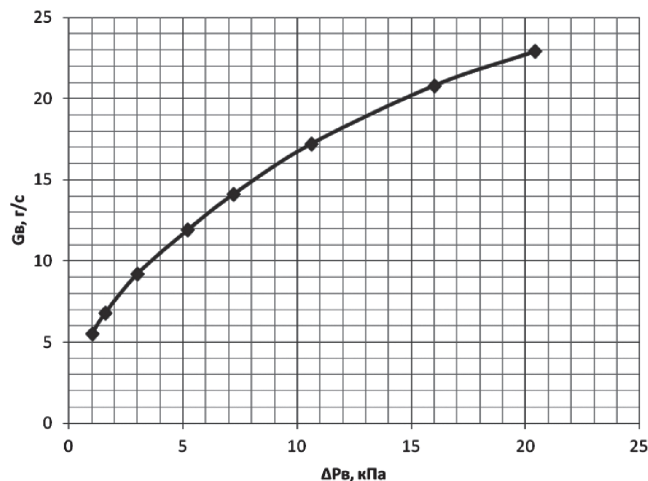


Рис. 2. Расходная характеристика по воздуху

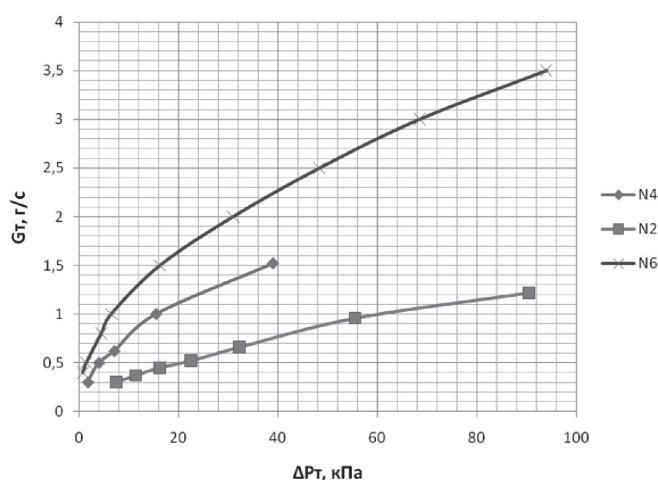


Рис. 3. Расходная характеристика по топливу: N2 — впрыск топлива через два центральных отверстия; N4 — впрыск топлива через четыре внешних отверстия; N6 — впрыск топлива через два центральных и четыре внешних отверстия

ческого сопла. Было измерено противодавление газа в месте впрыска топлива. Эта величина (рис. 4) в дальнейшем учитывалась при моделировании режимов испытаний для сохранения требуемого расхода топлива через сопло форсунок.

Измерения параметров распыла проводились на режиме, приближенном к режиму малого газа. Перепад давления воздуха на фронтальной части устанавливался 20 кПа, что соответствует 4% потери полного давления на стенке жаровой трубы. Расход топлива 0,3 г/с распределялся по числу точек впрыска от двух до шести. В результате испытаний были получены графики распределения частиц топлива среднего и среднего заутеровского диаметра, осевой скорости и объемной концентрации топлива. Также была исследована и окружная неравномерность факела распыла в поперечном сечении методом флуоресцентно-поляризационного отношения,

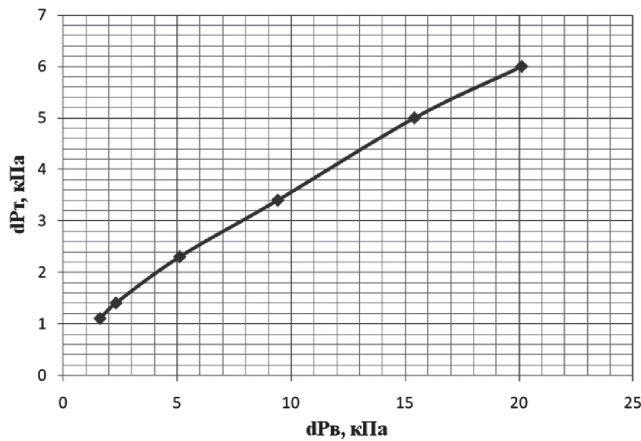


Рис. 4. Зависимость давления воздуха в наружном топливоздушном канале от перепада давления на входе

фотографированием в лазерном ноже и дальнейшей обработкой снимков. Все измерения параметров распыла проводились на расстоянии 30 мм от среза воздушного сопла при следующем режиме работы фронтального модуля: N2, N4, N6 — $\Delta p_{в} = 20$ кПа, $G_{в} = 23$ г/с, $G_{т} = 0,3$ г/с.

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), различающихся 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 осуществляется как из вторичной зоны путем затягивания капель, так и из центрального топливоздушного 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 топливоздушного потока. Общий вид факела распыливания за фронтальным устройством КС и фотография поперечного сечения в лазерном ноже приведены на рис. 5. Полученная окружная неравномерность распределения частиц топлива в поперечном сечении факела распыла составляет менее 10%, что является хорошим показателем и

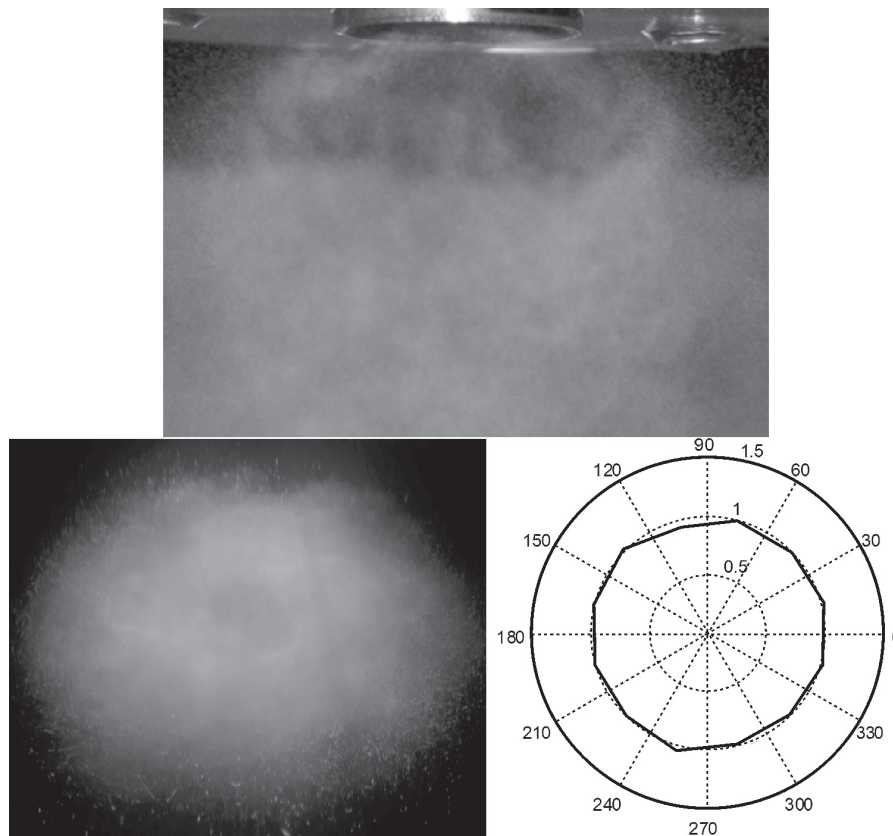


Рис. 5. Фотография образования аэрозоля за горелкой с пневмораспылом топлива и фотография поперечного сечения в лазерном ноже; окружная неравномерность топлива

позволяет сделать вывод о формировании равномерной топливовоздушной смеси за горелкой.

На рис. 6 и 7 приведены графики распределения параметров аэрозоля за фронтовым модулем с пневмораспылом.

вылетать дальше и сепарироваться на кромках выходного воздушного сопла, а мелкие частицы увлекаются набегающим потоком закрученного воздуха. Из графиков видно, что формируемая топливовоздушная смесь при разных условиях подачи топ-

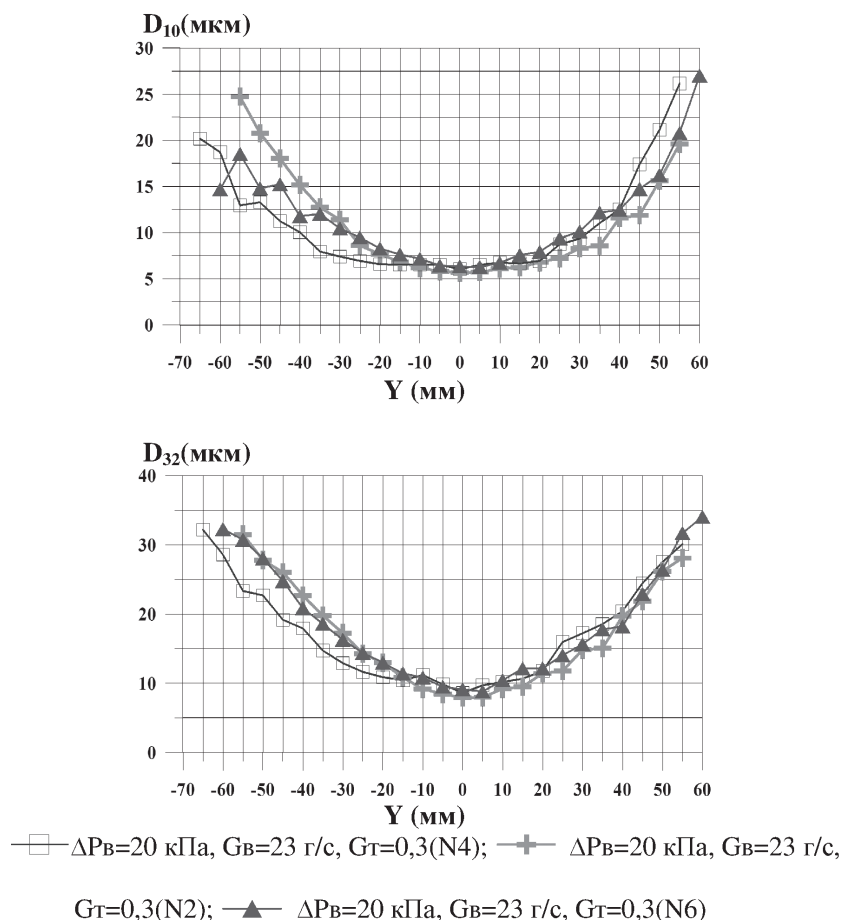


Рис. 6. Распределение среднего D_{10} и среднего зауэтеровского D_{32} диаметра частиц топлива в факеле распыла

Графики распределения дисперсных характеристик аэрозоля показывают, 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 различаться по внешней и внутренней поверхностям 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 зависеть от их размеров. Самые крупные частицы будут

обеспечивает равномерное дробление и распределение капель топлива в потоке при моделировании режима распыливания с перепадом давления на фронте $\Delta p_B = 20$ кПа, который соответствует стандартному значению в 4% потерь полного давления на КС в условиях малого газа.

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 фронтальной плиты до первого ряда основных отверстий. Но можно сказать, что полученные значения скоростей за горелкой обеспечат приемлемый диапазон устойчивой работы, а достаточная мелкость распыливания обеспечит уверенный запуск КС. Максимальная объемная концентрация топлива, как и следовало ожидать, получена при работе всех шести каналов подачи топлива (N6).

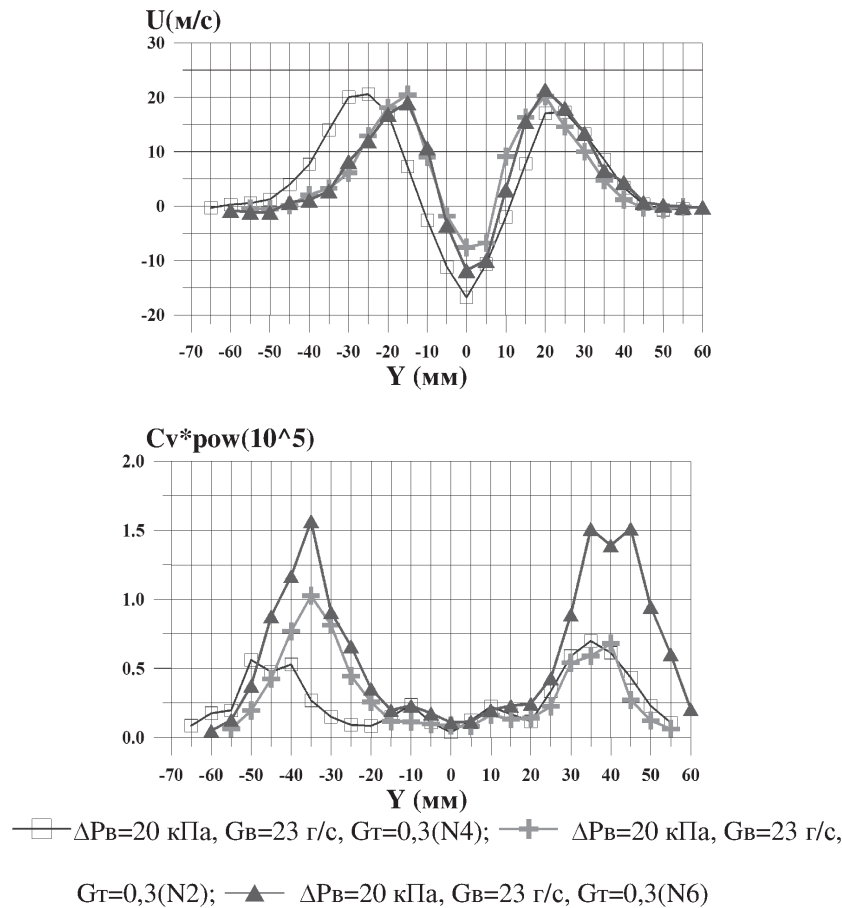


Рис. 7. Распределение осевой скорости воздуха по мелким (5 мкм) частицам за фронтным модулем и объемной концентрации топлива по диаметру факела распыла

Таким образом, в процессе экспериментальных исследований показано, что увеличение интенсивности закрутки воздуха позволяет повысить степень гомогенизации смеси (улучшить распыл и перемешивание топлива с воздухом). Для процесса пневматического дробления важно иметь равномерный высокоскоростной поток закрученного воздуха, при низкой скорости подачи топлива в него, что и достигнуто в устройстве. Распад топливной пленки происходит в несколько этапов: срыв капель с поверхности пленки, дробление пленки на распыливающей кромке, срыв топлива с поперечной перекладки в центральном канале, дробление отдельных крупных капель в районе сопла устройства. Графики (рис. 6 и 7) показывают эффективность процесса массопереноса частиц топлива в закрученном потоке при правильном подборе соотношения компонентов, точек впрыска и способа распыла.

Для подтверждения работоспособности фронтного модуля с пневмораспылом топлива были проведены огневые испытания при повышенных давлениях среды. Для отработки устойчивости горения был выбран модельный вариант прямоугольного трехгорелочного отсека КС с перфорированным охлаждением стенок жаровой трубы. Испытания про-

водились на стенде ЦИАМ при $p_k = 0,5$ МПа и $T_k = 680$ К на входе в камеру сгорания. Распределение воздуха в объеме жаровой трубы было выбрано следующее: 40% шло на охлаждение, а 60% поступало на три горелки, установленные во фронтной плите.

По результатам огневых испытаний получены пусковые и срывные характеристики экспериментальной КС с разработанными фронтными модулями при $H = 0$, $M = 0$. Получены точки воспламенения смеси при $\alpha_{жт} = 1,4$. Пределы устойчивого горения на режиме малого газа при $T_k = 682$ К и $p_k = 0,53$ МПа соответствуют $\alpha_{жт} = 4,5$.

Выводы

В результате проведенных экспериментальных исследований разработанного устройства с применением предложенного метода подготовки было установлено:

1. Эффективность процесса дробления и перемешивания топлива в закрученном потоке зависит от способа взаимодействия потоков топлива и воздуха. Добиться равномерного распределения топлива можно при вводе обтекателей или установке до-

полнительного блока завихрителей, что улучшит процесс смесеобразования.

2. Наиболее равномерный и монодисперсный поток распыливания обеспечивается за фронтовым устройством с многостадийным пневматическим распыливанием топлива.

3. Метод подготовки топливовоздушной смеси обеспечивает формирование равномерного аэрозоля с углом распыла 90° и средним заутеровским диаметром капель по факелу 23 мкм, что позволит равномерно испарить капли и добиться гомогенного фронта пламени.

Таким образом, при огневых испытаниях фронтовое устройство в трехгорелочном отсеке КС с применением предложенного метода подготовки смеси подтвердило свою работоспособность и обеспечило запуск и устойчивую работу камеры сгорания в диапазоне от $\alpha_{\text{жт}} = 1,4$ до $\alpha_{\text{жт}} = 4,5$.

Библиографический список

1. ICAO Engine Exhaust Emissions Databank, edition 2016. URL: <https://www.easa.europa.eu/document-library/icao-aircraft-engine-emissions-databank#5>
2. Кузнецов В.Р., Сабельников В.А. Турбулентность и горение. — М.: Наука, 1986. — 288 с.
3. Охрана окружающей среды. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. — Монреаль, Канада. Международная Организация Гражданской Авиации. 2008. Т. 2. Эмиссия авиационных двигателей. — 93 с.
4. Chang Clarence T., Lee Chi-Ming, Herbon John T. and Kramer Stephen K. NASA Environmentally Responsible Aviation Project Develops Next-Generation Low-Emission Combustor Technologies (Phase I) // Journal of Aeronautics & Aerospace Engineering, 2013. Vol. 2. Issue 4, pp. 132 — 147.
5. Li et al. Patent No. US 7,762,073 B2. Jul. 27, 2010.
6. 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, pp. 75 — 92.
7. Mongia H.C. TAPS-A 4th Generation Propulsion Combustor Technology for Low Emissions // AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition, July 2003 -2657. — Dayton, Ohio, AIAA Paper 2003, pp. 167-189.
 8. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД: Пер. с англ. — М.: Мир, 1986. — 566 с.
 9. Силуянова М.В., Челябин О.Г. Применение альтернативных топлив в авиационных газотурбинных двигателях // Труды МАИ. 2016. № 87. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=69695>
 10. Baessler Stefan, Mosl Klaus G., Sattelmayer Thomas. NOx emissions of a premixed partially vaporized kerosene spray flame. // Proceedings of ASME Turbo Expo, May 8-11, 2006, Barcelona, Spain. Paper GT2006-902482003, pp. 114-128.
 11. Ланский А.М., Лукачев С.В., Коломзаров О.В. Тенденции изменения геометрических размеров и интегральных параметров камер сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 3. С. 47-57.
 12. Новиков И.Н., Абросимова Е.А. Разработка обобщенной математической модели расчета и проектирования камер сгорания вихревого противоточного типа // Труды МАИ. 2014. № 78. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=53709>
 13. Васильев А.Ю., Челябин О.Г., Захаров В.М., Маслов В.П. Особенности подготовки керосино-воздушной смеси в камере сгорания ГТД с низкой эмиссией NO_x // Сборник тезисов докладов XV Минского международного форума по тепло- и массообмену, Минск 23-26 мая 2016. Т. 2. С. 48-51.
 14. Васильев А.Ю., Челябин О.Г., Ягодкин В.И. Разработка и исследование пневматической форсунки применительно к малоэмиссионной камере сгорания перспективного ГТД // Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей: Труды VII Всероссийской научно-технической конференции. Самара: СГАУ, 2011. № 5 (29). С. 65-71.

PNEUMATIC METHOD FOR UNIFORM AIR-FUEL MIXTURE PREPARATION IN GTE COMBUSTOR

Siluyanova M.V.* , Chelebyan O.G.**

Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia

* e-mail: dc2mati@yandex.ru

** e-mail: oganes441@gmail.com

Abstract

The main objective of the research, aimed at developing combustors for civil aviation, consists in

ensuring competitive level of engines emission characteristics. The presented work is dedicated to the development of technology for uniform air-fuel mixture

preparation in the flame tube head with respect to aircraft combustion chamber.

Gas turbine engine aggregate characteristic guarantee, such as reliable start-up, wide range of stable operation, fuel combustion efficiency and low noxious emission depend in particular on combustor reliable operation. The researches in this field for the most part are agreed herein that achieving high-level of the above said characteristics in the combustor is stipulated, not after all the others, by liquid fuel crushing process quality and its preliminary mixing with air in the flame tube head. It is known that combustion of previously prepared homogeneous air-fuel mixture in model heat generators allows obtain low outlet noxious emission. However, real GTE combustor has no place or the time for such preparation. It stands to reason, that it is necessary the employ the available space and the residence time maximally to direct the air-fuel mixture characteristics drift towards a homogeneous composition.

This work presents the results of the designed flame tube head with liquid fuel pneumatic atomizer for low-emission combustor. The paper describes the air-fuel uniform mixture preparation technique in the flame tube head with fine-dispersed spray in swirl flow conditions.

Autonomous tests of the developed the flame tube head have been conducted. In the course of these tests the main characteristics of the air-fuel spray formed after burner by a non-contact laser diagnostics method in open space conditions were studied. According to the results of cold tests, the average Zauter diameter of the fuel droplets in the idle mode is about 23 microns. The wide and intense backflow zone is formed near the device axis. To test the developed device and method of air-fuel mixture preparation, fire tests in the model three-burner compartment under high-pressure environment were carried out. The ignition and blowout points under earth conditions have been obtained as the result of tests conducted. The efficiency of lean air-fuel mixture combustion technology has been confirmed.

Keyword: front module, pneumatic method, air-fuel mixture, atomizer, crushing, spray.

References

1. ICAO Engine Exhaust Emissions Databank, edition 2016, available at: <https://www.easa.europa.eu/document-library/icao-aircraft-engine-emissions-databank#5>
2. Kuznetsov V.R., Sabel'nikov V.A. *Turbulence and combustion*, Hemisphere publishing corporation. New York, Washington, Philadelphia, London, 1990, 362 p.
3. *Environmental Protection. Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation*, Monreal, Kanada, ICAO, 2011. Vol. 2, 93 p.
4. Chang Clarence T., Lee Chi-Ming, Herbon John T. and Kramer Stephen K. NASA Environmentally Responsible Aviation Project Develops Next-Generation Low-Emission Combustor Technologies (Phase I). *Journal of Aeronautics & Aerospace Engineering*, 2013. Vol. 2. Issue 4, pp. 132 – 147.
5. Li et al. *Patent No. US 7,762,073 B2*. Jul. 27, 2010.
6. 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, pp. 75-92.
7. Mongia H.C. TAPS—A 4th Generation Propulsion Combustor Technology for Low Emissions. *AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition, July 2003 -2657*. - Dayton, Ohio, AIAA Paper 2003, pp. 167 – 189.
8. Lefebvre A.H., Ballal D.R. *Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions*. Third Edition. CRC Press, 2010. 538 p.
9. Siluyanova M.V., Chelebyan O.G. *Trudy MAI*, 2016, no. 87, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=69695>
10. Baessler Stefan, Mosl Klaus G., Sattelmayer Thomas. NOx emissions of a premixed partially vaporized kerosene spray flame. *Proceedings of ASME Turbo Expo*, May 8-11 2006, Barcelona, Spain. Paper GT2006-90248, pp. 114-128.
11. Lanskii A.M., Lukachev S.V., Kolomzarov O.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 3, pp. 47-57.
12. Novikov I.N., Abrosimova E.A. *Trudy MAI*, 2014, № 78, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=53709>
13. Vasil'ev A.Yu., Chelebyan O.G., Zakharov V.M., Maslov V.P. *XV Minskii mezhdunarodnyi forum po teplo- i massoobmenu, Sbornik tezisov dokladov*, Minsk 23-26 May 2016, vol. 2, pp. 48-51.
14. Vasil'ev A.Yu., Chelebyan O.G., Yagodkin V.I. *Materialy VII Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Protessy goreniya, teploobmena i ekologiya teplovykh dvigatelei"*. Samara, SGAU, 2011, no. 5 (29), pp. 65-71.