

Исследование формирования температурных полей в камерах сгорания газотурбинных двигателей

© Ю.Б. Александров, И.И. Вафин, Б.Г. Мингазов

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева (КНИТУ — КАИ), 420111, Казань, Россия

Исследована картина течения в жаровой трубе камеры сгорания. Определены основные факторы, влияющие на смешение газовых потоков с вторичным воздухом. Результаты составления аналитических уравнений по расчету смешения позволяют прогнозировать уровень неравномерности температурных полей в камере сгорания при различных конструктивных и режимных параметрах на входе и определять оптимальные соотношения потоков, обеспечивающих минимальный уровень неравномерности температурного поля на выходе из камеры сгорания. Создана расчетная 3D-модель сектора камеры сгорания, на основе которой проанализированы изменения температурного поля на выходе в зависимости от соотношений подаваемого первичного и вторичного воздуха в жаровую трубу. Проведено сопоставление результатов расчета с аналитическими зависимостями и экспериментальными исследованиями.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, камера сгорания, неравномерности температурного поля, численное моделирование

Введение. Одним из сложных вопросов при создании камер сгорания (КС) газотурбинных двигателей (ГТД) является обеспечение равномерных температурных полей на выходе, напрямую связанное с надежностью турбины, что обусловлено характером взаимодействия струй вторичного воздуха с газовым потоком. С одной стороны, требуемые температурные поля в основном достигаются при проведении многочисленных экспериментальных исследований, в результате которых получают эмпирические зависимости, справедливые для конкретных КС [1, 2]. С другой стороны, исследование течения системы поперечных струй в газовом потоке позволяет получить полуэмпирические зависимости и достаточно точно прогнозировать влияние различных параметров на уровень неравномерности температурных полей [1–4].

Для моделирования процессов внутри КС в настоящее время применяют стандартные пакеты вычислительной газодинамики, например Fluent, CFX, FlowVision и др. Использование 3D-моделей дает возможность более точно определить влияние конструкции и режима работы КС на температурные поля. Однако при этом требуется предварительная трудоемкая долговременная подготовка по созданию геометрической модели и генерации расчетной сетки, что усложняет анализ многочисленных конструктивных вариантов [5–7].

Удовлетворительное температурное поле можно получить при правильном выборе глубины проникновения и числа струй, которые образуют локальные зоны перемешивания [8]. В этом случае определение числа и размеров отверстий можно предварительно проводить численными методами, а на окончательном этапе — экспериментально [5].

Применение аналитических расчетных зависимостей по прогнозированию температурных полей на начальной стадии доводки КС сокращает время работ и является актуальным направлением. Цель данной работы — определение уровня температурной неравномерности на выходе из жаровой трубы КС в результате исследования процесса смешения потока газа с вторичным воздухом и сопоставления аналитических результатов с численными и экспериментальными исследованиями. Получение даже приближенных эмпирических зависимостей полезно с точки зрения определения тенденции влияния конструктивных и режимных параметров на неравномерность температурного поля.

Моделирование процесса смешения в камерах сгорания. Исследованию процессов смешения струй с потоком газа посвящено значительное число работ [1, 2, 6, 8, 9]. Однако в них, как правило, отсутствует привязка к условиям протекания процессов в камерах сгорания и не учитываются многочисленные особенности, присущие течению закрученного потока в жаровой трубе. Как известно, в жаровой трубе происходит сложное взаимодействие закрученного газового потока с вторичным воздухом, который разделяется на два потока. Один из них (до 30 %) идет на охлаждение стенок, а другой — на создание необходимых условий для формирования процесса горения и требуемых температурных полей.

В то же время весь вторичный воздух участвует в процессе взаимодействия с закрученным потоком горячих газов, в результате которого формируется поле температур на выходе. Вторичный охлаждающий воздух поступает через относительно мелкие отверстия (щели) и образует пристеночное течение с пленочным охлаждением стенок, а струи воздуха, поступающие через основные отверстия диаметром 12...16 мм, обладают достаточной пробивной способностью и образуют более сложную картину взаимодействия. Можно предположить, что процесс смешения охлаждающего воздуха с газовым потоком имеет пассивный характер вследствие небольших размеров отверстий и малых скоростей пристеночного течения, т. е. процесс смешения определяется лишь взаимной турбулентной диффузией пристеночного воздуха с потоком горячего газа. В то же время струи воздуха, истекающие из основных отверстий, взаимодействуют с потоком горячего газа в результате турбулентного массообмена и ак-

тивного взаимодействия аэродинамических экранов, создаваемых этими струями в потоке. На рис. 1 приведена схема формирования течения и взаимодействия закрученного газового потока с поперечными струями охлаждающего воздуха.

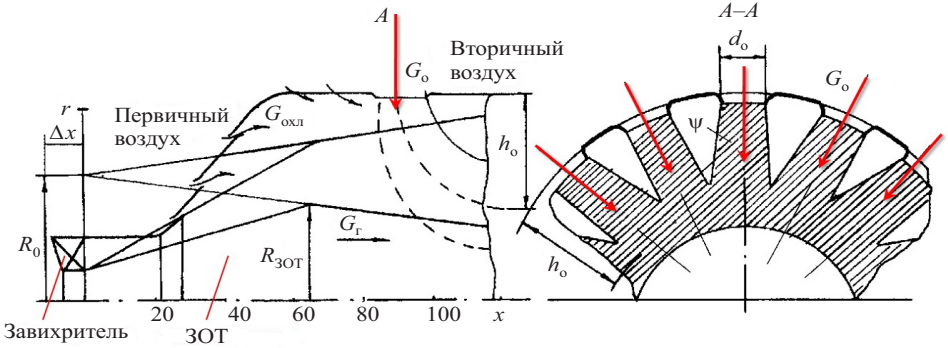


Рис. 1. Схема течения газового потока в камере сгорания (ЗОТ — зона обратных токов)

Следовательно, процесс смешения в жаровой трубе можно условно подразделить на турбулентное и струйное смешение вторичного воздуха с газовым потоком.

На основании изложенного составим уравнение баланса расхода воздуха, смешивающегося с газовым потоком в жаровой трубе:

$$G_{\Gamma i} = G_{\Gamma i-1} + \Delta G_{\text{в.т}i} + \Delta G_{\text{в.с}i}, \quad (1)$$

где $G_{\Gamma i-1}$ — газ, поступивший из предыдущей зоны; $\Delta G_{\text{в.т}i}$ — воздух, поступивший в зону горения в результате турбулентного смешения; $\Delta G_{\text{в.с}i}$ — воздух, поступивший в зону горения в результате струйного смешения.

Для получения аналитических зависимостей введем понятия коэффициентов смешения: коэффициент турбулентного смешения $m_{\text{т}i} = \frac{G_{\text{в.т}i}}{G_{\Gamma i-1}}$, характеризующий смешение вторичного воздуха с газовым потоком в результате турбулентного массообмена; коэффициент струйного смешения $m_{\text{с}i} = \frac{G_{\text{в.с}i}}{G_{\Gamma i-1}}$, характеризующий смешение вторичного воздуха в результате проникновения струй в сносящий поток.

Уравнение баланса расхода газа (1) запишем в следующем виде:

$$G_{\Gamma i} = G_{\Gamma i-1}(1 + m_{\text{т}i} + m_{\text{с}i}). \quad (2)$$

Как следует из уравнения (2), для определения количества воздуха, эжектируемого в зону горения, в i -м сечении необходимо определить коэффициенты m_{ci}, m_{ti} , характеризующие процессы смешения вторичного воздуха с набегающим газовым потоком в жаровой трубе по различным схемам взаимодействия.

Для определения коэффициента m_{ti} , характеризующего процесс турбулентного смешения, можно использовать частное решение уравнения турбулентной диффузии, предложенное Дж.П. Лонгвеллом и адаптированное для условий в жаровой трубе.

Для определения вклада от взаимодействия газового потока с поперечными струями m_{ci} , при котором происходит дополнительное перемешивание вторичного воздуха с потоком газа, предполагается, что количество воздуха струй пропорционально площади газодинамического экрана, образуемого этими струями. Глубина проникновения струй в набегающий поток в i -м сечении определяется из уравнения траектории струи. В работе [10] получены основные зависимости параметров для определения данных величин.

Из уравнения баланса расхода воздуха (2) степень смешения, т. е. относительное количество смешанного вторичного воздуха с газовым потоком на выходе, определяется из уравнения в относительном виде:

$$\frac{G_i}{G_\Sigma} = \frac{G_{\text{фр}}}{G_\Sigma} + \frac{G_{ti}}{G_\Sigma} + \sum_{i=1}^k \frac{G_{ci}}{G_\Sigma}, \quad \frac{G_i}{G_\Sigma} = \bar{F}_{\text{фр}} + m_{ti} + \sum_{i=1}^k m_{ci}, \quad (3)$$

где G_Σ — суммарный расход воздуха через жаровую трубу; $G_{\text{фр}}$ — расход газа из фронтального устройства; k — количество рядов основных отверстий.

Можно предположить, что общая неравномерность температурного поля определяется частью потока в жаровой трубе, не смешанного с вторичным воздухом:

$$\Theta = 1 - \frac{G_i}{G_\Sigma} = 1 - \bar{F}_{\text{фр}} + m_{ti} + \sum_{i=1}^k m_{ci}. \quad (4)$$

Подставляя выражения для коэффициентов смешения в формулу (4), окончательно получаем зависимость для определения температурной неравномерности в жаровой трубе:

$$\Theta = 1 - \bar{F}_{\text{фр}} + A_1 \frac{T_r(x) W_o}{T_o W_r(x)} \frac{F_i(x)}{F_m k} e^k + \sum_{i=1}^n A_2 \frac{d_{oi} n_{oi} h_{oi} (d + h_{oi}(x) \text{tg} \psi / 2) \cos \varphi_i}{F_{mi}}. \quad (5)$$

Согласно допущениям, комплекс k примет следующий вид:

$$k = R_{3OT}^2 / \left(0,003 (1 + \beta \operatorname{tg}^2 \varphi)^{0,5} R_{\text{тр}x} \right),$$

где T_r , W_r — температура и скорость потока, истекающего из фронтального устройства; T_0 , W_0 — температура и скорость вторичного воздуха, истекающего из отверстий; A_1 , A_2 — постоянные коэффициенты для данной камеры сгорания; F_i — площадь отверстий жаровой трубы; F_m — миделева площадь жаровой трубы в i -м сечении; $\bar{F}_{\text{фр}} = F_{\text{фр}} / F_{\Sigma}$ — относительная площадь подвода первичного воздуха через фронт КС; h_{oi} — глубина проникновения струи в поток; d_{oi} , n_{oi} — диаметр и число i -го ряда отверстий; R_{3OT} — наружный радиус ЗОТ за завихрителем; $R_{\text{тр}}$ — радиус (высота) жаровой трубы; β — коэффициент, характеризующий влияние завихрителя (для осевых завихрителей $\beta = 9,6$); φ — угол крутки потока за завихрителем; (x) — параметры, зависящие от длины КС; x — длина КС.

Из анализа зависимости (5) следует, что неравномерность температурных полей сложным образом зависит от многих режимных и конструктивных параметров. Например, увеличение степени раскрытия фронтального устройства, длины камеры, перепада на стенках жаровой трубы, т. е. скорости втекания струй, а также увеличение крутки потока приводят к уменьшению неравномерности Θ .

Численное моделирование и верификация найденной зависимости неравномерности температурного поля. Для проверки найденной зависимости (5) проведено численное моделирование КС НК 16-18СТ. Выполнено несколько 3D-моделей с различными диаметрами отверстий в стенках жаровой трубы в области смешения. Блок КС содержал 136 горелочных устройств, расположенных в два ряда в шахматном порядке. Для упрощения численной модели и сокращения времени расчета был выбран симметричный сегмент КС (1/70 часть кольцевой камеры), содержащий целое горелочное устройство в середине и две половины по бокам (рис. 2). Обоснование упрощения численной модели КС до одного сектора описано в работе [11].

В качестве граничных условий на входе в соответствующих сечениях задавали массовый расход воздуха и метана, на выходе — условие постоянства статического давления. Для воспроизведения закрутки потока, определяемой конструктивными особенностями горелочного устройства, на границах сектора, ограничивающих модельный объем КС, задавали условия периодического подвода [12, 13]. В местах ограничения распространения потока (корпус КС и стенки жаровой трубы) установлены стенки в виде условий непротекания и прилипания.

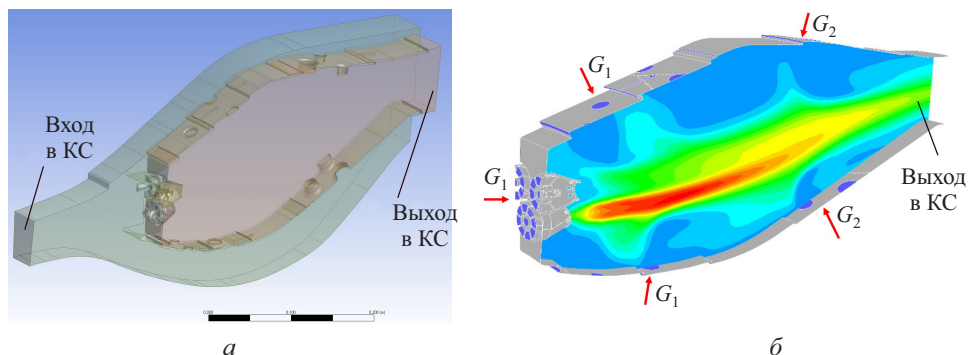


Рис. 2. Внешний вид численной модели сектора КС НК 16-18СТ со схемой подвода и отвода газа:

a — детализированная модель; *б* — сегмент жаровой трубы с распределениями температурных полей в плоскости, проходящей через ось горелки внутреннего ряда

Сеточная модель в расчетной области содержала порядка 3 млн гексаэдральных, клиновидных и тетраэдральных элементов для детализированной модели КС (рис. 2, *a*) и примерно 1,5 млн — для упрощенного сегмента жаровой трубы (рис. 2, *б*). Решение поставленной задачи проводилось средствами программного продукта ANSYS Fluent в идеальном газовом приближении гомогенной среды в рамках стационарной задачи. Моделировались условия номинального режима работы. Теплообмен со стенками не учитывался.

Для описания турбулентного потока во внутрикамерном пространстве использовалась двухпараметрическая модель *RNG k—ε* со стандартной пристеночной функцией. Справедливость применения данной модели турбулентности для адекватного моделирования рабочих процессов в КС описана в работе [14]. Горение моделировалось с позиции совокупности ламинарных очагов пламени в турбулентном потоке для неперемешанных компонентов. В качестве набора химических реакций окисления метана рассматривался механизм *Kee*, учитывающий 18 компонентов смеси и 58 химических реакций. Прогноз эмиссии NO_x в процессе горения не рассматривался. Обработка результатов моделирования проводилась через определенное число итераций расчета и сравнивалась с предыдущими результатами, что обеспечивало оценку степени расхождения результатов с увеличением числа итераций.

Было выполнено несколько модификаций камеры сгорания НК 16-18СТ (полной и упрощенной ее моделей), отличающихся распределением расходов и геометрическими размерами отверстий в жаровой трубе. Каждую модифицированную модель рассчитывали на различных режимах работы КС для построения расчетной зависимости. Расчеты проводились как с включением уравнений химического реагирования горючей смеси, так и без процессов горения, для исследования только смешения двух потоков с заданными температурами га-

за. В основном для распределения воздушных потоков использовалась полная модель камеры сгорания, а для детального исследования процессов смешения — упрощенная модель, содержащая только объем жаровой трубы.

В упрощенной модели, приведенной на рис. 2, б, отдельными граничными условиями выделены вход воздуха в первичную зону G_1 и вход воздуха в зону смешения G_2 . Для исследования только смешения потоков и исключения факторов, влияющих на этот процесс, уравнения модели горения не учитывали, и на вход в первичную зону упрощенного сектора подавался поток воздуха с расходом G_1 и температурой $T_1 = 1700$ К (условно принятая температура горячего газа). В зону смешения подавался поток с расходом G_2 и температурой $T_1 = 727,9$ К (температура за компрессором). Расходы в первичную зону G_1 и зону смешения G_2 определялись из расчета базовой модели камеры сгорания НК 16-18СТ с использованием полной детализированной модели.

Для различных модификаций проанализированы изменения средней температуры и диапазона $T_{\max}-T_{\min}$ в зависимости от относительного расхода. Результаты анализа представлены на рис. 3, 4. Варианты 1–4 выполнялись с горением, варианты 5–8 — только со смешением потоков с разными температурами. Для вариантов 1, 3, 5, 6 проводилось изменение расхода G_2 при неизменных диаметрах отверстий в жаровой трубе КС. Для вариантов 2, 4, 7, 8 диаметры отверстий в зоне смешения были переменными и расход менялся в соответствии с изменением площади и сопротивления на отверстиях жаровой трубы. В вариантах 2, 4, 6, 8 осуществлялось перераспределение воздушных потоков по всей длине жаровой трубы в соответствии с изменением площади и сопротивления на отверстиях в зоне смешения, и эти случаи были наиболее приближены к реальной картине течения потоков в КС.

При анализе данных, приведенных на рис. 3, 4, можно сделать вывод, что при относительном расходе $G_2/G_1 = 0$ (см. рис. 2) для моделей со смешением средняя температура на выходе КС стремится к значению $T_1 = 1700$ К, а при стремлении относительного расхода к бесконечности — к $T_2 = 727,9$ К. В обоих случаях разность между максимальным и минимальным значениями температур стремится к нулю. В этом случае можно сделать вывод, что при относительном расходе G_2/G_1 , равном нулю или бесконечности, температурная неравномерность на выходе из КС отсутствует. Кроме того, наблюдаются близкие зависимости температур от относительного расхода для различных модификаций КС, что свидетельствует об универсальности этого подхода.

На рис. 5, 6 визуально можно наблюдать, как уменьшение и увеличение расхода в зоне смешения G_2 приводит к уменьшению температурной неравномерности. При этом в случае уменьшения расхода G_2

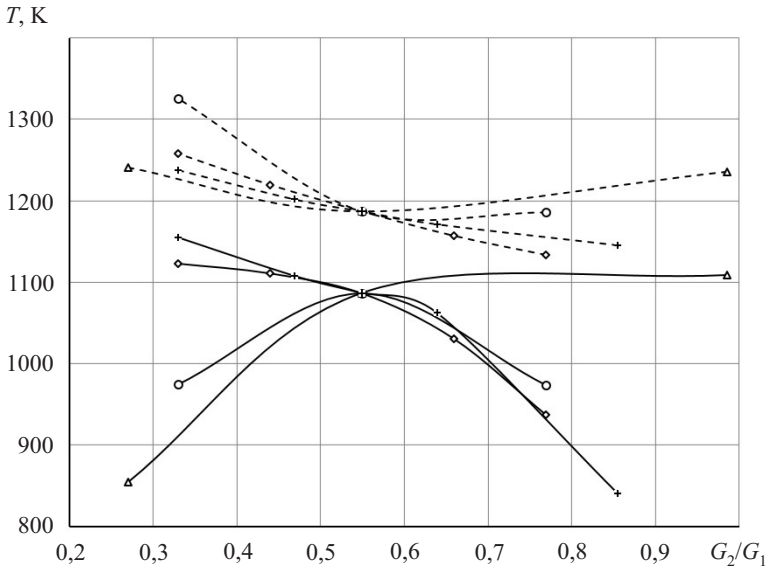


Рис. 3. Зависимость средней температуры (пунктирные линии) на выходе КС и перепада температур $T_{\max}-T_{\min}$ (сплошные) от относительного расхода G_2/G_1 для различных моделей с горением (варианты 1–4):

○ — вариант 1; ▲ — вариант 2; ◇ — вариант 3; + — вариант 4

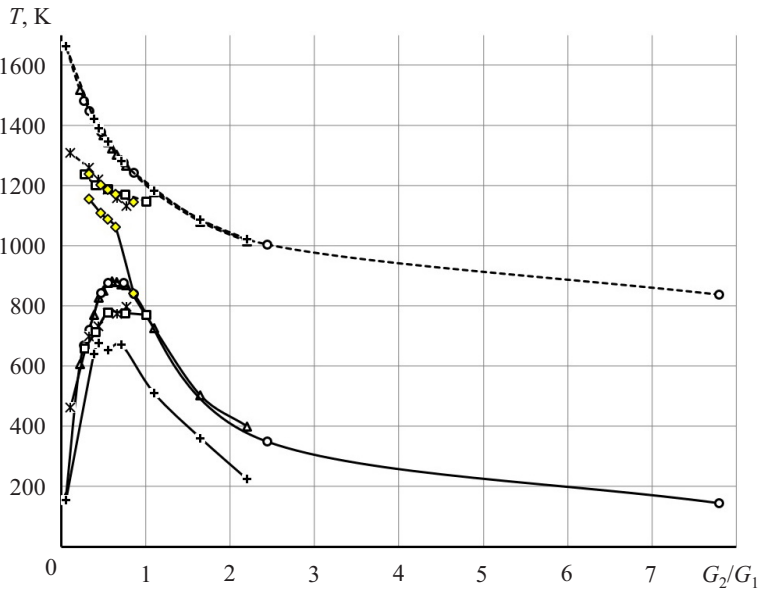


Рис. 4. Зависимость средней температуры (пунктирные линии) на выходе КС и перепада температур $T_{\max}-T_{\min}$ (сплошные) от относительного расхода G_2/G_1 для различных моделей со смешением (варианты 5–8) и горением (вариант 4):

▲ — вариант 5; + — разновидность варианта 5 с убранными щелями для охлаждения стенок жаровой трубы; ○ — вариант 6; × — вариант 7; □ — вариант 8; ◇ — вариант 4 со смешением и горением

относительно G_1 происходит увеличение средней температуры на выходе из КС и приближение ее к максимальной, и, наоборот, увеличение расхода G_2 относительно G_1 приводит к уменьшению средней температуры на выходе КС и приближению ее к температуре на входе в КС.

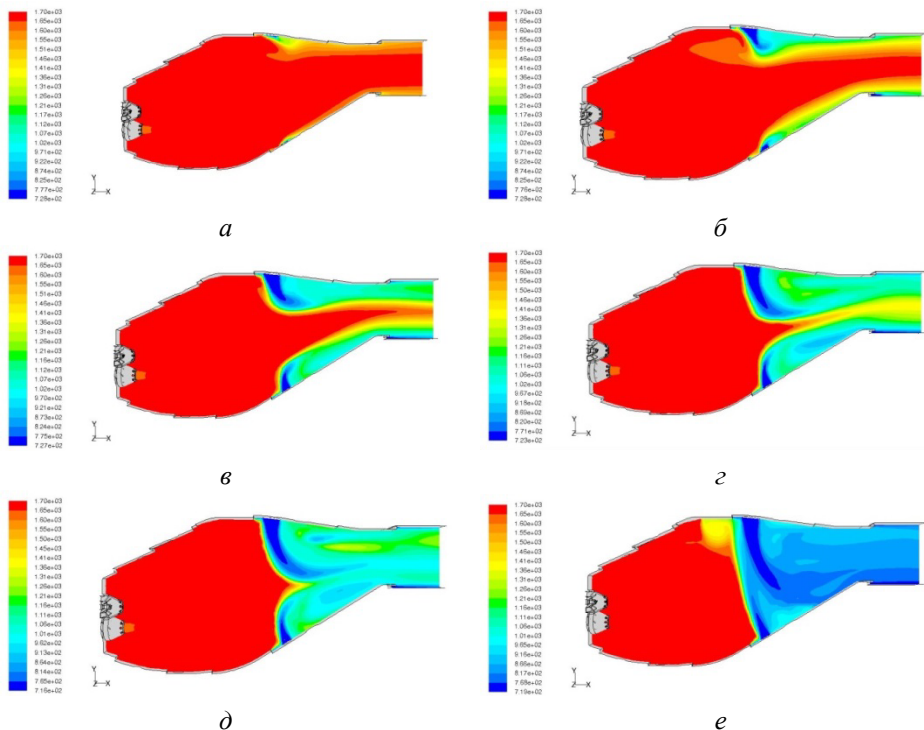


Рис. 5. Контурные заливки по температуре для моделей без горения в плоскости, проходящей через ось горелки внутреннего ряда, изменяется расход вторичного воздуха G_2 :

a — вариант 5, $G_2 = 10\%$ базового варианта; *б* — вариант 5, $G_2 = 40\%$ базового варианта; *в* — вариант 5, базовое распределение расходов; *г* — вариант 5, $G_2 = 200\%$ базового варианта; *д* — вариант 5, $G_2 = 300\%$ базового варианта; *е* — с перераспределением расхода G_2/G_1 по варианту б, $G_2 = 250\%$ базового варианта

Коэффициент неравномерности температурного поля определяли по формуле

$$\Theta = \frac{T_{\max}^* - T_{\min}^*}{T_{\Gamma}^* - T_2^*},$$

где T_{\max}^* — максимальное измеренное значение температуры на выходе из КС; T_{\min}^* — минимальная температура на выходе из КС; T_{Γ}^* — температура потока газа на входе в зону смешения; $T_2^* = T_{\text{к}}^*$ — среднее значение температуры газа на входе в КС.

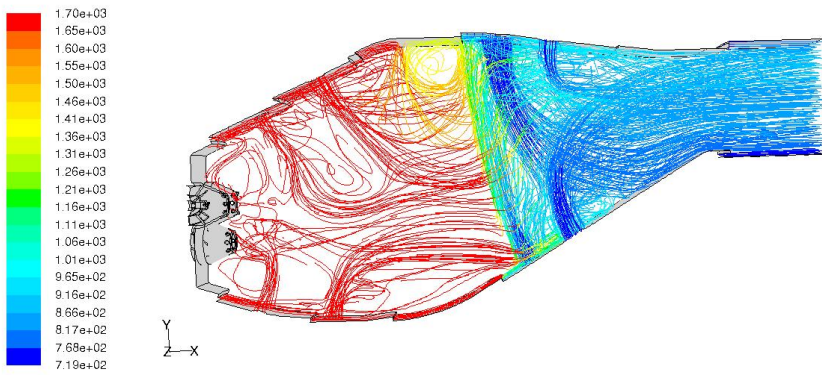


Рис. 6. Структура потока (линии тока) с нанесением цветовой схемы по температуре для варианта с перераспределением расхода (вариант 6), $G_2 = 250\%$ базового варианта

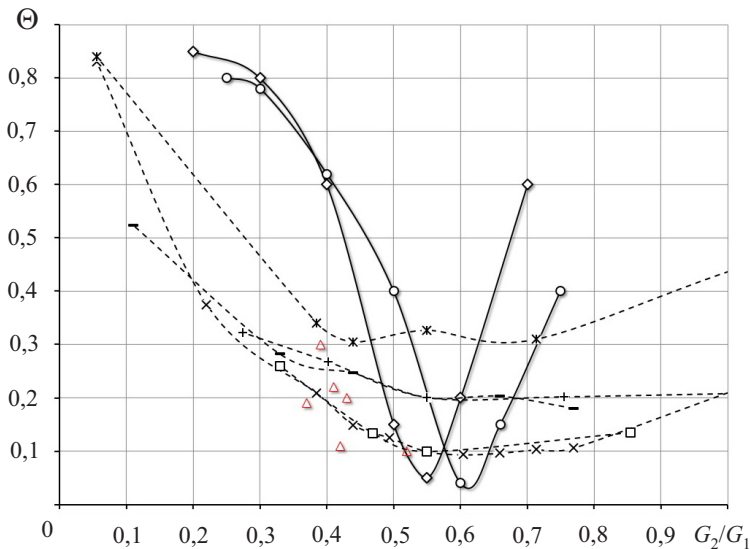


Рис. 7. Изменение температурной неравномерности Θ на выходе из КС в зависимости от относительного расхода в зоне смешения: \diamond — расчетные данные при $W_t/W_o = 0,3$; \circ — расчетные данные при $W_t/W_o = 1$; \times — вариант 5; \star — разновидность варианта 5 с убранными щелями для охлаждения стенок жаровой трубы; \square — вариант 6; — — вариант 7; $+$ — вариант 8; \triangle — экспериментальные данные для НК 16-18СТ [1]

На рис. 7 результаты расчета по различным модификациям КС приведены в виде зависимости температурной неравномерности Θ от относительного расхода G_2/G_1 .

Из анализа графиков, приведенных на рис. 7, следует, что при взаимодействии потока и поперечных струй вторичного воздуха в жаровой трубе существует оптимальное значение соотношения их

расходов, обеспечивающее минимальную температурную неравномерность на выходе. В исследованном варианте конструкции жаровой трубы это соотношение находится в диапазоне значений $G_{\text{в}}/G_{\text{п}} = 0,5 \dots 0,7$. Полученные результаты исследований показывают, что для каждой конструкции КС можно найти оптимальное соотношение расходов первичного $G_{\text{п}}$ и вторичного $G_{\text{в}}$ воздуха, при котором обеспечивается минимальная неравномерность температурного поля на выходе.

Заключение. На основании рассмотрения уравнений турбулентной диффузии в потоке и механизма взаимодействия поперечных струй воздуха с газовым потоком получены аналитические соотношения для расчета процесса смешения вторичного воздуха с газовым потоком в условиях жаровой трубы КС ГТД. Установлена связь процесса смешения с формированием температурных полей, предложены аналитические зависимости для определения температурной неравномерности. Полученные результаты расчета по аналитической зависимости согласуются с результатами 3D-расчетов, выполненных в программе Fluent, а также с экспериментальными исследованиями [10]. Некоторое отличие расчетных данных можно объяснить тем, что они рассчитаны для определенного соотношения скоростей, тогда как расчеты по 3D-модели проведены для широкого диапазона отношений скоростей потока газа и охлаждающего воздуха.

Таким образом, найденные полуэмпирические зависимости являются основой для получения гибридных моделей, сочетающих аналитические зависимости с данными результатов трехмерного компьютерного моделирования. Полученные аналитические зависимости позволяют за относительно короткий промежуток времени прогнозировать неравномерность температурных полей на выходе из КС, которые во многом определяют надежность турбин ГТД.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Абрашкин В.Ю., Юдин П.Е. Поля температур и гидравлические потери в камерах сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*, 2007, № 2, с. 9–14.
- [2] Ланский А.М., Лукачёв С.В., Матвеев С.Г. Особенности формирования полей температуры газа на выходе из камер сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*, 2010, № 1 (21), с. 155–160.
- [3] Лукачёв С.В., Абрашкин В.Ю., Ланский А.М., Матвеев С.Г. Корреляционно-регрессионная модель для оценки окружной неравномерности поля температуры газа на выходе из камер сгорания малоразмерных ГТД. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. ака-*

- демика С.П. Королёва (национального исследовательского университета), 2013, № 3 (41), с. 118–124.
- [4] Григорьев А.В., Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Саливон Н.Д. *Теория камеры сгорания*. Санкт-Петербург, Наука, 2010, 221 с.
- [5] Сипатов А.М., Шилов К.А., Нугуманов А.Д., Абрамчук Т.В. Численная доводка полей температуры газов на выходе из камеры сгорания газотурбинной установки. *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Сер. Аэрокосмическая техника*, 2016, № 46, с. 40–55.
- [6] Пугач К.С. Доводка поля температур на выходе из малоэмиссионной камеры сгорания методами трехмерного моделирования. *Компьютерные исследования и моделирование*, 2014, т. 6, № 6, с. 901–909.
- [7] Костюк В.Е., Кирилаш Е.И., Стасюк А.В., Шеин В.В., Карзов Д.В. Численное моделирование пространственного распределения температуры газа в одnogорелочном секторе камеры сгорания газотурбинного двигателя при неопределенности начальных условий распыливания топлива. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*, 2012, № 2 (33), с. 56–64.
- [8] Дьяченко Д.А. Влияние конструктивных параметров зоны смещения кольцевой камеры сгорания ГТД на неравномерность полей температур на выходе из камеры сгорания. *Вестник МАИ*, 2008, т. 15, № 3, с. 51–54.
- [9] Пеков А.П., Евграшин Ю.Б., Нестеров С.С. Неоднородность параметров течения газа в камере сгорания газотурбинных двигателей. *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Сер. Аэрокосмическая техника*, 2012, № 32, с. 96–115.
- [10] Мингазов Б.Г. *Камеры сгорания газотурбинных двигателей: конструкция, моделирование процессов и расчет*. Казань, Издательство КГТУ, 2006, 219 с.
- [11] Сабирзянов А.Н., Александров Ю.Б., Явкин В.Б. Обоснование уменьшения числа секторов кольцевой камеры сгорания ГТД при моделировании рабочих процессов. *Сб. докл. Междунар. науч.-техн. конф. «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». Ч. 1. Самара, 22–24 июня 2016 г., СГАУ*. Самара, Изд-во СГАУ, 2016, с. 223–224.
- [12] Костюк В.Е., Кирилаш Е.И., Стасюк А.В., Шеин В.В., Карзов Д.В. Расчет поля температуры газа на выходе полноразмерной камеры сгорания ГТД и ее одnogорелочного сектора. *Авиационно-космическая техника и технология*, 2012, № 8 (95), с. 79–85.
- [13] Di Domenico M., Le Clercq P., Rachner M. Numerical Simulations of Unsteady Multi-Phase Flows in an Aero-Engine Like Combustor [Text]. *XX International Symposium on Air Breathing Engines (ISABE-2011). September 12–16, 2011. Göthenburg, Sweden, 2011*, pp. 1–10.
- [14] Сабирзянов А.Н., Явкин В.Б., Александров Ю.Б., Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Моделирование эмиссионных характеристик камер сгорания ГТД. *Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева*, 2014, № 2, с. 62–70.

Статья поступила в редакцию 14.11.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Александров Ю.Б., Вафин И.И., Мингазов Б.Г. Исследование формирования температурных полей в камерах сгорания газотурбинных двигателей. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 1.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-1-1716>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLI Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 24–27 января 2017 г.

Александров Юрий Борисович — канд. хим. наук, доцент кафедры «Реактивные двигатели и энергетические установки» КНИТУ — КАИ им. А.Н. Туполева. Область научных интересов: газодинамика, процессы смешения и горения в камерах сгорания ГТД. e-mail: Alexwischen@rambler.ru

Вафин Ильгиз Ильясович — аспирант кафедры «Реактивные двигатели и энергетические установки» КНИТУ — КАИ им. А.Н. Туполева. Область научных интересов: газодинамика, процессы смешения и горения в камерах сгорания ГТД. e-mail: 89274415294@mail.ru

Мингазов Биал Галавудинович — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Реактивные двигатели и энергетические установки» КНИТУ — КАИ им. А.Н. Туполева. Область научных интересов: газодинамика, процессы смешения и горения в камерах сгорания ГТД. e-mail: BGMingazov@kai.ru

Investigating the formation of temperature patterns in gas turbine engine combustion chambers

© Yu.B. Aleksandrov, I.I. Vafin, B.G. Mingazov

Kazan National Research Technical University
named after A.N. Tupolev — KAI, Kazan, 420111, Russia

The article investigates the flow pattern in the combustion liner of the combustion chamber. We defined the key factors having an impact on mixing the gas flows with the secondary air. The results of the composed analytical equations for the calculation of mixing allowed us to predict the level of the temperature field non-uniformity in the combustion chamber under various design and operating parameters at the inlet and determining the optimum flow ratios ensuring the minimum level of the temperature field non-uniformity at the combustion chamber output. We developed a computed 3D-model of the combustion chamber sector on the basis of which we analyzed the temperature field alterations at the output depending on the ratios between the input primary and secondary air into the combustion liner. The article compares the calculation data with the analytic dependences and experimental research.

Keywords: gas-turbine engine, combustion chamber, temperature field non-uniformity, numerical simulation

REFERENCES

- [1] Abrashkin V.Yu., Yudin P.E. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika S.P. Koroleva — Bulletin of Samara State Aerospace University*, 2007, no. 2, pp. 9–14.
- [2] Lanskiy A.M., Lukachev S.V., Matveev S.G. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika S.P. Koroleva — Bulletin of Samara State Aerospace University*, 2010, no. 1 (21), pp. 155–160.
- [3] Lukachev S.V., Abrashkin V.Yu., Lanskiy A.M., Matveev S.G. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika S. P. Koroleva — Bulletin of Samara State Aerospace University*, 2013, no. 3 (41), pp. 118–124.
- [4] Grigorev A.V., Mitrofanov V.A., Rudakov O.A., Salivon N.D. *Teoriya kamery sgoraniya [Theory of the combustion chamber]*. St. Petersburg, Nauka Publ., 2010, 221 p.
- [5] Sipatov A.M., Shilov K.A., Nugumanov A.D., Abramchuk T.V. *Vestnik Permskogo natsionalnogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika — PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2016, no. 46, pp. 40–55.
- [6] Pugach K.S. *Kompyuternye issledovaniya i modelirovanie — Computer Research and Modeling*, 2014, vol. 6, no. 6, pp. 901–909.
- [7] Kostyuk V.E., Kirilash E.I., Stasyuk A.V., Shein V.V., Karzov D.V. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika S.P. Koroleva — Bulletin of Samara State Aerospace University*, 2012, no. 2 (33), pp. 56–64.
- [8] Dyachenko D.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Bulletin of Moscow Aviation Institute*, 2008, vol. 15, no. 3, pp. 51–54.
- [9] Pekov A.P., Evgrashin Yu.B., Nesterov S.S. *Vestnik Permskogo natsionalnogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika — PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2012, no. 32, pp. 96–115.

- [10] Mingazov B.G. *Kamery sgoraniya gazoturbinykh dvigateley: konstruktsiya, modelirovanie protsessov i raschet* [Gas-turbine engines combustion chambers: design, process modelling and computation]. Kazan, KNRTU Publ., 2006, 219 p.
- [11] Sabirzyanov A.N., Aleksandrov Yu.B., Yavkin V.B. Obosnovanie umensheniya chisla sektorov koltsevoy kamery sgoraniya GTD pri modelirovanii rabochikh protsessov [Argumentation for reducing the number of gas-turbine engine annular combustion chamber sectors when simulating the operating processes]. *Sbornik dokladov Mezhdunarodnoy nauchno-tehnicheskoy konferentsii "Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya". Chast 1. Samara, 22–24 iyunya 2016 g., SGAU* [Proceedings of International scientific and technical conference "Problems and prospects for further development of engine manufacturing". Part 1. Samara, June 22–24, 2016, Samara State Aerospace University]. Samara, SSAU Publ., 2016, pp. 223–224.
- [12] Kostyuk V.E., Kirilash E.I., Stasyuk A.V., Shein V.V., Karzov D.V. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya — Aerospace engineering and technology*, 2012, no. 8 (95), pp. 79–85.
- [13] Di Domenico M., Le Clercq P., Rachner M. Numerical simulations of unsteady multi-phase flows in an aero-engine like combustor. *Proceedings of XX International symposium on air breathing engines (ISABE-2011). September 12–16, 2011*. Gothenburg, Sweden, 2011, pp. 1–10.
- [14] Sabirzyanov A.N., Yavkin V.B., Aleksandrov Yu.B., Markushin A.N., Baklanov A.V. *Vestnik KGTU im. A.N. Tupoleva — Bulletin of Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev*, 2014, no. 2, pp. 62–70.

Aleksandrov Yu.B., Cand. Sc. (Chem.), Assoc. Professor, Department of Jet Engines and Propulsion Machinery, Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI. Research interests include: gas dynamics, mixture and combustion processes in gas-turbine engine combustion chambers. e-mail: Alexwischen@rambler.ru

Vafin I.I., post-graduate, Department of Jet Engines and Propulsion Machinery, Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI. Research interests include: gas dynamics, mixture and combustion processes in gas-turbine engine combustion chambers. e-mail: 89274415294@mail.ru

Mingazov B.G., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of Department of Jet Engines and Propulsion Machinery, Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI. Research interests include: gas dynamics, mixture and combustion processes in gas-turbine engine combustion chambers. e-mail: BGMingazov@kai.ru