

УДК 621.43.056

В.Е. КОСТЮК¹, Е.И. КИРИЛАШ¹, А.В. СТАСЮК², В.В. ШЕИН², Д.В. КАРЗОВ²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина²ПАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина

РАСЧЁТ ПОЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА НА ВЫХОДЕ ПОЛНОРАЗМЕРНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД И ЕЁ ОДНОГОРЕЛОЧНОГО СЕКТОРА

Приведены методика и результаты численного моделирования течения газа с горением распыленного топлива в кольцевой камере сгорания вертолётного газотурбинного двигателя с целью прогнозирования неравномерности температурного поля газа перед турбиной. Расчёты выполнены в двух постановках: а) с включением в расчётную область упрощённой модели проточной части полноразмерной камеры сгорания; б) с включением в расчётную область одногорелочного сектора камеры сгорания и постановкой граничных условий вращательной периодичности. Результаты численного моделирования подтвердили влияние периодических граничных условий на точность расчёта температурного поля газа на выходе КС. Показано, что расчёт полноразмерной камеры сгорания потенциально является более адекватным и универсальным, но более затратным, чем расчёт её одногорелочного сектора.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, кольцевая камера сгорания, течение, горение, численное моделирование, периодические граничные условия, температурное поле газа.

Введение

Опыт ОАО «Мотор Сич» проектирования и доводки вертолётного газотурбинного двигателя (ГТД) МС-500 показал необходимость углублённого исследования рабочего процесса кольцевой проточной камеры сгорания (КС) для выработки эффективных конструктивных решений, обеспечивающих требуемую неравномерность температурного поля газа перед турбиной.

В настоящее время для анализа сложных газодинамических и тепловых процессов в узлах ГТД широко применяются методы численного моделирования осреднённого турбулентного течения в рамках уравнений RANS (Reynolds Averaged Navier – Stokes – осреднённые по Рейнольдсу уравнения Навье – Стокса) [1, 2]. Последние представляют собой дифференциальные уравнения в частных производных (ДУЧП), частное решение которых в числе прочего определяется граничными условиями (ГУ), которые описывают геометрию моделируемой системы и обмен массой, импульсом и энергией между системой и её окружением.

Постановка адекватных ГУ при моделировании трёхмерных реагирующих турбулентных течений в кольцевых КС является нетривиальной проблемой, таящей в себе опасности, связанные с появлением методических ошибок.

В данной статье рассмотрены методика и результаты численного моделирования течения газа с горением распыленного топлива в полноразмерной

кольцевой КС вертолётного ГТД МС-500 и в её одногорелочном секторе с целью прогнозирования неравномерности температурного поля газа на выходе КС.

1. Анализ последних публикаций

В последнее десятилетие усилия мирового сообщества исследователей в области газотурбинных приложений методов моделирования трёхмерных турбулентных течений направлены на достижение точности численных расчётов основных характеристик ГТД и его узлов, достаточных для их эффективного использования в непрерывном цикле проектирования, доводки и сопровождения эксплуатации изделий.

В работе [3] выполнен анализ точности численных оценок перепада давления на жаровой трубе (ЖТ), распределения расхода воздуха по её отверстиям и неравномерности температурного поля газа на выходе 20 КС ГТД, достигнутой различными авторами в период 2001 – 2009 гг. Установлено, что целевые показатели точности, сформулированные Н. Mongia [4] в 2001 г., достигнуты лишь в единичных расчётах, и то не по всем показателям. При этом все расчёты кольцевых и трубчато-кольцевых КС (17 шт.) были выполнены в постановке, предусматривавшей включение в расчётную область только одногорелочного сектора камеры и, соответственно, использование «искусственных» ГУ вращательной периодичности, смысл которых подро-

но рассмотрен в следующем разделе. Аналогичный подход использован в более поздних работах [5 – 8].

Очевидно, что расчёт одногорелочного сектора КС вместо полноразмерной камеры максимально экономит вычислительные ресурсы. Поэтому он получил широкое распространение. Тем не менее, остаётся неясным вопрос о влиянии периодических ГУ на точность расчёта температурного поля газа на выходе КС.

2. Периодические ГУ

Если геометрия моделируемой системы и ожидаемая структура течения в ней имеют периодическую природу, то достаточно моделировать течение только в одной из повторяющихся областей. Надлежащее взаимодействие с остальным физическим доменом осуществляется принудительно посредством периодических ГУ.

Можно выделить два основных типа периодических границ. Первый охватывает поступательную периодичность. Это значит, что периодическая граница может быть отображена на другую границу параллельным переносом координат. Второй тип представляет периодические границы, образованные вращением координат. Соответственно говорят о вращательной периодичности.

В решателях, использующих дискретную схему представления параметров течения в центрах расчётных ячеек (Cell-Centred), периодические ГУ, как правило, реализованы посредством кусочно-постоянной экстраполяции изнутри расчётной области во внешние к расчётной области ячейки, называемые фиктивными [9]. Обычно для навязывания

условия периодичности требуется всего один или два слоя фиктивных ячеек.

На рис. 1 схематически показана вращательно периодическая расчётная область. Периодические границы А и В проходят по внешним поверхностям последних (граничных) внутренних ячеек 1 и 2 (рис. 1, а). Фиктивные ячейки (штриховая линия) обозначены номерами (со штрихом) соответствующих внутренних ячеек. Вследствие условия периодичности первый слой фиктивных ячеек соответствует граничным ячейкам на противоположной периодической границе. Второй слой фиктивных ячеек связан со вторым слоем внутренних ячеек и т. д. Отсюда все скалярные величины (давление, температура и т. п.) в фиктивных ячейках, которые инвариантны относительно вращения координат, получают непосредственно из соответствующих внутренних ячеек, то есть

$$U_{1'} = U_1 \text{ и } U_{2'} = U_2 ; \quad (1)$$

$$U_{3'} = U_3 \text{ и } U_{4'} = U_4 . \quad (2)$$

Все векторные величины, такие как скорость или градиенты скаляров, должны быть соответственно преобразованы. Если ось вращения совпадает с осью x (рис. 1, б), то матрица вращения имеет вид

$$\bar{\mathfrak{R}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где угол ϕ между периодическими границами А и В положителен в направлении по часовой стрелке. Отсюда, например, вектор скорости, отображённый с границы А на В, определяется выражением

$$\bar{v}_B = \bar{\mathfrak{R}} \bar{v}_A . \quad (4)$$

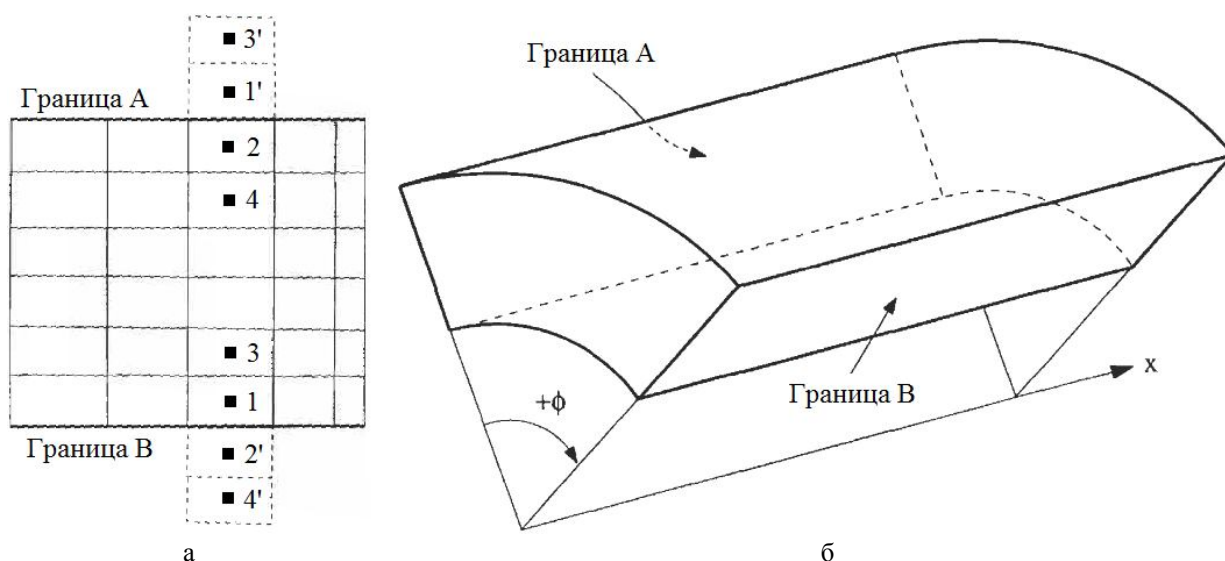


Рис. 1. Постановка ГУ вращательной периодичности

3. Расчётный метод и параметры моделирования

Расчёты выполнены в двух постановках:

а) с включением в расчётную область упрощенной модели проточной части полноразмерной КС, полученной 18-кратным (по количеству горелок ЖТ) размножением модели проточной части её одnogорелочного сектора (рис. 2, а);

б) с включением в расчётную область только исходной модели проточной части одnogорелочного сектора КС (рис. 2, б) и постановкой ГУ вращательной периодичности.

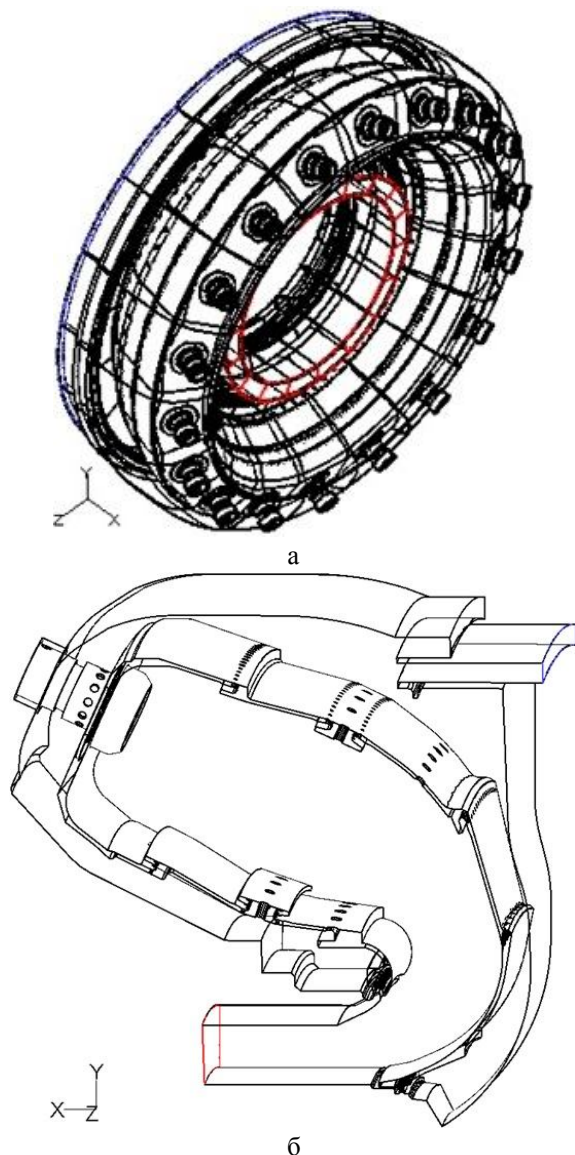


Рис. 2. Геометрические модели проточной части полноразмерной КС (а) и её одnogорелочного сектора (б)

Двухфазная химически реагирующая смесь моделировалась эйлеровым описанием газовой фазы и лагранжевым описанием движения и тепломассооб-

мена испаряющихся топливных капель. Взаимодействие непрерывной (газовой) и дисперсной (капельной) фаз учитывалось на основе модели «частица – источник в ячейке» Кроу. Течение смеси воздуха, пара топлива и продуктов сгорания, включавших 18 компонентов, находящихся в состоянии химического равновесия, полагавшееся стационарным и несжимаемым, моделировалось системой осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса, дополненной уравнениями сохранения энергии, массовой доли восстановленного топлива и её вариации, замыкаемых моделью турбулентности $k - \epsilon$ Ши и др. Взаимодействие химических реакций горения, полагавшихся бесконечно быстрыми, с турбулентностью описывалось с помощью функции плотности распределения вероятности, аппроксимируемой β -функцией. Связь между термодинамическими параметрами устанавливалась уравнением состояния смеси идеальных газов. Численное интегрирование уравнений непрерывной фазы осуществлялось итерационно методом контрольного объёма с использованием неявной схемы аппроксимации конвективных членов первого порядка точности совместно с уравнениями дисперсной фазы неявным методом Эйлера. Уравнение неразрывности в пределе малых чисел Маха удовлетворялось с помощью процедуры коррекции давления SIMPLE. Значения переменных в пристеночных ячейках вычислялись с использованием эмпирических функций стенок.

Расчётная область, включавшая проточную часть одnogорелочного сектора КС, описывалась неравномерной неструктурированной гибридной сеткой (рис. 3), состоявшей из 1 513 456 ячеек в форме тетраэдров (84,2%), гексаэдров (14,1%), призм (1,4%) и пирамид (0,4%). Качество худшей ячейки по параметру «равноугольности» составляло 0,862, по параметру «равноразмерности» – 0,867. Размеры пристеночных ячеек соответствовали $y^+ \approx 30 \dots 300$. Сетка проточной части полноразмерной КС была получена 18-кратным размножением сетки проточной части её одnogорелочного сектора и соответственно включала 27 153 612 ячеек.

ГУ газовой фазы и начальные условия капельной фазы (кроме дисперсного состава) соответствовали режиму испытаний КС. Топливные капли полагались монодисперсными с начальным диаметром 1 мкм [10].

4. Результаты численного исследования

На рис. 4 показано поле относительного подогрева газа в выходном сечении полноразмерной КС, вычисленного по формуле

$$\Theta = (T^* - T_K^*) / (T_{Г\text{ срм}}^* - T_K^*), \quad (5)$$

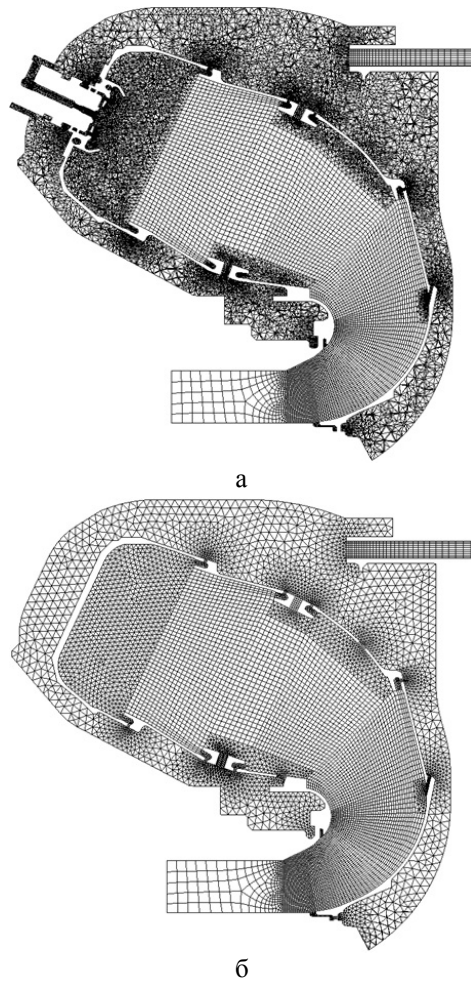


Рис. 3. Расчётная сетка: а – в сечении, проходящем через ось топливной форсунки; б – в сечении, проходящем между топливными форсунками

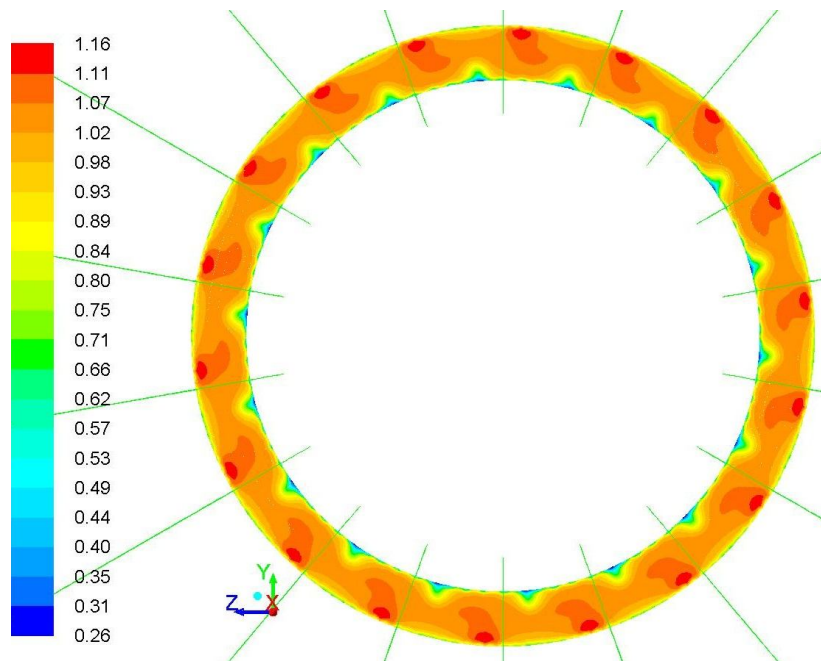


Рис. 4. Изолинии расчётного относительного подогрева газа в выходном сечении полноразмерной КС

где T^* – локальная полная температура газа; $T_{Г\text{срм}}^*$ – среднemasсовая полная температура газа в выходном сечении КС; T_K^* – полная температура воздуха на входе в КС. Из рисунка отчётливо видна периодическая структура поля, которое состоит из 18 повторяющихся фрагментов (по количеству горелок ЖТ).

На рис. 5 показан повторяющийся фрагмент поля относительного подогрева газа в выходном сечении полноразмерной КС в сравнении с соответствующим ему полем данного параметра, полученным в расчёте одnogорелочного сектора КС. Из рисунка видно, что поля относительного подогрева газа на выходе полноразмерной КС и её одnogорелочного сектора топологически подобны, но имеют локальные различия.

Аналогичная картина имеет место в продольных сечениях КС (рис. 6).

На рис. 7 в сравнении с экспериментальными данными показаны радиальные профили среднего и максимального относительных подогревов газа в выходном сечении полноразмерной КС и её одnogорелочного сектора, вычисленных по формулам

$$\Theta_{i\text{ср}} = (T_{i\text{ср}}^* - T_K^*) / (T_{Г\text{срм}}^* - T_K^*), \quad (6)$$

$$\Theta_{i\text{max}} = (T_{i\text{max}}^* - T_K^*) / (T_{Г\text{срм}}^* - T_K^*), \quad (7)$$

где $T_{i\text{ср}}^*$ и $T_{i\text{max}}^*$ – средняя и максимальная полные температуры газа в i -м поясе замера соответственно.

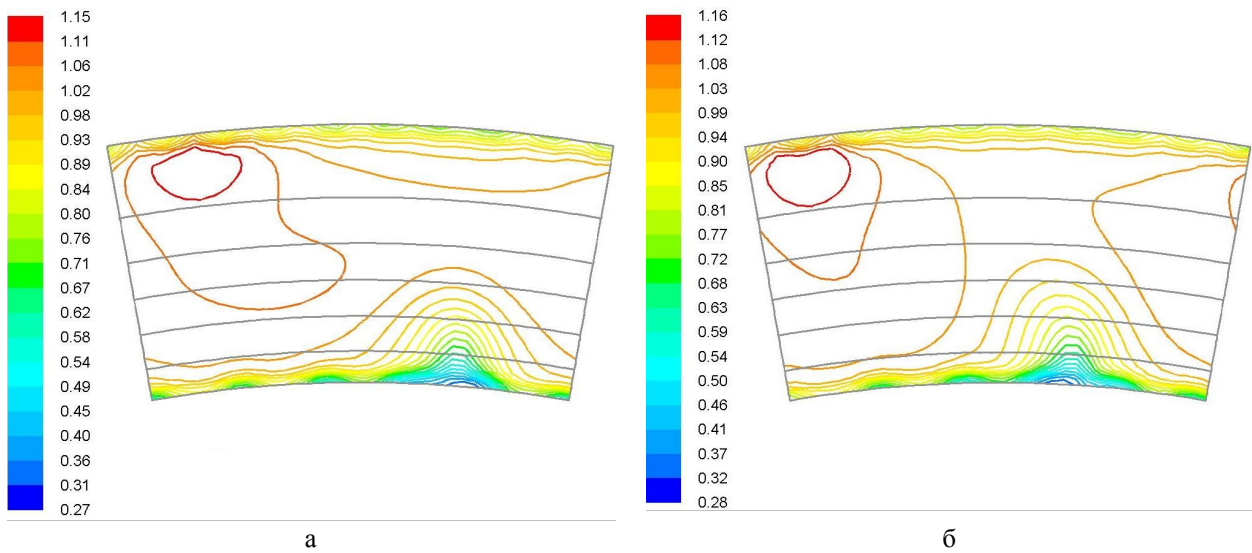


Рис. 5. Изолинии расчётного относительного подогрева газа в выходном сечении полноразмерной КС (фрагмент) (а) и её одnogорелочного сектора (б)

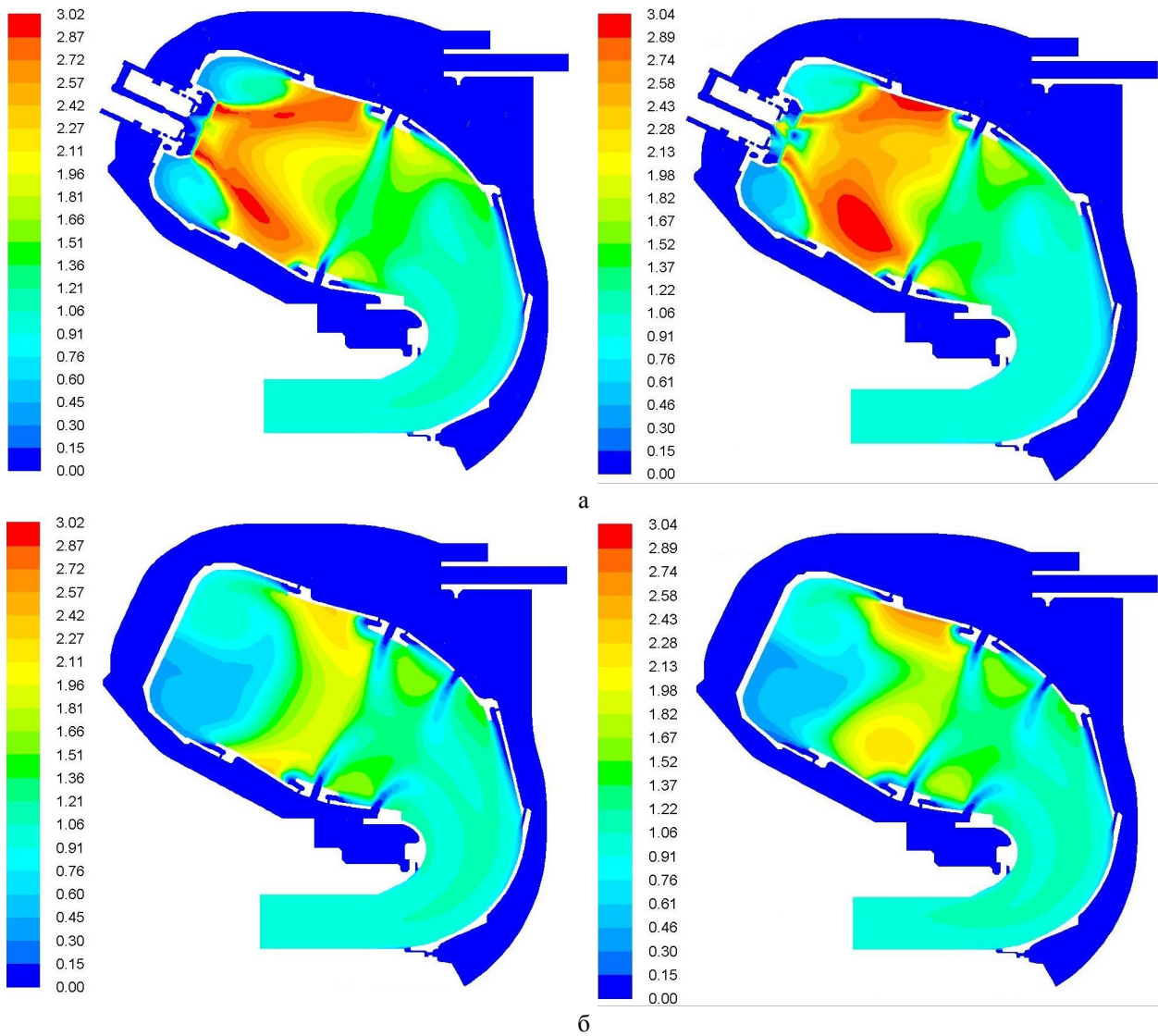


Рис. 6. Изолинии расчётного относительного подогрева газа в полноразмерной КС (слева) и её одnogорелочном секторе (справа): а – в сечении, проходящем через ось топливной форсунки; б – в сечении, проходящем между топливными форсунками

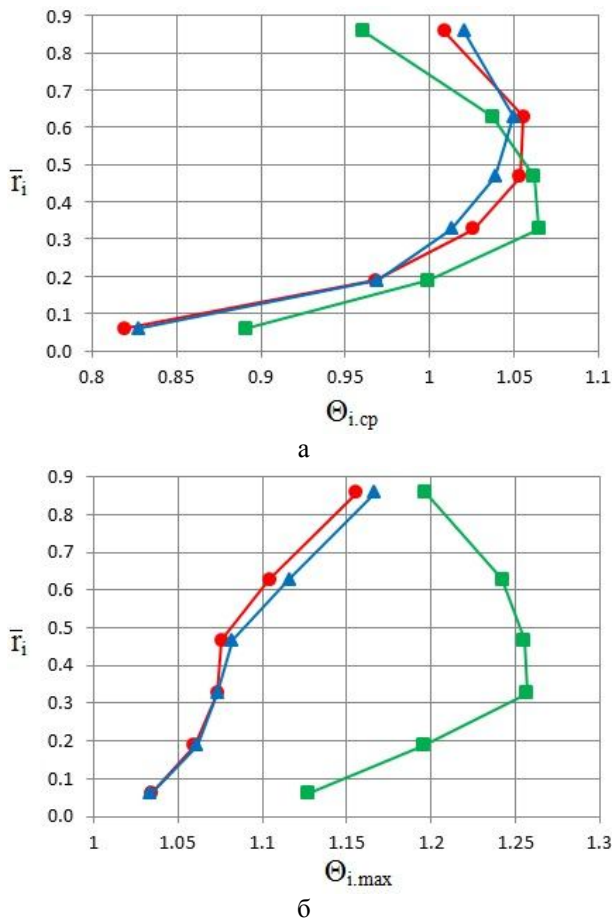


Рис. 7. Радиальные профили среднего (а) и максимального (б) относительных подогревов газа в выходном сечении КС: ● – полноразмерная КС; ▲ – одnogорелочный сектор КС; ■ – эксперимент

Из рис. 7, а видно, что расчётные радиальные профили среднего относительного подогрева газа в выходных сечениях полноразмерной КС и её одnogорелочного сектора отличаются друг от друга в меньшей степени, чем каждый из них отличается от данных эксперимента. То же самое имеет место и в отношении радиальных профилей максимального относительного подогрева газа (см. рис. 7, б). При этом расчётные профили максимального относительного подогрева газа хуже согласуются с экспериментальными данными, чем профили среднего относительного подогрева газа. Последнее может быть обусловлено не учтёнными в выполненных расчётах различиями между секторами натурной КС. Очевидно, что расчёт полноразмерной КС в принципе позволяет учесть такие различия, тогда как расчёт её одnogорелочного отсека – нет.

Заключение

Результаты численного моделирования подтвердили влияние периодических ГУ на точность

расчёта температурного поля газа на выходе КС. Методическая ошибка, возникающая при программной реализации ГУ вращательной периодичности, используемых в расчёте одnogорелочного сектора КС, мала по сравнению с методическими ошибками, обусловленными игнорированием различий между секторами полноразмерной КС и несовершенством используемых физических моделей (турбулентности, горения, капель и т. п.). Расчёт полноразмерной КС потенциально является более адекватным и универсальным, хотя и гораздо более затратным, чем расчёт её одnogорелочного сектора.

Литература

1. *Аэродинамический расчёт и оптимальное проектирование проточной части турбомашин [Текст]* / А.В. Бойко, Ю.Н. Говорущенко, С.В. Ершов и др. – Х: НТУ «ХПИ», 2002. – 356 с.
2. Куценко, Ю.Г. Численные методы оценки эмиссионных характеристик камер сгорания газотурбинных двигателей [Текст] / Ю.Г. Куценко. – Екатеринбург-Пермь: УрО РАН, 2006. – 140 с.
3. Кирилай, Е.И. Анализ точности численных оценок гидравлических характеристик и неравномерности температурного поля газа камер сгорания ГТД методами вычислительной аэрогидродинамики (обзор) [Текст] / Е.И. Кирилай, В.Е. Костюк // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 8. – С. 18 – 23.
4. Mongia, H.C. *A Synopsis of Gas Turbine Combustor Design Methodology Evolution of Last 25 Years [Text]* / H.C. Mongia // *XV ISABE: September 3-7, 2001, Bangalore, India. (ISABE-2001-1086)*. – 19 p.
5. Di Domenico, M. *Numerical Simulations of Unsteady Multi-Phase Flows in an Aero-Engine Like Combustor [Text]* / M. Di Domenico, P. Le Clercq, M. Rachner // *XX ISABE: September 12-16, 2011, Gothenburg, Sweden. (ISABE-2011-1101)*. – 10 p.
6. Ляшенко, В.П. *Математическое моделирование рабочего процесса в камерах сгорания ГТД с помощью специализированной программы AEROSHAM (ЦИАМ) [Текст]* / В.П. Ляшенко, В.И. Фурлетов. – М.: ЦИАМ, 2010. – Тр. № 1349. – С. 7 – 30.
7. Сербин, С.И. *Исследование влияния подачи вторичного воздуха в камеру сгорания судового ГТД на распределение температуры в выходном сечении жаровой трубы [Текст]* / С.И. Сербин, С.В. Вилкул // *Сучасний стан та проблеми двигунобудування: Міжнар. конф., 11-12 листопада 2010 р. / НУК – Миколаїв, 2010*. – С. 95 – 96.
8. Костюк, В.Е. *Численное моделирование гидравлических характеристик и температурного поля газа камеры сгорания малоразмерного ГТД [Текст]* / В.Е. Костюк, Е.И. Кирилай // *Вестник двигателестроения*. – 2010. – № 2. – С. 124 – 135.
9. Оран, Э. *Численное моделирование реагирующих потоков [Текст]* / Э. Оран, Дж. Борис. –

М: Мир, 1990. – 660 с.

10. Костюк, В.Е. Расчет поля температуры газа на выходе камеры сгорания ГТД при неопределенности начальных условий распыливания топлива [Текст] / В.Е. Костюк, Е.И. Кирилаш,

А.В. Стасюк и др. // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: материалы докл. Ч. 1. Межд. науч.-техн. конф., 28 – 30 июня 2011 г. / Самарский гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королёва. – Самара, 2011. – С. 137 – 139.

Поступила в редакцию 23.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков, Украина.

РОЗРАХУНОК ПОЛЯ ТЕМПЕРАТУРИ ГАЗУ НА ВИХОДІ ПОВНОРОЗМІРНОЇ КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ ГТД ТА ЇЇ ОДНОПАЛЬНИКОВОГО СЕКТОРА

В.Е. Костюк, О.І. Кирилаш, А.В. Стасюк, В.В. Шейн, Д.В. Карзов

Наведені методика і результати числового моделювання течії газу з горінням розпиленого палива в кільцевій камері згорання вертолїтного газотурбінного двигуна з метою прогнозування нерівномірності температурного поля газу перед турбіною. Розрахунки виконані в двох постановках: а) із включенням в розрахункову зону спрощеної моделі проточної частини повнорозмірної камери згорання; б) із включенням в розрахункову зону однопальникового сектора камери згорання і постановою граничних умов обертальної періодичності. Результати числового моделювання підтвердили вплив періодичних граничних умов на точність розрахунку температурного поля газу на виході КС. Показано, що розрахунок повнорозмірної камери згорання потенційно є більш адекватним і універсальним, але більш затратним, ніж розрахунок її однопальникового сектора.

Ключові слова: газотурбінний двигун, кільцева камера згорання, течія, горіння, числове моделювання, періодичні граничні умови, температурне поле газу.

COMPUTATION OF THE EXIT GAS TEMPERATURE FIELD OF THE FULL-SIZE GAS TURBINE COMBUSTOR AND ITS ONE-BURNER SECTOR

V. Ye. Kostyuk, Ye. I. Kirilash, A. V. Stasyuk, V. V. Shein, D. V. Karzov

Methodology and results of the numerical simulation of the gas flow with sprayed fuel combustion in the helicopter gas turbine annular combustor are given. The simulation goal is the prediction of the combustor exit gas temperature field nonuniformity. The calculations are performed in the two statements: a) full-size combustor air-gas channel simplified model included in the computational domain; b) its one-burner sector included in the computational domain with the periodic boundary condition formulation. Numerical simulation results confirmed the influence of the periodic boundary conditions on the prediction accuracy of the combustor exit gas temperature field. It is shown that full-size combustor calculation is more appropriate and universal but more costly than its one-burner sector calculation.

Key words: gas turbine engine, annular combustor, flow, combustion, numerical simulation, periodic boundary conditions, gas temperature field.

Костюк Владимир Евгеньевич – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@ic.kharkov.ua.

Кирилаш Елена Ивановна – младший научный сотрудник кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@ic.kharkov.ua.

Стасюк Андрей Владимирович – начальник отдела камер сгорания ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: kb-5.ugk@motorsich.com.

Шейн Владимир Валентинович – начальник расчетно-экспериментальной группы отдела камер сгорания ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: kb-5.ugk@motorsich.com.

Карзов Денис Валериевич – инженер-конструктор отдела камер сгорания ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: kb-5.ugk@motorsich.com.