

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МНОГОТОПЛИВНОГО ГОРЕЛОЧНОГО МОДУЛЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТУ

© 2011 М. В. Малыгина

Рыбинская государственная авиационная технологическая академия имени П.А. Соловьёва

Представлены результаты исследований рабочего процесса многотопливного горелочного модуля, формирующего первичную зону горения камеры сгорания ГТУ. Найдены соотношения расходов воздуха через контуры закручивающих устройств, обеспечивающие требуемое распределение коэффициента избытка воздуха по объему зон предварительного смешения. Определен угол закрутки потока воздуха, обеспечивающий компромисс противоречивых факторов, таких как величина гидравлических потерь и объем приосевой зоны обратных токов, определяющий условия стабилизации пламени при горении бедных смесей ($\alpha > 1,5$).

Камера сгорания, горелочный модуль, исследование, расчет, моделирование.

Введение

Развитие авиационных и наземных двигателей направлено на повышение их термического КПД за счет форсирования параметров газа по давлению и температуре на выходе из камеры сгорания. В настоящее время для двигателей наземного применения освоена температура на входе в турбину 1600-1700К. Развиваются проекты высокотемпературных камер сгорания для гражданских авиационных двигателей и стационарных энергокомплексов с температурой на входе в турбину до 2150К. Тенденции развития энергетики приводят к разработке малотоксичных камер сгорания, которые наряду с высокими экономическими и эксплуатационными показателями должны соответствовать жестким требованиям по выбросам загрязняющих атмосферу веществ (оксидов азота, продуктов неполного сгорания, монооксида углерода, дыма) в широком диапазоне изменения режимных параметров. Ведущие компании, такие как GE, Siemens, Alstom, предлагают газотурбинные установки, обеспечивающие уровень выбросов NO_x и CO меньше 25 ppm [4].

Анализ развития мировой энергетики показывает, что наиболее конкурентоспособными являются ГТУ, работающие на нескольких видах жидкого и газообразного топлива, позволяющие осуществлять переход с основного вида топлива на резервное без останова и снижения мощности, в том числе при возникновении аварийных ситуаций. Это становится возможным за счет примене-

ния многотопливных конструкций горелочных устройств, формирующих зону горения. Создание высокоэффективных горелочных модулей требует подробного изучения фундаментальных составляющих горения в закрученном течении.

В работе предложена противоточная схема течения рабочего тела в объеме горелочного модуля. Преимущества рабочего процесса таких устройств, а также характерные особенности конструкции исследованы и приведены в работах [1-3].

Известные и вновь полученные результаты показывают, что организация аэродинамического противотока при движении диафрагмированного закрученного течения в ограниченных каналах позволяет организовать естественное конвективное охлаждение теплонагруженных элементов горелочного модуля, повысить качество смешения за счет увеличения времени пребывания элементарных объемов топливоздушнoй смеси в зоне смешения. Это обусловлено тем, что подаваемый расход газа дважды перемещается в осевом направлении горелочного модуля вначале в составе свободного вихря, а затем в приосевом вынужденном. Кроме того, он участвует во вращательном движении потока в целом и в процессах крупномасштабного массопереноса через границу раздела вихрей, обусловленного наличием вторичных вихревых структур и процессии ядра потока.

Особенности противоточных закрученных течений вызывают интерес к исследованию процессов горения в них. Это является

одним из основных направлений повышения эффективности рабочего процесса энергетических машин и в первую очередь теплонапряженности в зоне горения, определяемой количеством энергии, выделяющейся в форме тепла.

1. Численное моделирование термогазодинамики и горения в противоточном горелочном модуле

1.1. Постановка задач и метод численного исследования

Конструктивная схема многотопливного горелочного модуля представлена на рис. 1. Она включает противоточную смесительную камеру, двухконтурное закручивающее устройство, системы подачи жидкого (керосин, дизельное топливо) и газообразного (природный газ, синтез-газ) топлив. Горелочный модуль рассчитан на сжигание основного топлива природного газа и резервного дизельного и синтез-газа.

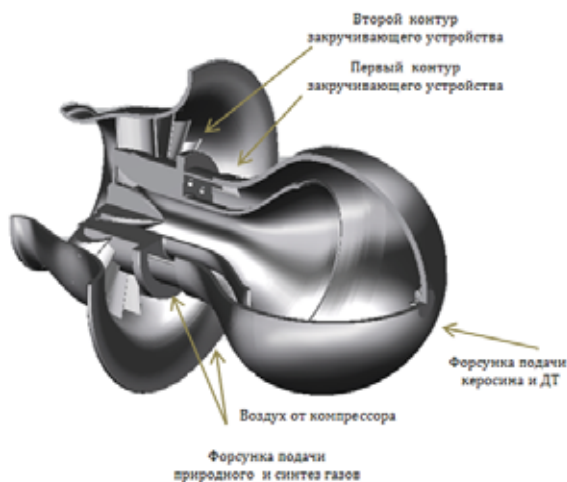


Рис.1. Конструктивная схема многотопливного противоточного горелочного модуля

Одной из основных задач, решаемой конструктором в процессе проектирования горелочного модуля камеры сгорания, является организация условий эффективной гомогенизации топливовоздушной смеси с учетом требований по минимизации потерь полного давления. Для повышения качества смесеобразования требуется увеличение пространственных размеров зоны смешения, турбулизация и закрутка течения, организация противотока, при этом возрастают потери полного давления. Аналитические методы расчета параметров рабочего процесса горелочного модуля не позволяют построить ме-

тодику нахождения разумного компромисса между отмеченными факторами. Поэтому на стадии предварительных оценочных расчетов была решена задача отработки геометрии проточной части в двухмерной постановке, позволившая найти соотношения расходов воздуха через 1 и 2 контуры закручивающих устройств и визуализировать структуру течения.

2D геометрическая модель и расчетная сетка показаны на рис.2. Полученная сеточная модель имеет блочную структуру со сгущением в областях впрыска топливных струй.

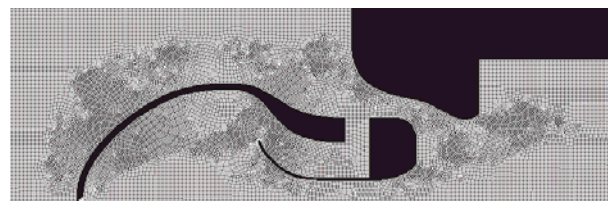


Рис. 2. Расчетная сетка в проточной части противоточного горелочного модуля

Численное моделирование термогазодинамики вязкого газа выполнено с использованием системы уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу в стационарной постановке. Моделирование турбулентного переноса осуществлялось с помощью стандартной $k-\epsilon$ модели турбулентности.

В качестве граничных условий задавались адиабатность стенок расчетной области, условия симметрии относительно оси камеры сгорания, условия Стокса. В качестве начальных условий считались известными полное давление и температура на входе в противоточный горелочный модуль, а также массовые расходы компонентов топливовоздушной смеси, определяющие требуемые значения коэффициента избытка воздуха в зоне горения, полученные из предварительного аналитического расчета и известных рекомендаций. Схема расчетной области с обозначением характерных параметров приведена на рис. 3.

В результате исследований получена зависимость относительного расхода воздуха в характерных зонах смешения G_{e1}/G_{e2} и G_{e2}/G_{e2} от относительного перепада давления на горелочном модуле σ , определен уро-

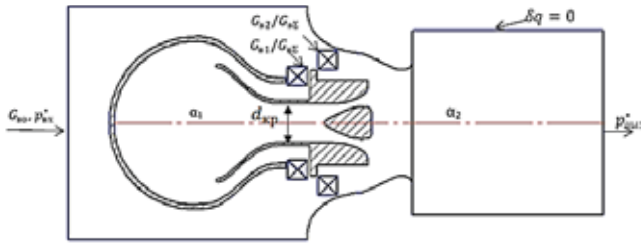


Рис. 3. Схема расчетной области противоточного горелочного модуля

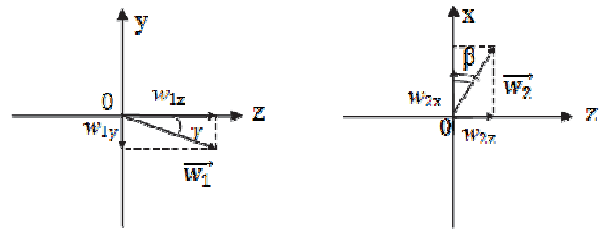


Рис. 4. Ориентация векторов скорости потока w_1 и w_2 на входе в тангенциальное и аксиальное закручивающие устройства:

$\gamma = 15^\circ: w_{1x} = 68 \text{ м/с}; w_{1y} = 0; w_{1z} = -17,6 \text{ м/с}; w_{2x} = 65,7 \text{ м/с};$

$\beta = 15^\circ: w_{2x} = 90 \text{ м/с}; w_{2y} = 86,9 \text{ м/с}; w_{2z} = 23,3 \text{ м/с}; w_{2z} = 0;$

$\beta = 30^\circ: w_{2x} = 90 \text{ м/с}; w_{2y} = 77,9 \text{ м/с}; w_{2z} = 45 \text{ м/с}; w_{2z} = 0;$

$\beta = 45^\circ: w_{2x} = 90 \text{ м/с}; w_{2y} = 68,7 \text{ м/с}; w_{2z} = 68,7 \text{ м/с}; w_{2z} = 0;$

$\beta = 60^\circ: w_{2x} = 90 \text{ м/с}; w_{2y} = 45 \text{ м/с}; w_{2z} = 77,9 \text{ м/с}; w_{2z} = 0.$

вень гидравлических потерь, для оценки которой в литературе принято выражение [5]

$$\sigma = \frac{P_{2k} - P_{1k}}{P_{2k}} \cdot 100\%.$$

Критерием оценки качества смешения в противоточном горелочном модуле выбрано изменение среднеквадратичного отклонения ε его массовой концентрации от среднерасходного значения в каждом сечении:

$$\varepsilon = \sqrt{\frac{\int_F (g_T - \bar{g}_T)^2 \rho w dF}{\int_F \rho w dF}},$$

где $\rho w dF$ – массовый расход топлива через элементарную площадку dF , \bar{g}_T – среднерасходное значение массовой концентрации керосина в данном сечении.

Постановка задачи для изучения смешения учитывает направления скоростей потоков воздуха при их прохождении через тангенциальное и радиальное закручивающие устройства. Рассмотрены случаи с сонаправленной и противоположно направленной закруткой потоков. Угол закрутки в тангенциальном закручивающем устройстве составляет $\alpha = 15^\circ$. Для аксиального закручивающего устройства было выбрано 8 значений угла входа потока: $\beta = \pm 15^\circ, \pm 30^\circ, \pm 45^\circ$ и $\pm 60^\circ$ (где «+» - обозначены углы, формирующие вращение по часовой стрелке, а «-» - против часовой).

Изобразим направления векторов скорости потока w_1 и w_2 при прохождении через тангенциальное и аксиальное закручивающие устройства соответственно (рис. 4).

Результаты исследований. Расчет термогазодинамики течения и горения в ка-

мере сгорания противоточного горелочного устройства позволил оценить качество смешения и воспламенения компонентов топливовоздушной смеси, подобрать оптимальное соотношение расходов воздуха через контуры закручивающих устройств, обеспечивающих требуемое распределение коэффициента избытка воздуха по объемам зон предварительного смешения.

Приведен график зависимости относительных расходов воздуха G_{e1}/G_{e2} и G_{e2}/G_{e2} от относительного перепада давления (рис. 5). С ростом σ наблюдается снижение доли расхода, поступающего через первый контур закручивающего устройства G_{e1}/G_{e2} . Это связано с тем, что в каждой из зон значение путевых гидравлических потерь пропорционально пути движения, проходимому потоком: $\Delta p \sim l \frac{w^2}{2}$. В первой зоне, где организовано противоточное течение, при увеличении перепада давления величина гидравлических потерь при прочих равных условиях возрастает быстрее по сравнению со второй зоной. Это приводит к росту доли расхода воздуха через второй контур закручивающего устройства во вторичную зону смешения.

Анализ позволяет сделать вывод о том, что изменение гидравлики горелочного модуля оказывает слабое влияние на распределение расхода воздуха по зонам. При изменении σ в диапазоне $3\% < \sigma < 6\%$ G_{e1}/G_{e2} изменяется на 0,4% , а G_{e2}/G_{e2} на 0,2%, поэтому их влиянием на неравномерность концентрационного поля можно пренебречь.

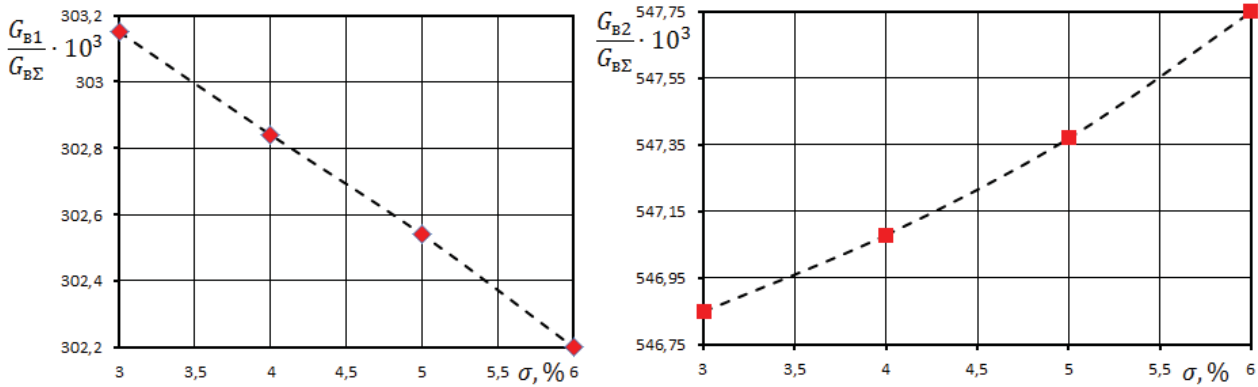


Рис. 5. Зависимость относительного расхода воздуха от относительного перепада давления через два контура закручивающих устройств

Для выбора оптимальной конфигурации аксиального закручивающего устройства построен график (рис. 6), показывающий изменение относительного объема приосевой зоны обратных токов \bar{V} в зависимости от угла β установки лопаток, определяющего направление входа потока воздуха в зону смещения, а также среднеквадратичного отклонения массовой концентрации топлива ϵ при различных β на расстоянии 3, 5 и 7 калибров

от среза выходного сопла противоточного горелочного модуля.

Оценка относительного объема зоны обратных токов выполнена с использованием выражения

$$\bar{V}_{30T} = \frac{V_{30T}}{V},$$

где V – объем проточной части противоточного горелочного модуля, V_{30T} – объем приосевой зоны обратных токов в области стабилизации пламени.

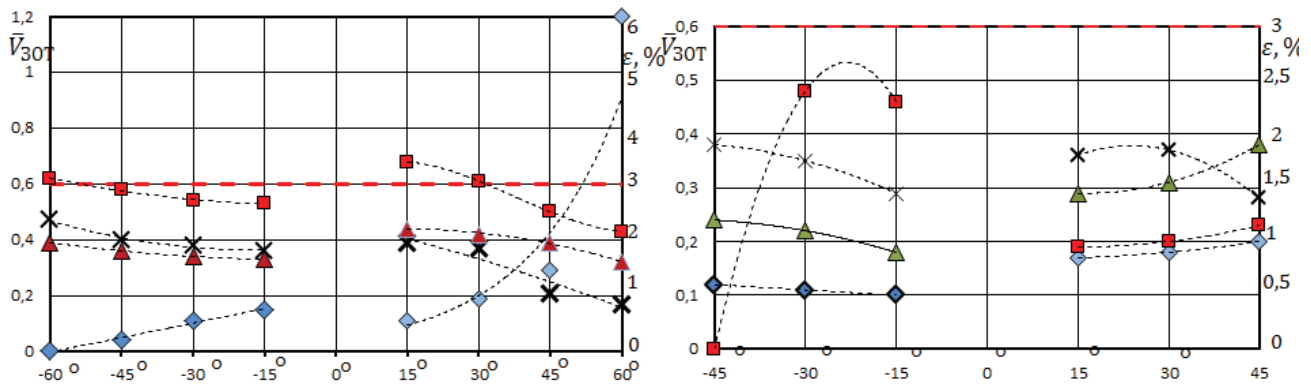


Рис. 6. Зависимость относительного объема приосевой ЗОТ \bar{V} и среднеквадратичного отклонения массовой концентрации топлива в топливоздушной смеси ϵ от угла закрутки β в аксиальном закручивающем устройстве: а - жидкое топливо; б - газообразное топливо;

◆ - график зависимости $\bar{V}(\beta)$; ■ - график зависимости $\epsilon(\beta)$ на расстоянии 3 калибров от среза выходного сопла ВФГМ; ▲ - $\epsilon(\beta)$ на расстоянии 5 калибров; ✕ - $\epsilon(\beta)$ на расстоянии 7 калибров

В зависимости от взаимного направления закрутки потоков (сонаправленно или в противоположном направлении) положение и размер приосевой зоны обратных токов изменяется. При сонаправленной закрутке с увеличением угла происходит возрастание тангенциальной составляющей скорости потока, в результате повышается радиальный градиент скорости и давления, что приводит

к увеличению размеров зоны обратных токов. При угле закрутки 60° граница зоны обратных токов находится вблизи стенок жаровой трубы, что может привести к термическому разрушению конструктивных элементов, ограничивающих зону реакции. Напротив, при противоположно направленной закрутке с ростом угла входа потока происходит уменьшение тангенциальной состав-

ляющей скорости в следе взаимодействия потока, истекающего из зоны смешения, и воздуха, поступающего через второй контур закручивающего устройства, вследствие чего сокращается размер зоны обратных токов. Как видно на рис. 7,а, при $\beta = -60^\circ$ приосевая зона обратных токов практически отсутствует.

Пунктирной линией показан уровень неравномерности концентрации топливовоздушной смеси, соответствующий требованиям, предъявляемым к современным форсуночно-горелочным модулям с предварительным смешением. Видно, что при углах $\beta = -15^\circ, -30^\circ, \pm 45^\circ$ значение среднеквадратичного отклонения массовой концентрации топлива ϵ на расстоянии 3, 5 и 7 калибров от среза выходного сопла противоточного горелочного устройства не превышает 3%.

Анализ результатов численного моделирования позволил определить оптимальные значения угла закрутки потока в двухконтурном закручивающем устройстве, соответствующие $\beta = +45^\circ, -15^\circ$ (для жидкого и газообразного топлив). При этом аксиальное закручивающее устройство с углом закрутки $\beta = -15^\circ$ характеризуется меньшим объемом приосевой зоны обратных токов по сравнению с $\beta = +45^\circ$.

На основании выполненных исследований можно сделать вывод, что наиболее целесообразным с точки зрения стабилизации фронта пламени и смесеобразования является выбор угла закрутки $\beta = -15^\circ$.

На рис. 7 представлено изменение объема зоны обратных токов в зависимости от угла входа потока в двухконтурное закручивающее устройство.

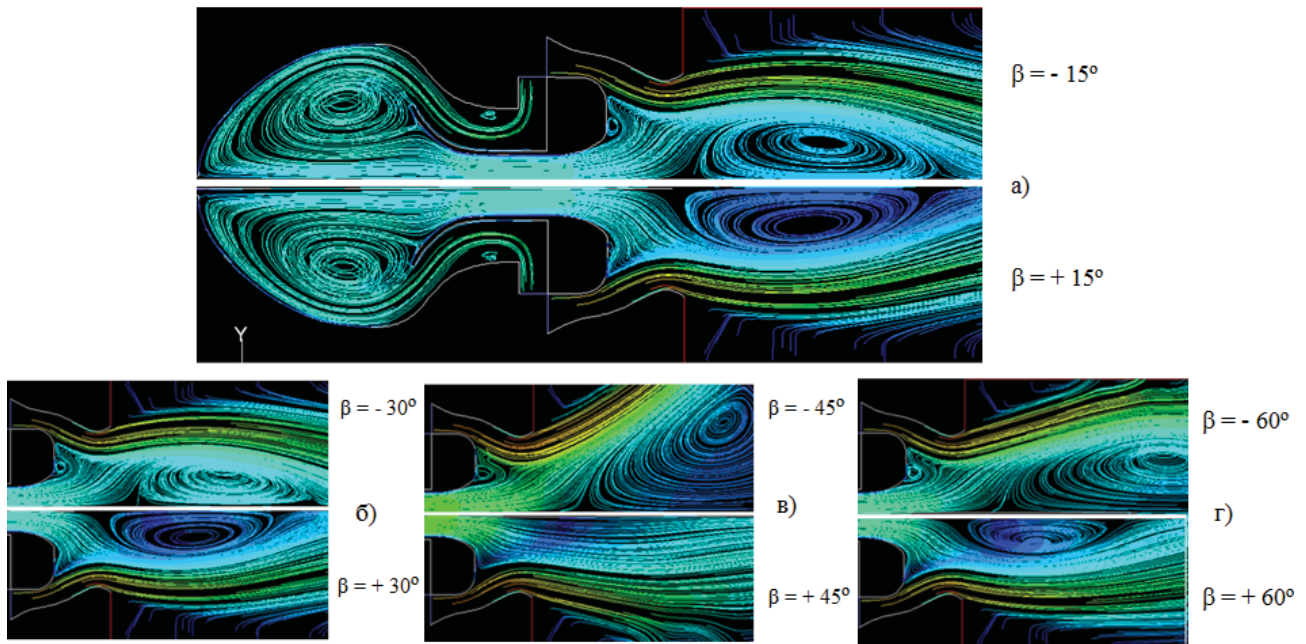


Рис. 7. Линии тока в проточной части горелочного модуля при различных углах закрутки в аксиальном закручивающем устройстве: $\pm 15^\circ$ (а); $\pm 30^\circ$ (б); $\pm 45^\circ$ (в); $\pm 60^\circ$ (г)

На рис. 7, а – в видно, что в области внезапного расширения на выходе из первой зоны смешения образуется устойчивая развитая зона обратных токов, на границах которой осевая компонента вектора скорости потока меняет направление, переходя через нулевое значение, и образуется геометрическое место точек, характеризующихся равенством скорости потока топливовоздушной смеси и скорости турбулентного горения. Это является необходимым и достаточным

условием обеспечения квазистационарного положения турбулентного фронта волны реакции горения.

Выполненные исследования позволили оценить влияние угла закрутки потока на качество смешения при использовании жидкого и газообразного топлив. Зависимость среднеквадратичного отклонения массовой концентрации топлива от гомогенной смеси по длине проточной части представлена на рис. 8 и 9. Длина проточной части выражена

в относительных координатах: $\bar{L} = \frac{L_i}{d_{\text{эгр}}}$, где $d_{\text{эгр}}$ - диаметр цилиндрического участка противоточного горелочного модуля. Видно, что в результате конвективного массообмена поток воздуха и топлива в условиях аэродинамического противотока течения в вихревой камере, среднеквадратичное отклонение массовой концентрации топлива уменьшаются до значений, близких к нулю ($\varepsilon = 0,22\%$ при $\bar{L} = 13$ для жидкого топлива; $\varepsilon = 0,099\%$ при $\bar{L} = 1$ для газообразного топлива), и образуется гомогенизированная топливовоздушная смесь. При подмешивании воздуха из второго контура закручи-

вающегося устройства ($\bar{L} = 14$) наблюдается рост неравномерности концентрации до значения $\varepsilon \approx 5,8\%$. Далее по длине расчетной области происходит размывание струи воздуха, подаваемого во вторую зону, и постепенное снижение среднеквадратичного отклонения концентрации топлива до величины $\varepsilon = 0,55\%$ (жидкое топливо) и $\varepsilon = 1,07\%$ (газообразное топливо) на выходе из расчетной области.

Сопла форсунок жидкой и газообразной фаз разнесены по длине горелочного модуля. Форсунка подачи жидкого топлива установлена на $\bar{L} = 1$, а газообразного на $\bar{L} = 14$.

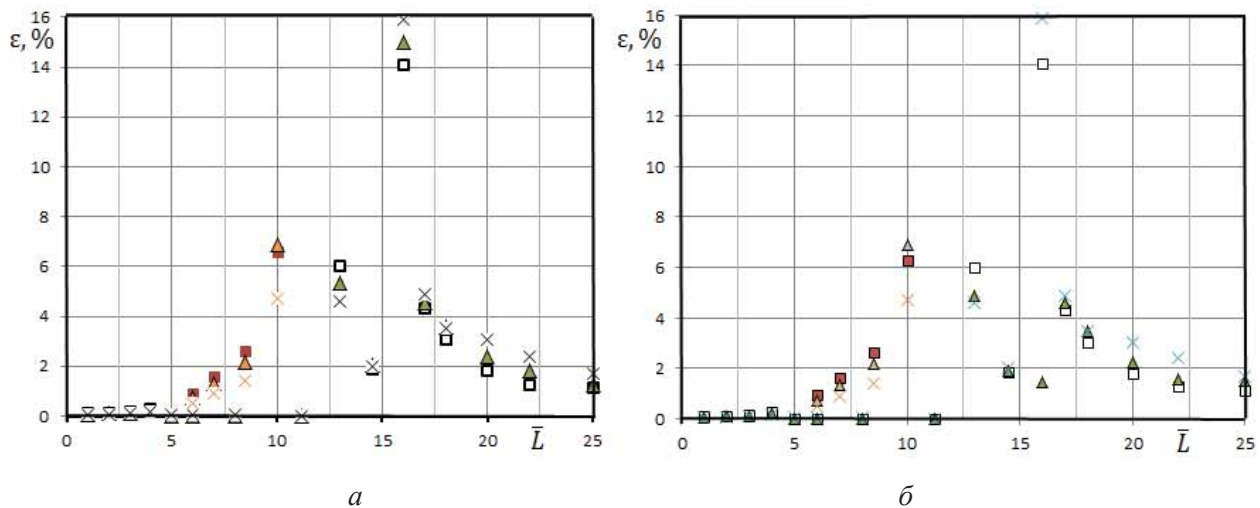


Рис. 8. Зависимости среднеквадратичного отклонения массовой концентрации метана по длине расчетной области для различных углов закрутки:
 а - сонаправленная закрутка; ■: $\beta = 15^\circ$; ▲: 30° ; ▣: 45° ; ●: 60° ;
 б - противоположно направленная закрутка; □: $\beta = -15^\circ$; ▲: -30° ; x: -45° ; ●: -60°

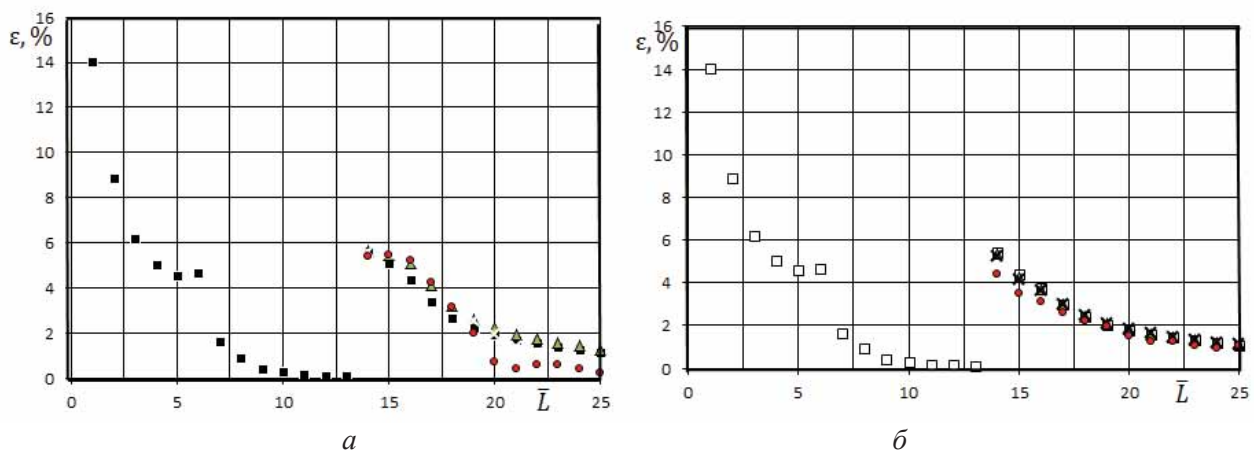


Рис. 9. Зависимости среднеквадратичного отклонения массовой концентрации керосина по длине расчетной области для различных углов закрутки:
 а - сонаправленная закрутка; ■: $\beta = 15^\circ$; ▲: 30° ; ▣: 45° ; ●: 60° ;
 б - противоположно направленная закрутка; □: $\beta = -15^\circ$; ▲: -30° ; x: -45° ; ●: -60°

Полученные результаты позволили спрофилировать геометрию проточной части 3D модели и расчетную сетку (рис. 10).

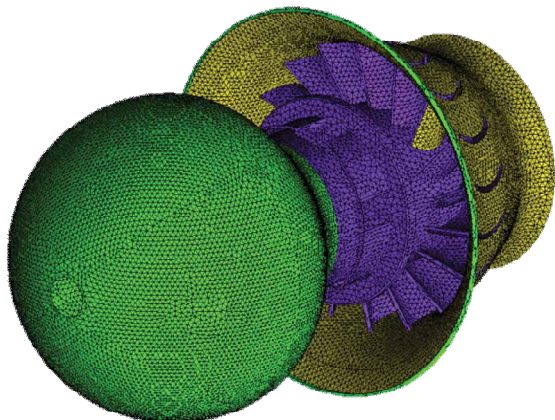


Рис. 10. Расчетная модель горелочного модуля

При организации рабочего процесса горелочного модуля на жидком топливе в качестве граничных условий задавался его расход в виде монодисперсного факела распыла со средним по Заутеру диаметром каплей ≈ 40 мкм. Корневой угол факела распыла выбирался с учетом особенностей газодинамики. Основным условием, определяющим выбор корневого угла, является задача исключения формирования локальных переобогащенных топливом зон вблизи полусферической профилируемой стенки.

Граничные условия представлены в табл. 1.

Для оценки полноты сгорания применялась многоступенчатая кинетическая схема окислительно-восстановительной реакции горения керосина. Кривая выгорания показана на рис. 10. Точки на графике получены осреднением локальных значений полноты сгорания по выбранным сечениям проточной части горелочного модуля на различном удалении от области первоначального инициирования волны реакции.

Анализ представленной зависимости позволяет сделать вывод, что полнота сгорания в противоточном горелочном модуле возрастает от 0 до 0,999 на относительной длине $\bar{L} = 25$. На участке $0 \leq \bar{L} \leq 13$ в объеме проточной части горелочного модуля происходит смешение компонентов топливовоздушной смеси, поэтому $\eta = 0$.

Таблица 1. Граничные условия

Режим работы	Основной	Резервный
Топливо	Природный газ	Керосин, дизельное топливо, синтез-газ
Окислитель	Воздух	Воздух
$\Delta p_{\text{плгу}}, \%$	3	3
$G_{T1}, \text{кг/с}$	1,1	0,24
$G_{T2}, \text{кг/с}$		0,04
$G_{T3}, \text{кг/с}$		0,73
α_1	0,45	3,5
α_2		3
α_3		2,2
$T_{\text{в}}^*$ при $p^* = 0,1 \text{ МПа}$	300	300

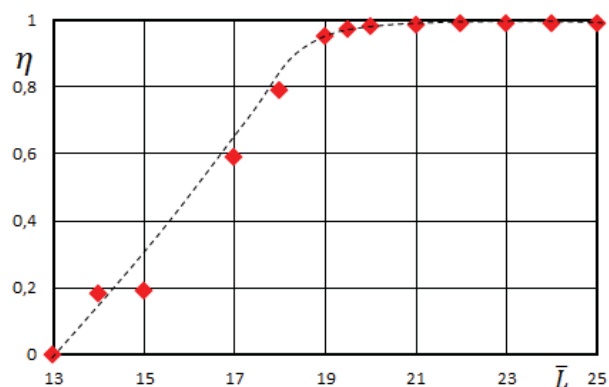


Рис. 11. Полнота сгорания топлива

Затем в области $13 \leq \bar{L} \leq 19$ кривая выгорания практически линейно возрастает от $\eta = 0$ до $\eta = 0,9$, в оставшейся области от $\bar{L} = 19$ до $\bar{L} = 25$ происходит увеличение интегральной полноты сгорания от $\eta = 0,9$ до $\eta = 0,999$.

Анализ результатов численного расчета позволил с учетом выполнения требований по минимуму потерь и устойчивости процесса горения внести уточняющие коррективы в решение задачи профилирования геометрии проточной части противоточного горелочного модуля.

Работа выполнена под руководством д-ра техн. наук, проф. Пиралишвили Ш.А., канд.техн.наук, доц. Гурьянова А.И.

Библиографический список

1. Вихревые горелочные устройства [Текст] / А.И. Гурьянов, О.В. Казанцева, М.В. Медведева [и др.] // Инженерный журнал. – 2005. - № 5. – С. 8 – 15.
2. Пиралишвили, Ш.А. Аэродинамика закрученного потока в вихревых горелках [Текст] / Ш.А. Пиралишвили, Ахмед Мамо Демена, С.М. Хасанов // Авиакосмическое приборостроение. – 2007. – №9. – С. 3 – 8.
3. Пиралишвили, Ш.А. Вихревые горелки с противотоком [Текст] / Ш.А. Пиралишвили // Конверсия в машиностроении – Conversion in machine building of Russia. – 2008. - №1. – С. 11 – 16.
4. Edmonds, G. Ultra-Low NOx Advanced Vortex Combustor Ryan [Text] / G. Edmonds, Robert C. Steele, Joseph T. Williams, Douglas L. Straub, Kent H. Casleton, and Avtar Bining.
5. Steinbach, Ch. Combustion Optimization for the ALSTOM GT13E2 Gas Turbine [Text] / Ch. Steinbach, N. Ulibarri, M. Garay, H. Lübcke, Th. Meeuwissen, K. Haffner, J. Aubry, and D. Kodim.

**NUMERICAL INVESTIGATION MULTIFUEL COMBUSTION
GAS TURBINE COMBUSTION CHAMBER MODULE**

©2011 M. V. Malygina

Rybinsk State Academy of Aviation Technology named after P.A. Solovyev

There are presented the results of multifunctional combustion modules operation process investigation that forms primary combustion zone in gas turbines combustion chambers. There are found air mass flows ratios through contours of the swirling flows that provide air-fuel ratio distribution required in volume of premixing zone. It is defined angle air swirling flow that allows to reach a compromise between a values of hydraulic losses and a volume of paraxial zone of reverse flows that determine flame stabilization conditions in case of “lean” combustion ($\alpha > 1,5$).

Multifunctional combustion modules, combustion chambers, air mass flows, burners, numerical investigation.

Информация об авторах

Малыгина Майя Валерьевна, студентка Рыбинской государственной авиационной технологической академии имени П.А. Соловьева. E-mail: slager89@mail.ru. Область научных интересов: горение углеводородных топлив, снижение эмиссии CO в камерах сгорания и горелочных устройствах.

Malygina Maya Valeryevna, student of Rybinsk State Academy of Aviation Technology named after P.A. Solovyev. E-mail: slager89@mail.ru. Area of research: combustion of hydrocarbon fuels, decreasing CO emission in combustion chambers and burners.