

УДК 004.9+621.452.3

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ ПРОПАНА ПРИ ПЕРЕВОДЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД НА ГАЗООБРАЗНОЕ ТОПЛИВО

© 2011 С. Г. Матвеев, А. М. Ланский, М. Ю. Орлов, В. Ю. Абрашкин,
Д. Н. Дмитриев, И. А. Зубрилин, А. В. Семёнов

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

В данной работе рассмотрена возможность применения программного комплекса ANSYS Fluent для моделирования процесса горения пропана при переводе КС малоразмерного ГТД на газообразное топливо. Разработана конструкция топливного коллектора и струйной форсунки с учётом особенностей КС, проведён анализ влияния конструкции горелки на интегральные характеристики изделия. По результатам численного моделирования разработаны рекомендации для практического применения программного пакета ANSYS Fluent для расчётов процессов горения газообразного топлива.

ГТД, малоразмерная КС, математическая модель, аэродинамическая структура, САЕ-системы, ANSYS.

Введение

К современным ГТД предъявляется целый ряд требований, одним из которых является возможность работы на газообразном топливе. Анализ литературных данных показал, что в настоящее время практически отсутствуют рекомендации по применению современных численных методов на базе САЕ-систем для перевода камер сгорания ГТД на газообразное топливо.

Использование эмпирических методов расчёта [1] на основе давно устоявшихся традиционных решений не всегда приводит к желаемым результатам.

Еще более усложняется эта задача для малоразмерных ГТД, что объясняется недостаточным научно-техническим заделом для рассматриваемых камер сгорания (КС). В связи с этим данная проблема является весьма актуальной как в научном, так и в практическом аспектах.

Одним из основных требований при переводе КС ГТД на газообразное топливо является минимальное изменение конструкции изделия, например, замена топливного коллектора и форсунок без изменения геометрии корпуса КС и жаровой трубы.

При переводе на газообразное топливо КС малоразмерных ГТД дополнительно возникает целый ряд проблем по сравнению с полноразмерными:

- значительное ухудшение пусковых, срывных характеристик, полноты сгорания и характеристик выходного поля температуры газа;

- ограниченные размеры для размещения газовых форсунок и топливного коллектора.

Кроме того, как известно [2, 3], камеры сгорания малоразмерных ГТД имеют целый ряд особенностей, связанных с организацией рабочего процесса в них.

В связи с этим целью работы является исследование возможности применения программного комплекса ANSYS Fluent для перевода камер сгорания на газообразное топливо и верификация математической модели расчёта процессов горения пропана для камеры сгорания малоразмерного ГТД на базе обширного экспериментального материала, имеющегося для указанного предмета исследования.

В качестве предмета исследования использовалась камера сгорания малоразмерного ГТД прямооточного типа с расходом воздуха $G_g = 2,1 \text{ кг/с}$ (на взлётном режиме) [2].

Модель КС включает в себя:

- газоздушный тракт центробежного компрессора;
- корпус изделия с жаровой трубой и топливным коллектором;
- выходной участок, изготовленный по рекомендациям [4].

В качестве топлива использовалась пропанобутановая смесь ($C_3H_8 \approx 85\%$, $C_4H_{10} \approx 15\%$).

Математическая модель

Для моделирования сложных пространственных течений, процессов горения и теплообмена в исследуемой КС использовался программный комплекс ANSYS Fluent.

Для описания турбулентности применялась модель переноса Рейнольдсовых напряжений (Renolds Stress Model, RSM). Эта модель использует не предположение об изотропности турбулентной вязкости, а уравнения переноса для Рейнольдсовых напряжений совместно с уравнением для скорости турбулентной диссипации ϵ .

Модель химически реагирующих турбулентных потоков базируется на системе дифференциальных уравнений неразрывности, сохранения количества движения, энергии и переноса химических компонентов смеси. Для потоков с теплообменом или сжатием решается также уравнение сохранения энергии [5, 6]. Расчёт проводился в стационарной постановке, при условии сжимаемости рабочего тела и отсутствия силы тяжести.

При решении задачи переноса химических компонентов локальные значения массовых концентраций каждого компонента Y_i определяются через решение конвективно-диффузионного уравнения для каждого компонента. В данном случае, при решении задачи в стационарной постановке и при отсутствии дисперсной фазы, уравнение сохранения массы i -го компонента принимает следующий вид:

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{u} Y_i) = -\nabla \cdot \mathbf{J}_i + R_i$$

где ρ – плотность потока; \mathbf{u} – скорость потока; Y_i – массовая доля i -го компонен-

та; R_i – величина образования i -го компонента в химических реакциях; \mathbf{J}_i – диффузионный поток i -го компонента.

В турбулентном потоке уравнение диффузии имеет следующий вид:

$$\mathbf{J}_i = - \left(r D_{m,i} + \frac{m_t}{Sc_t} \right) \nabla Y_i - D_{T,i} \frac{\nabla T}{T}$$

где Sc_t – турбулентное число Шмидта, $Sc_t=0,7$; m_t – турбулентная вязкость; $D_{m,i}$ – коэффициент молекулярной диффузии i -го компонента в смеси; $D_{T,i}$ – коэффициент термодиффузии i -го компонента; T – температура потока.

В рамках используемой модели, определяющей турбулентно-химическое взаимодействие, предполагается, что реакции происходят в мелких турбулентных структурах, названных тонкими масштабами. Линейная часть тонких масштабов определяется как

$$x^* = C_x \left(\frac{\nu \epsilon}{k^2} \right)^{1/4},$$

где C_x – константа объёмной части, $C_x=2,138$; ν – кинематическая вязкость; k – массовая плотность турбулентной энергии; ϵ – диссипация турбулентной кинетической энергии.

Объёмная часть тонких масштабов вычисляется как ζ^*3 . Предполагается, что компоненты реагируют в тонких структурах за временной масштаб, вычисляемый:

$$t^* = C_t \left(\frac{\nu}{\epsilon} \right)^{1/2},$$

где C_t – константа временного масштаба.

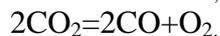
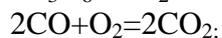
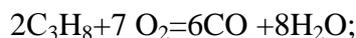
Источниковая компонента R_i в уравнении сохранения для i -го компонента моделируется как

$$R_i = \frac{r(x^*)^2}{t^* [1 - (x^*)^3]} (Y_i^* - Y_i)$$

где Y_i^* – массовая доля компонента в тонком масштабе после реакции, определяемая уравнением Аррениуса за время τ^* .

В модели использовался трёхреакционный кинетический механизм горения

газообразного топлива (на основе пропана), учитывающий процесс разложения диоксида углерода:



Данная схема, все необходимые для корректного расчёта параметры реакции и свойства компонентов заложены в стандартной базе данных ANSYS Fluent.

В качестве граничных условий использованы следующие параметры:

- расход воздуха через КС $G_a = 0,3$ кг/с;

- температура воздуха на входе в КС $T_k^* = 423$ К;

- расход топлива (определялся исходя из обеспечения требуемого значения коэффициента избытка воздуха $\alpha_{кс}$)

$$G_T = \frac{G_a}{\alpha_{кс} L_0};$$

- статическое давление на выходе из КС $P_T = 101,3$ кПа.

Система подачи газообразного топлива

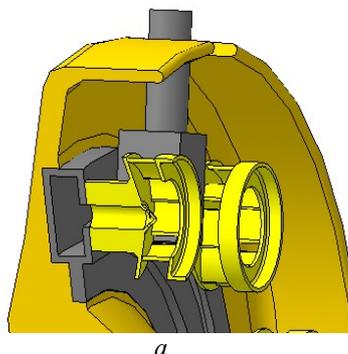
Исходя из конструктивных особенностей исследуемой КС, была разработана виртуальная модель топливного коллектора, имеющего максимально возможные проходные сечения. Общий вид конструкции коллектора с одним из вариантов горелок показан на рис.1.

Для подачи газообразного топлива разработана струйная форсунка. С использованием ANSYS Fluent выбраны основные геометрические размеры (с учётом ограничений, накладываемых конструкцией топливного коллектора и горелки).

На рис.2 показана расчётная неравномерность распределения топлива по форсункам

$$K_T = \frac{q_{T \max} - q_{T \min}}{q_{T \text{ср}}}$$

где $q_{T \max}$, $q_{T \min}$, $q_{T \text{ср}}$ - соответственно максимальный, минимальный и средний значения расхода топлива через форсунки.



а



б

Рис. 1. Коллектор для подачи газообразного топлива: а - 3D - модель коллектора; б - общий вид коллектора в сборе

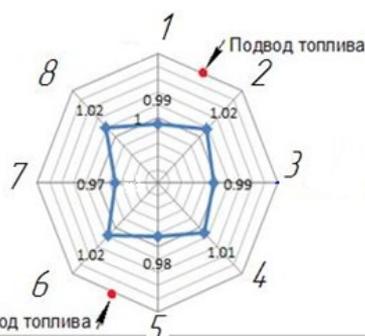


Рис. 2. Неравномерность распределения топлива по форсункам: 1-8 – номер горелки

Разность между максимальным и минимальными значениями расхода топлива через форсунки не превышает $K_T \leq \pm 2\%$, что практически не сказывается на величине окружной неравномерности поля температур газа.

Для исследования влияния конструкции горелки на выходные характеристики КС были выбраны два варианта:

Вариант 1 – на штатную горелку (для работы на жидком топливе) установлен конический насадок с центральным отверстием диаметром 10 мм и 16 боковыми – диаметром 2 мм. Такое устройство позволяет изменять распределение топлива по объёму первичной зоны и, следовательно, приводит к изменению уровня окружной и радиальной неравномерности выходного поля температур.

Вариант 2 – штатная конструкция горелки со струйной форсункой.

Геометрические модели исследуемых вариантов горелок показаны на рис.3.

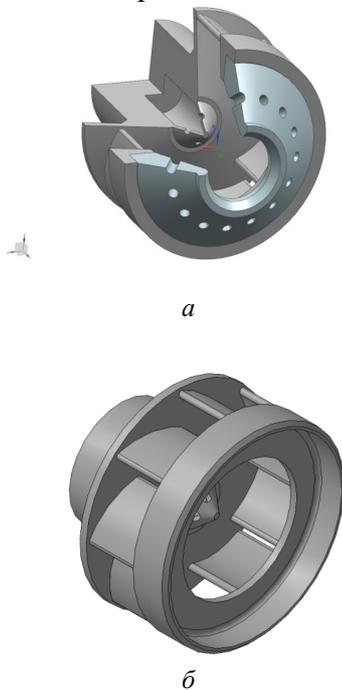


Рис. 3. Модели горелок: а - вариант 1 (горелка с насадкой); б - вариант 2 (штатная)

Результаты расчётно-экспериментальных исследований

Степень совершенства исследуемых вариантов горелок оценивалась по следующим основным характеристикам камеры сгорания:

- уровню окружной и радиальной неравномерностей поля температуры газа в сечении на входе в турбину

(Θ_j^{\max} , Θ_h^{\max});

- срывным характеристикам (только экспериментально);

- полноте сгорания топлива h_{Γ} .

В данной работе для расчёта уровня неравномерности температурного поля использовались следующие характеристики [7, 8]:

$$\Theta_{max} = \frac{T_{\Gamma max}^* - T_{\kappa}^*}{\bar{T}_{\Gamma}^* - T_{\kappa}^*},$$

где Θ_{max} - максимальная неравномерность поля температуры газа; T_{κ}^* - температура воздуха на входе в КС; \bar{T}_{Γ}^* - среднеарифметическая температура по результатам замера; $T_{\Gamma max}^*$ - максимальная температура в поле;

$$\Theta_h^{max} = \frac{\bar{T}_{j max}^* - T_{\kappa}^*}{\bar{T}_{\Gamma}^* - T_{\kappa}^*};$$

Θ_h^{max} - максимальная радиальная неравномерность поля температур; $\bar{T}_{j max}^*$ - максимальная из средних температур в радиальной эпюре;

$$\Theta_{\varphi}^{max} = \frac{T_{\Gamma max}^* - \bar{T}_j^*}{\bar{T}_{\Gamma}^* - T_{\kappa}^*},$$

Θ_{φ}^{max} - максимальная окружная неравномерность поля температур; \bar{T}_j^* - среднеарифметическая температура в поле, где находится $T_{\Gamma max}^*$.

Коэффициент радиальной эпюры

$$K_{pэ} = \frac{\bar{T}_j^*}{\bar{T}_{\Gamma}^*}.$$

Экспериментальные исследования проводились на стенде, схема, анализ точности и основные характеристики которого приведены в [2].

На рис.4 показаны расчётные поля концентрации топлива (без горения) в трёх сечениях (1, 2 и Γ) - по длине камеры сгорания (рис.1).

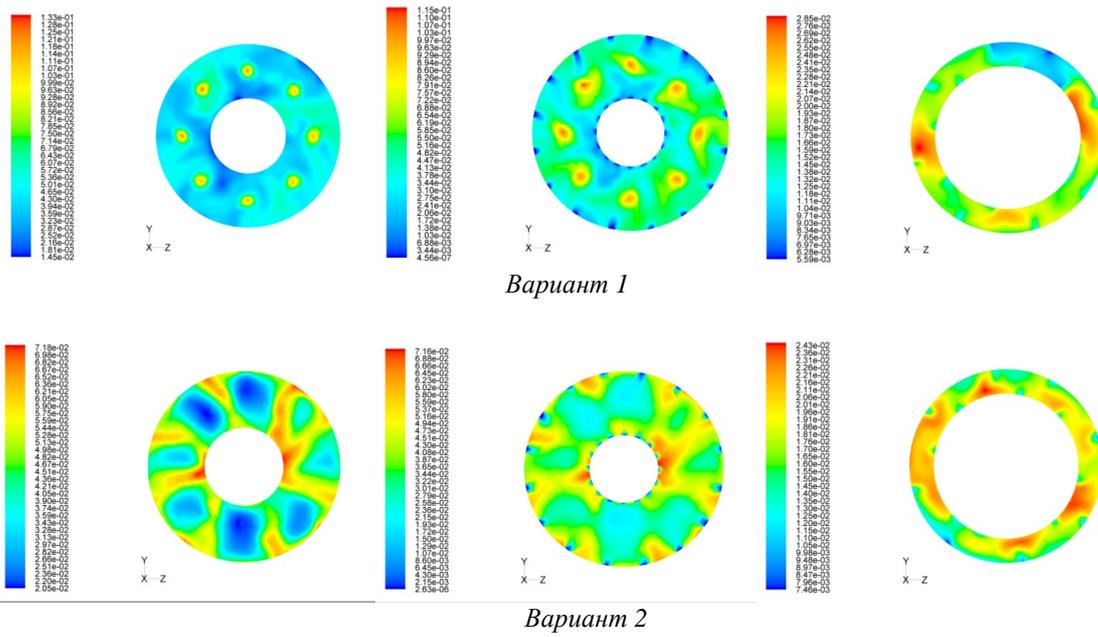


Рис. 4. Поля концентраций топлива при $T_K = 423 \text{ K}$, $I_K = 0.25$, $a_{KC} = 3.5$

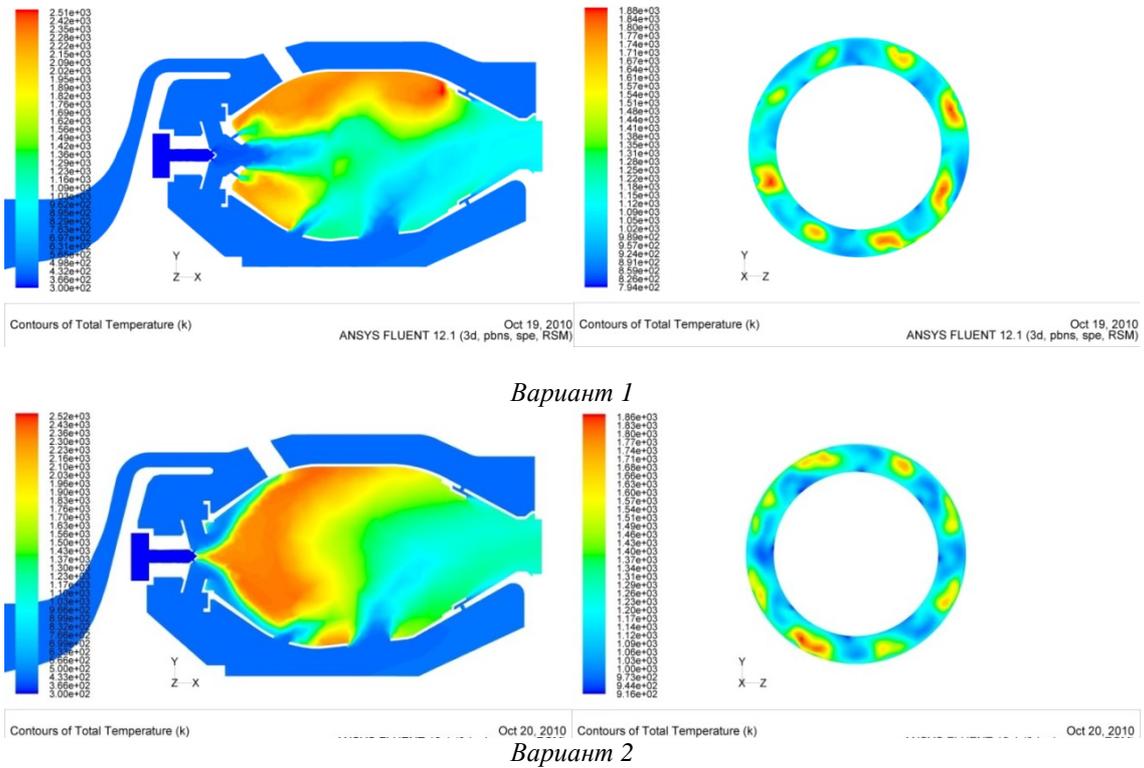


Рис. 5. Результаты расчёта полной температуры при $T_K^* = 423 \text{ K}$, $I_K = 0.25$, $a_{KC} = 3.5$

Первый вариант горелочного устройства даёт большую неравномерность распределения топлива по всем сечениям по сравнению с вариантом 2.

На рис.5 показан контур полной температуры в осевой плоскости горелки и в выходном сечении камеры сгорания для двух вариантов конструкции.

Для сравнения результатов расчётных и экспериментальных исследований по уровню неравномерности температурного поля выходное кольцевое сечение было разбито на кольцевые зоны по ра-

диусам, соответствующим расположению термопар в механизме кругового замера [2].

Далее в каждой кольцевой зоне (шириной равной диаметру термопар) проводилось осреднение полной температуры по площади.

По полученным данным были рассчитаны уровень окружной, радиальной неравномерностей температурного поля и коэффициент радиальной эпюры, которые приведены на рис.6-8.

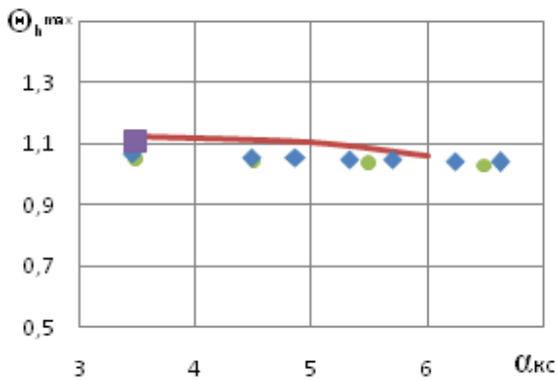


Рис. 6. Радиальная неравномерность поля температур на выходе из КС: ■ - расчёт, вариант № 1; — - расчёт, вариант № 2; ● - эксперимент, вариант № 1; ◆ - эксперимент, вариант № 2

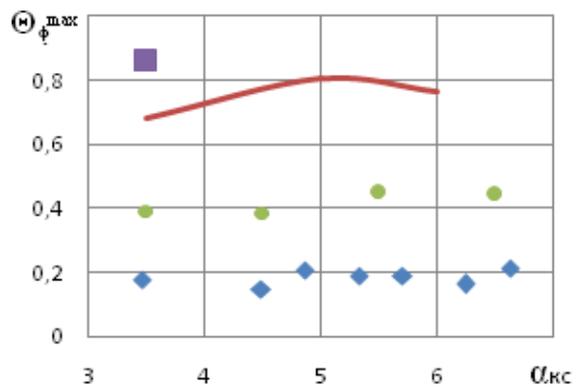
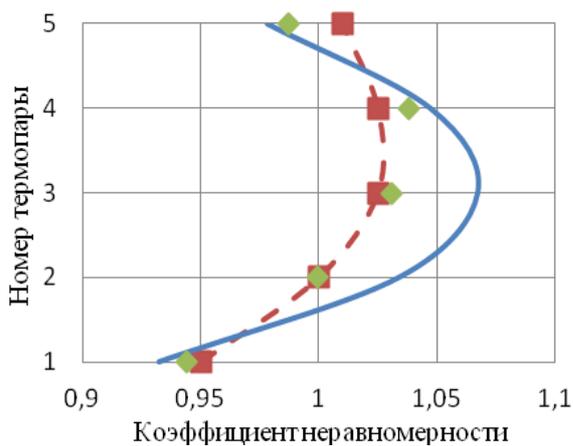
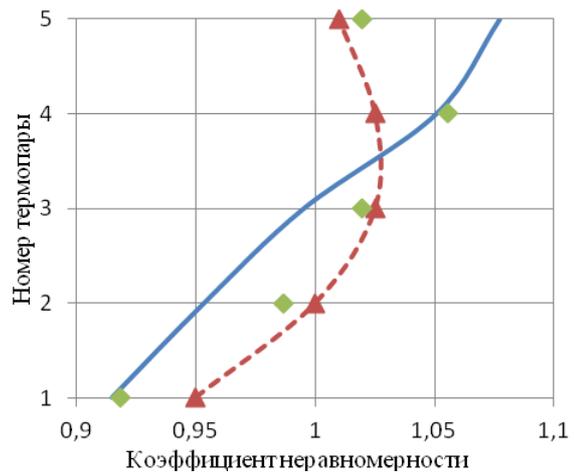


Рис. 7. Окружная неравномерность поля температур на выходе из КС: ■ - расчёт, вариант № 1; — - расчёт, вариант № 2; ● - эксперимент, вариант № 1; ◆ - эксперимент, вариант № 2



а



б

Рис. 8. Сравнение расчётных и экспериментальных данных для исследуемых вариантов горелок: а - вариант 1; б - вариант 2; -▲- - ТЗ; ◆ - эксперимент; — - расчёт

На рис.9 приведены экспериментальные данные по срывным характеристикам для исследуемых вариантов горелок и их сравнение с результатами, полученными для жидкого топлива (керосин РТ) при одной и той же температуре воздуха на входе в КС ($T_K^* = 423 \text{ K}$).

Результаты численного моделирования с использованием программных комплексов типа ANSYS Fluent способствует более глубокому анализу особенностей рабочего процесса в камерах сгорания. Однако для определения полноты сгорания с использованием САЕ-систем необходима точная настройка математической

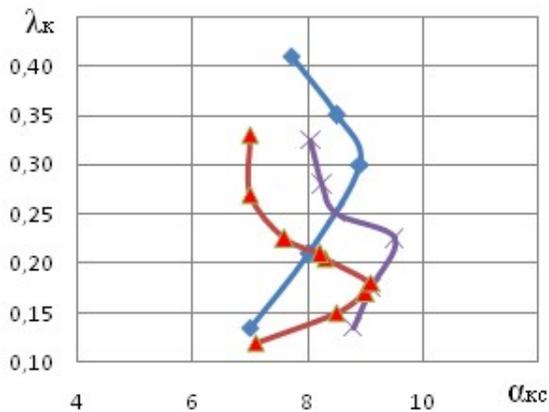


Рис. 9. Срывные характеристики исследуемых вариантов КС: — ромб — керосин; — крест — пропан-бутан, вариант № 1; — треугольник — пропан-бутан, вариант № 2

На рис.10 представлено сравнение результатов расчётов среднemasсовой температуры газа на выходе из КС с использованием ANSYS Fluent и по уравнению теплового баланса [9, 10].

Эти зависимости $T_{г}^* = f(\alpha_{кс})$ полностью совпадают, если в уравнении теплового баланса принять коэффициент полноты сгорания $h_{г} = 1$. Следовательно, ANSYS Fluent определяет температуру газа на выходе из КС при $h_{г} = 1$, т.е. ANSYS Fluent без детальных кинетических схем не позволяет определять полноту сгорания.

На рис.11 приведены среднеарифметические значения температур в выход-

модели и использование специализированных расширенных схем химических реакций. С другой стороны, встает вопрос о достоверности расчётов интегральных параметров на выходе из камер сгорания в процессе численного моделирования. В связи с этим в процессе выполнения работы были разработаны методики определения полноты сгорания топлива по результатам численного моделирования и среднemasсовой температуры на выходе из КС с использованием уравнения теплового баланса.

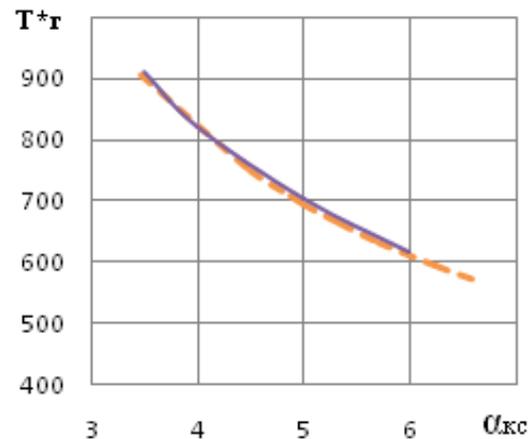


Рис. 10. Среднemasсовые значения температур на выходе из КС: — пунктир — расчёт по теплового балансу; — сплошная — расчёт с помощью ANSYS Fluent

ном сечении КС, полученные с помощью ANSYS Fluent и по результатам физического эксперимента. В связи с тем что ANSYS Fluent рассчитывает значение температур при $h_{г} = 1$, можно предположить, что отношение среднеарифметических значений температур по данным физического эксперимента к расчётным значениям с достаточной степенью точности может характеризовать коэффициент полноты сгорания топлива (рис.12).

На рис. 12 представлены расчётные значения полноты сгорания топлива для варианта № 2. Максимальный уровень $h_{г} \approx 91,3\%$.

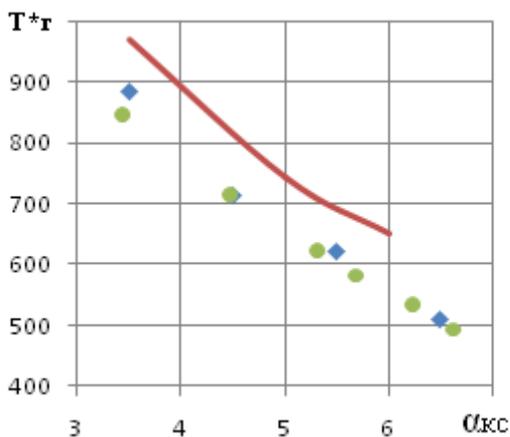


Рис. 11. Среднеарифметические значения температур в выходном сечении КС: \blacklozenge - эксперимент, вариант № 1; \bullet - эксперимент, вариант № 2; --- - расчёт, вариант № 2

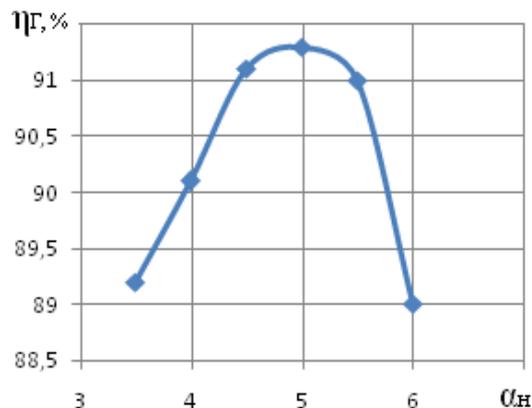


Рис. 12. Оценка полноты сгорания топлива для варианта № 2

Анализ результатов

Анализ полученных результатов показывает, что вариант 1 (с насадкой) даёт значительно большую неравномерность распределения топлива по объёму жаровой трубы. Так, например, в сечении первого ряда отчётливо наблюдаются локальные зоны повышенной концентрации топлива в местах расположения горелок (в окружном направлении). Уровни максимальной радиальной неравномерности, полученной в результате численного моделирования и физического эксперимента, практически полностью совпадают (рис.6).

Характер изменения радиальной эпюры (рис.8) качественно совпадает только в центральной области на выходе из КС, а на периферии наблюдается значительное расхождение расчётных и экспериментальных зависимостей (для варианта 2).

Расчётные значения уровня максимальной окружной неравномерности оказались значительно выше экспериментальных, что может быть связано с тем, что в расчётном случае выходное сечение исследуется более подробно, а в эксперименте имеем ограниченное количество точек.

Следует отметить, что подобные результаты с использованием программного комплекса Flow Vision (по характеристи-

кам неравномерности температурного поля) были получены автором [11], т.е. результаты численных расчётов “устойчиво занижают степень перемешивания струй с основным потоком” [12, 13].

Заключение

По результатам работы можно сделать следующие выводы.

1. Сравнение расчётных и экспериментальных данных показывает, что САЕ-системы:

- с достаточной степенью точности позволяют определять уровень радиальной неравномерности поля температуры газа;

- дают более высокие значения окружной неравномерности по сравнению с экспериментом;

- для правильной оценки полноты сгорания необходимо использовать более детализированные кинетические схемы.

2. Для получения удовлетворительных характеристик КС по уровню окружной неравномерности и полноты сгорания топлива требуется оптимизация закона распределения воздуха по длине жаровой трубы, т.е. изменение ее геометрии.

3. Для более обоснованного применения САЕ-систем необходимо совершенствование систем измерений основных параметров КС и расчётных методов.

Библиографический список

1. Ланский, А.М. Исследование процесса горения природного газа в кольцевых камерах сгорания авиационных ГТД [Текст]: дис. ... канд. техн. наук / А.М. Ланский. – Куйбышев: КуАИ, 1993.- 165 с.
2. Ланский, А.М. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД [Текст] / А.М. Ланский, С.В. Лукачев, С.Г. Матвеев – Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2009. -130 с.
3. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД, проблемы и некоторые пути повышения его эффективности [Текст] / В.П. Лукачев, А.М. Ланский, В.Ю. Абрашкин [и др.] // Вестн. СГАУ. Сер. Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей. -1998. - Вып. 1. -С.11-39.
4. ОСТ 1.01134-86. Камеры сгорания основные газотурбинных двигателей. Методы определения поля температуры газа на выходе из основной КС при автономных испытаниях [Текст] – М., 1986.-16 с.
5. ANSYS Fluent 12.1. Theory Guide. 2005. Fluent Inc. Central Source Park, 10 Cavendish Court, Lebanon, NH 03766, USA.
6. Методы расчета турбулентных течений [Текст] / пер. с англ.; под ред. В. Колльмана – М.: Мир, 1984. – 464 с.
7. Полякова, М.В. Статистический анализ и обобщенные зависимости неравномерности полей температуры газа перед турбиной от основных параметров камер сгорания ГТД [Текст] /М.В.Полякова. Тр. ЦИАМ. - № 891.- 1980.-44 с.
8. ОСТ 1.00411-90. Камеры сгорания основные газотурбинных двигателей. Методы обработки результатов измерения полей температуры газа [Текст]/ – М., 1986. - 8 с.
9. Пчёлкин, Ю.М. Камеры сгорания газотурбинных двигателей [Текст] / Ю.М. Пчёлкин - М.: Машиностроение, 1984. – 280 с.
10. Пчёлкин, Ю.М. Камеры сгорания ГТД [Текст]: учеб. пособие для курсового и дипломного проектирования / Ю.М. Пчёлкин. - М.: МВТУ, 1984. – 92 с.
11. Булысова, Л.А. Использование программного комплекса FlowVision при доводке конструкции малотоксичной камеры сгорания [Электронный ресурс]/ Л.А. Булысова. – 8 с. – режим доступа: http://www.tesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/fv_es08_vti.pdf - Заголовок с экрана.
12. Патанкар, С. Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкости [Текст] / С. Патанкар, А.Д. Ренкин. - М.: Мир, 1984. — 150 с.

MODELING OF PROPANE COMBUSTION PROCESSES IN CASE OF CONVERTING A GTE COMBUSTION CHAMBER TO GASEOUS FUEL

© 2011 S. G. Matveev, A. M. Lanskiy, M. Yu. Orlov, V. Yu. Abrashkin,
D. N. Dmitriev, I. A. Zubrilin, A.V. Semenov

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

In this paper we consider the possibility of applying the software package ANSYS Fluent to simulate the combustion process of propane in the conversion of a small-size gas turbine engine to gaseous fuels. The fuel reservoir and the inkjet nozzle have been designed allowing for the combustion chamber peculiarities. We analyzed the influence of the burner design on the integral characteristics of the product. According to the results of numerical simulation recommendations for the practical application of the software package ANSYS Fluent to calculate the combustion of gaseous fuels are developed.

Gas turbine engine, small-size combustion chamber, mathematical model, aerodynamic structure, CAE-systems, ANSYS.

Информация об авторах

Матвеев Сергей Геннадьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: chechet@ssau.ru. Область научных интересов: методы моделирования камер сгорания ГТД, процессов горения и смесеобразования, выбросы вредных веществ, химическая кинетика горения.

Ланский Анатолий Михайлович, кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: amlansky@ssau.ru. Область научных интересов: физика и моделирование рабочих процессов в камерах сгорания газотурбинных двигателей.

Орлов Михаил Юрьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: рабочий процесс в ДВС, образование и выброс вредных веществ.

Абрашкин Валерий Юрьевич, кандидат технических наук, заведующий лабораторией НОЦ ГДИ, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: процессы горения и смесеобразования, поля температур КС малоразмерных ГТД.

Дмитриев Дмитрий Николаевич, инженер НОЦ ГДИ, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: экспериментальное исследование процессов горения в камерах сгорания ГТД.

Зубрилин Иван Александрович, инженер НОЦ ГДИ, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: применение CAE/CAD-технологий в процессах горения и турбулентных течениях (струях).

Семенов Александр Викторович, заведующий лабораторией НОЦ ГДИ, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: экспериментальное исследование процессов горения в камерах сгорания ГТД.

Matveev Sergey Gennadyevich, candidate of technical science, associate professor of the department of heat engineering and heat-engines, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: chechet@ssau.ru. Area of research: combustion, mixing, emissions and formation of hazardous substances, chemical kinetics.

Lanskiy Anatoly Mikhailovitch, candidate of technical science, associate professor of the department "Heat engineering and heat engines", Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: amlansky@ssau.ru. Area of research: physics and modeling of operating processes in combustion chambers of gas turbine engines.

Orlov Mikchail Yuryevich, candidate of technical science, associate professor of the department of heat engineering and heat-engines, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). Area of research: experimental investigation in combustion chamber, emission and formation of hazardous substances.

Abrashkin Valery Yuryevich, candidate of technical science, head of laboratory, Scientific and Educational Center of gas dynamic research, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). Area of research: combustion and mixing, temperature field of combustion chambers of small-size gas turbine engines.

Dmitriev Dmitriy Nikolaevich engineer of laboratory, Scientific and Educational Center of gas dynamic research, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). Area of research: experimental research of combustion processes in combustion chambers of gas turbine engines.

Zubrilin Ivan Alexandrovich, engineer of laboratory, Scientific and Educational Center of gas dynamic research, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). Area of research: application of CAE/CAD-technologies in the processes of combustion and turbulent flows (jets).

Semenov Alexander Viktorovich, head of laboratory, Scientific and Educational Center of gas dynamic research, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). Area of research: experimental research of combustion processes in combustion chambers of gas turbine engines.