

УДК 621.43.056

В.Е. КОСТЮК¹, Е.И. КИРИЛАШ¹, А.В. СТАСЮК², В.В. ШЕИН², Д.В. КАРЗОВ²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина*

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ ГАЗА НА ВЫХОДЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД ПРИ НЕОПРЕДЕЛЁННОСТИ НАЧАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ ПОДАЧИ РАСПЫЛЕННОГО ТОПЛИВА

Исследовано влияние начальных условий, используемых при моделировании распыленного топлива, на точность оценки неравномерности температурного поля газа на выходе кольцевой противоточной камеры сгорания вертолётного газотурбинного двигателя на основе численного решения задачи о трёхмерном двухфазном течении с горением. Расчёты для четырёх моделей подачи топливных капель выполнены на основе интегрирования уравнений Рейнольдса для газовой фазы и уравнений Лагранжа для капель. Обнаружено слабое влияние начальных условий на неравномерность температурного поля газа на выходе камеры сгорания. Сопоставление результатов расчётов с экспериментальными данными показало их лучшее согласование по радиальной неравномерности, чем по окружной.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, камера сгорания, течение, горение, топливные капли, численное моделирование, начальные 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 противоточной камеры сгорания (КС) для выработки эффективных конструктивных решений, обеспечивающих требуемые характеристики КС.

К числу важнейших показателей качества работы КС ГТД относится неравномерность температурного поля газа на её выходе, влияющая на ресурс лопаток турбины и двигателя в целом.

В настоящее время численное моделирование становится одним из наиболее экономичных и удобных способов анализа сложных газодинамических и тепловых процессов в узлах ГТД [1, 2].

Постановка адекватных граничных и начальных условий (НУ) при моделировании двухфазных реагирующих турбулентных течений в КС ГТД является нетривиальной проблемой, от способа решения которой непосредственно зависит точность численного решения прикладной задачи.

Диапазон подходов различных авторов к моделированию подаваемого в КС жидкого топлива, весьма широк: от полного исключения капель из анализа, когда топливо на выходе из форсунки полагается полностью испарённым [3], до моделирования динамики и тепломассообмена жидкой фазы и межфазного взаимодействия в постановках Эйле-

ра [4] или Лагранжа [2, 5 – 8], включая [7, 8] или исключая [2, 5, 6] процессы распыливания. Пренебрежение фактом первоначального пребывания топлива в жидкой фазе чревато серьёзными методическими ошибками из-за существенно меньшей плотности пара, тогда как подробное моделирование всех стадий, через которые проходит жидкость, включая истончение струи, потерю ею сплошности с образованием сгустков (нитей, капель), их дробление и коагуляцию, слишком затратно. Компромиссный подход заключается в моделировании позднейших стадий, когда жидкость, распыленную на отдельные капли, допустимо считать дисперсной средой, обладающей статистическими свойствами, которые в некоторый (начальный) момент времени полагаются известными. Такой подход существенно экономит вычислительные ресурсы. Поэтому он получил наибольшее распространение. Тем не менее, остаётся неясным вопрос о влиянии НУ (численные значения которых определить непросто, отчего часто они известны лишь приблизительно) на точность расчёта отдельных характеристик КС, в частности температурного поля газа на её выходе.

В данной статье рассмотрены метод и результаты численного моделирования двухфазного течения с горением в одногорелочном секторе кольцевой КС вертолётного ГТД МС-500 с целью прогнозирования неравномерности температурного поля газа на выходе КС при неопределённости НУ подачи распыленного топлива.

1. Расчётный метод и параметры моделирования

Расчёты выполнены в трёхмерной постановке с включением в расчётную область проточной части одногогорелочного сектора КС и постановкой граничных условий (ГУ) вращательной периодичности (рис. 1).

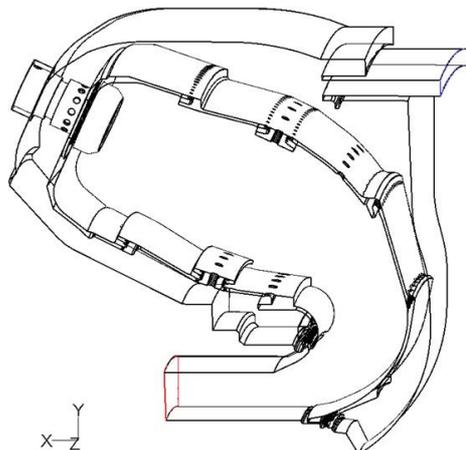


Рис. 1. Геометрическая модель проточной части одногогорелочного сектора КС

Двухфазная химически реагирующая смесь моделировалась эйлеровым описанием газовой фазы и лагранжевым описанием движения и теплообмена испаряющихся топливных капель. Взаимодействие непрерывной (газовой) и дисперсной (капельной) фаз учитывалось на основе модели Кроу «частица – источник в ячейке». 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. ГУ газовой фазы и НУ капельной фазы (кроме дисперсного состава) соответствовали режиму испытаний КС. Численное интегрирование уравнений непрерывной фазы методом контрольного объема с использованием схемы аппроксимации конвективных членов третьего порядка точности MUSCL Ван Лира совместно с уравнениями дисперсной фазы методом Рунге – Кутты четвертого порядка точности осуществлялось ите-

рационно на неравномерной неструктурированной гибридной сетке (рис. 2), включавшей 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 $y^+ \approx 30 \dots 300$. 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.

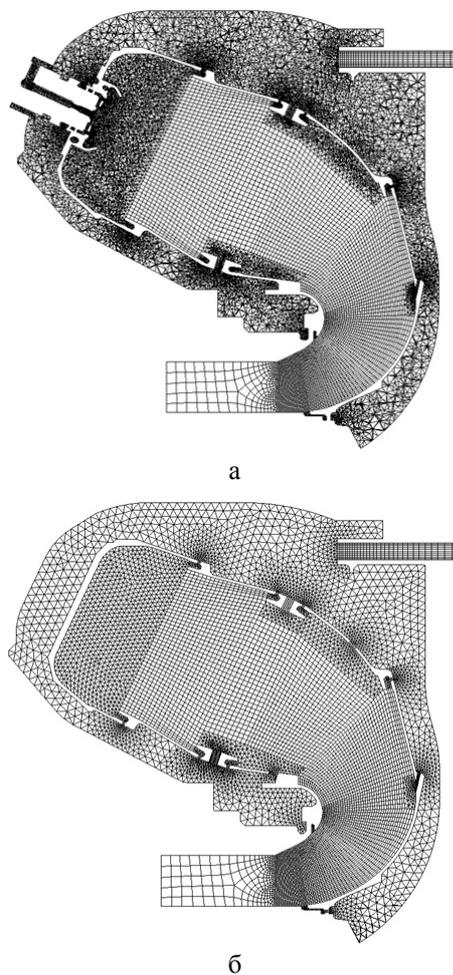


Рис. 2. Расчётная сетка: а – в сечении, проходящем через ось топливной форсунки; б – в сечении, проходящем между топливными форсунками

В расчётах использованы четыре модели подачи распыленного топлива (рис. 3) с гипотетически НУ, различавшимися координатами точек старта, компонентами начальной скорости и дисперсностью капель (табл. 1):

а) модель № 1 – полидисперсный аэрозоль ($D_{к.0,ср} = 80 \text{ мкм}$) через один ввод типа «кромка конуса» (точки В старта капель равномерно распределены по окружности радиуса r с центром в точке А);

б) модель № 2 – полидисперсный аэрозоль ($D_{к.0.ср} = 30$ мкм) через один ввод типа «кромка конуса»;

в) модель № 3 – монодисперсный аэрозоль в равных долях через два ввода:

– типа «кромка основания конуса» ($D_{к.0} = 100$ мкм);

– типа «поверхность основания конуса» ($D_{к.0} = 20$ мкм) (точки В старта капель равномерно распределены по площади круга радиуса r с центром в точке А);

г) модель № 4 – монодисперсный аэрозоль ($D_{к.0} = 1$ мкм) через один ввод типа «поверхность основания конуса».

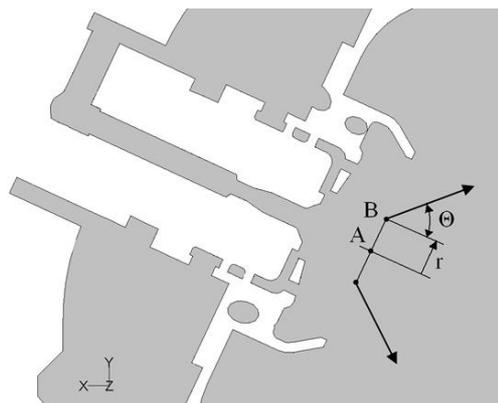


Рис. 3. Моделирование подачи распыленного топлива

Таблица 1

Характеристики моделей подачи распыленного топлива

| Параметр | Номер модели | | | | |
|---|-------------------|-------------------|------------------------------|---------------|------------------------------|
| | 1 | 2 | 3 | | 4 |
| Тип ввода | Кромка конуса | Кромка конуса | Поверхность основания конуса | Кромка конуса | Поверхность основания конуса |
| Распределение по размерам | Розина – Раммлера | Розина – Раммлера | Равномерное | Равномерное | Равномерное |
| Диаметр, мкм | – | – | 20 | 100 | 1 |
| Диаметр средний, мкм | 80 | 30 | – | – | – |
| Диаметр минимальный, мкм | 10 | 20 | – | – | – |
| Диаметр максимальный, мкм | 120 | 40 | – | – | – |
| Количество диаметров | 10 | 10 | – | – | – |
| Показатель степени в формуле Розина – Раммлера | 3,5 | 3,5 | – | – | – |
| Относительный массовый расход, % | 100 | 100 | 50 | 50 | 100 |
| Абсолютная скорость, м/с | 25 | 25 | 6 | 28 | 0 |
| Доля тангенциальной составляющей скорости | 0,7 | 0,6 | – | 0,6 | – |
| Количество стартовых точек капель | 50 | 50 | 1000 | 100 | 5000 |
| X-координата точки А, мм | -43,65 | -43,65 | -43,65 | -38,66 | -43,65 |
| Y-координата точки А, мм | 204,09 | 204,09 | 204,09 | 206,42 | 204,09 |
| Угол между осью и образующей конуса θ , град | 40 | 40 | 40 | 40 | 0 |
| Радиус основания конуса r , мм | 3,5 | 3,5 | 10 | 3,5 | 10 |

2. Результаты исследования

На рис. 4 показаны траектории топливных капель, а на рис. 5 – 7 – поля температуры газа в различных сечениях КС, рассчитанные с использованием описанных выше моделей (НУ) подачи распыленного топлива. Из сравнения рис. 4 с рис. 5 – 6 видно, что траектории топливных капель во всех четырех задачах существенно различаются, приводя к соответствующим различиям температурных полей газа в лежащих вверх по преобладающему направлению течения сечениях проточной части КС, соответствующих зоне горения топлива. По мере смешения образующихся продуктов сгорания с поперечными струями воздуха различия температурных полей газа вниз по течению уменьшаются настолько, что в выходном сечении КС их можно счи-

тать топологически подобными (см. рис. 7).

На рис. 8 в сравнении с экспериментальными данными показаны радиальные профили среднего и максимального относительных подогревов газа в выходном сечении КС, вычисленных по формулам

$$\Theta_{i\text{ ср}} = (T_{i\text{ ср}}^* - T_{к}^*) / (T_{г\text{ срм}}^* - T_{к}^*), \quad (1)$$

$$\Theta_{i\text{ max}} = (T_{i\text{ max}}^* - T_{к}^*) / (T_{г\text{ срм}}^* - T_{к}^*), \quad (2)$$

где $T_{i\text{ ср}}^*$ – средняя полная температура газа в i -м поясе замера; $T_{i\text{ max}}^*$ – максимальная полная температура газа в i -м поясе замера; $T_{г\text{ срм}}^*$ – среднемассовая полная температура газа в выходном сечении КС; $T_{к}^*$ – полная температура воздуха на входе в КС.

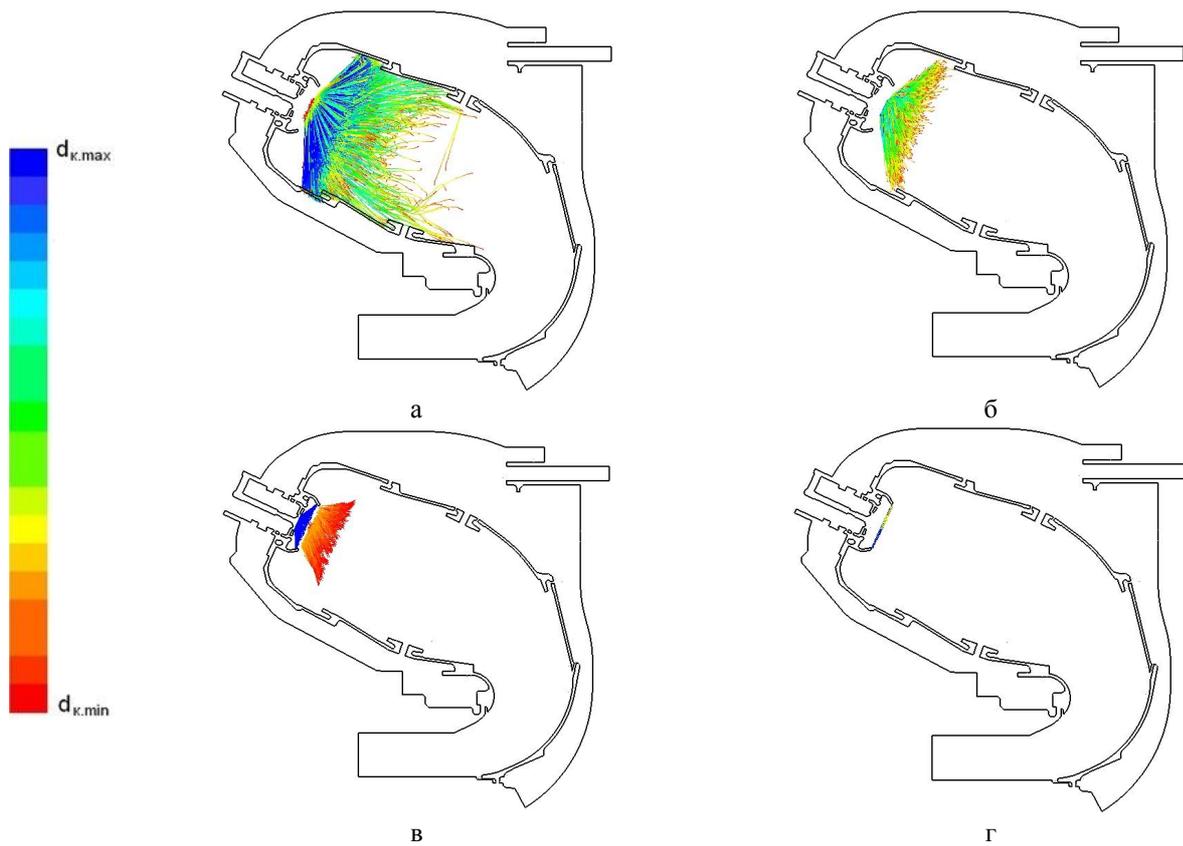


Рис. 4. Траектории топливных капель, рассчитанные с использованием различных НУ: а – модель № 1; б – модель № 2; в – модель № 3; г – модель № 4

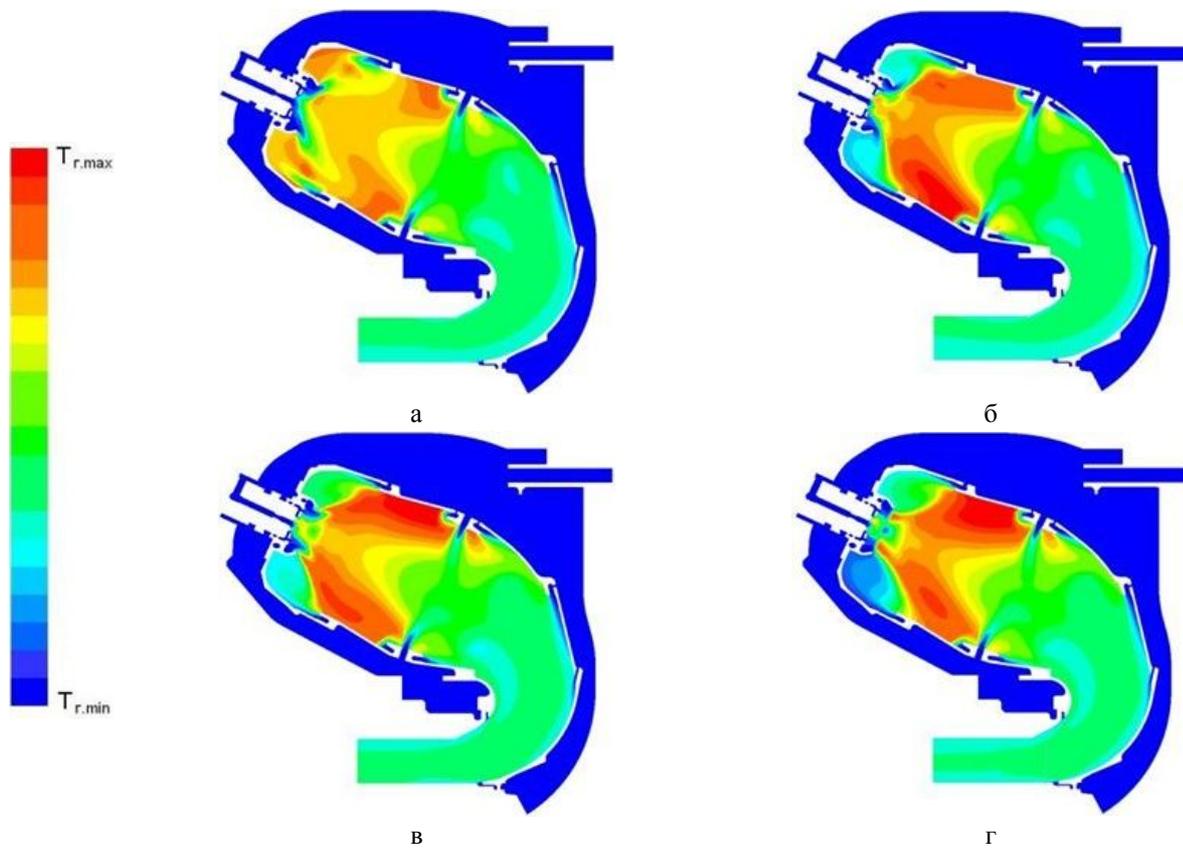


Рис. 5. Распределения температуры газа в сечении КС, проходящем через ось топливной форсунки, рассчитанные с использованием различных НУ: а – модель № 1; б – модель № 2; в – модель № 3; г – модель № 4

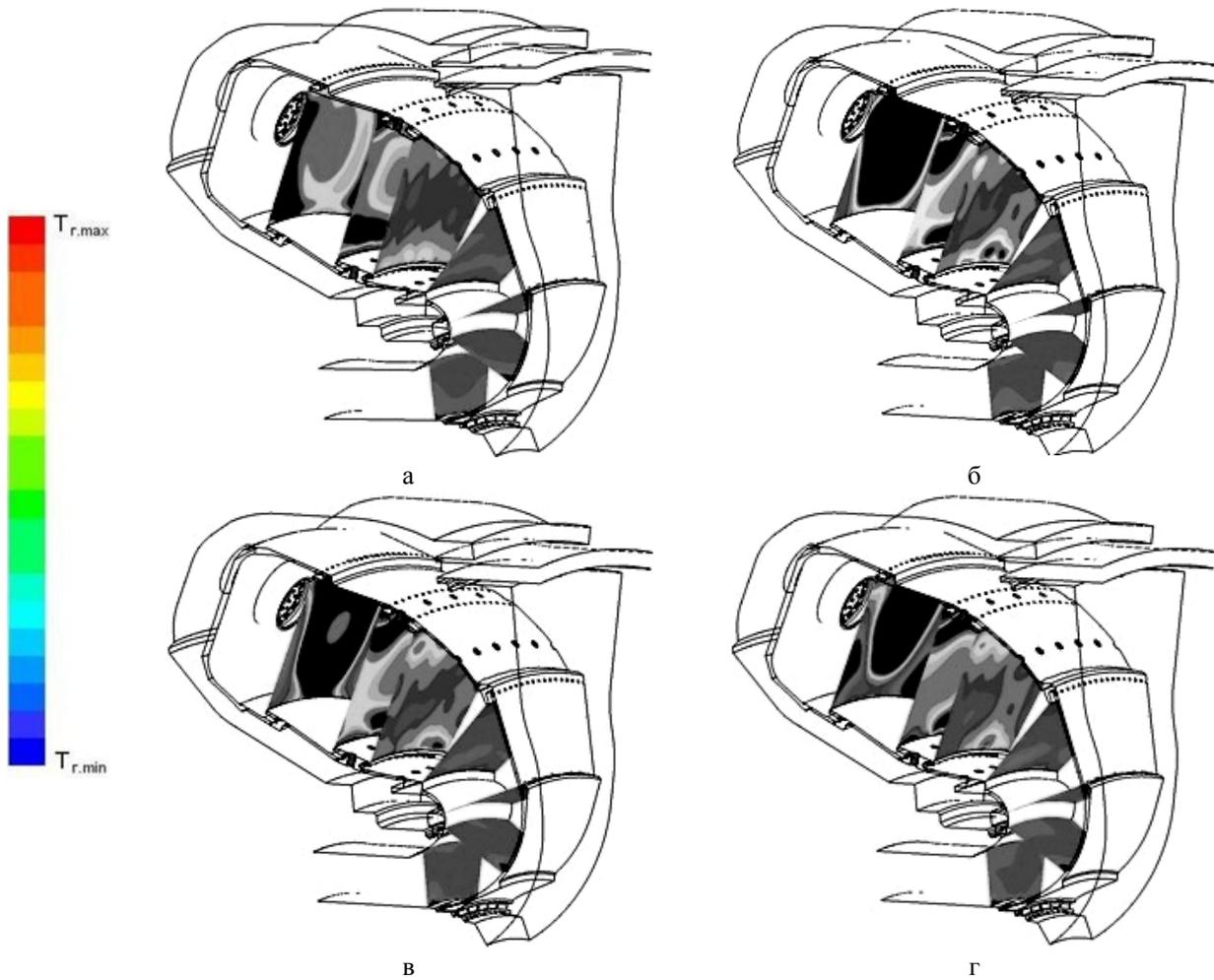


Рис. 6. Распределения температуры газа в поперечных сечениях КС, рассчитанные с использованием различных НУ: а – модель № 1; б – модель № 2; в – модель № 3; г – модель № 4

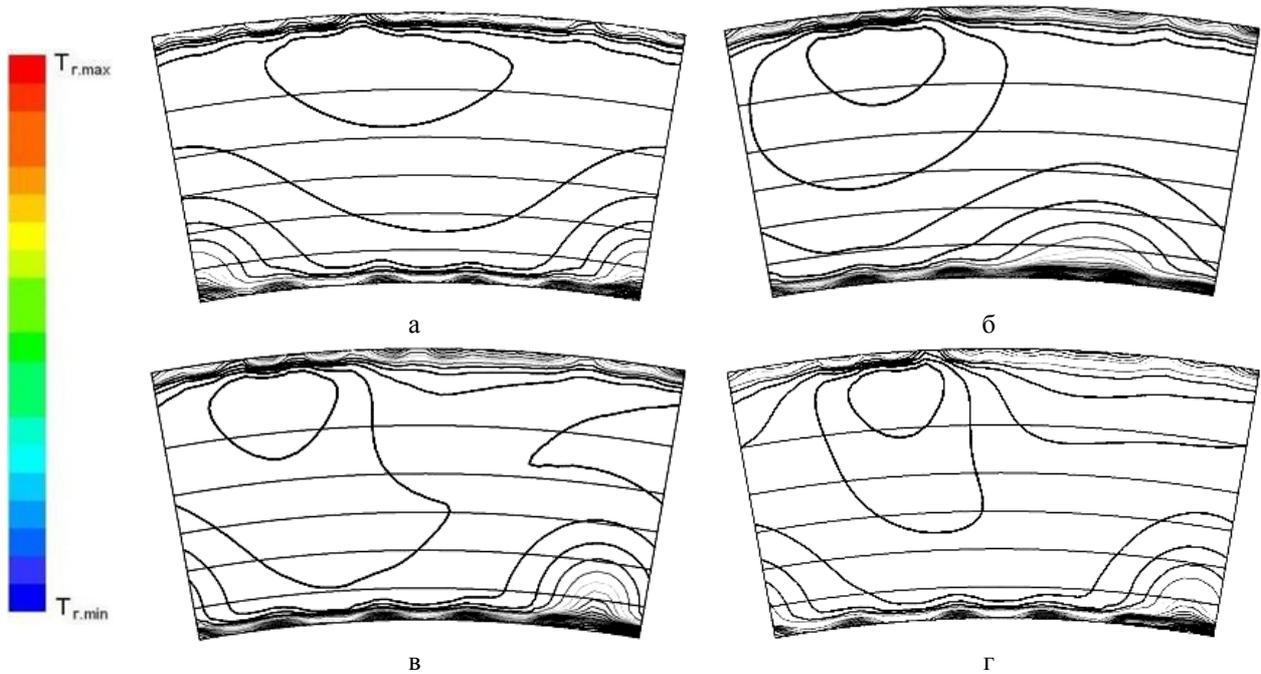


Рис. 7. Изолинии температуры газа в выходном сечении КС, рассчитанные с использованием различных НУ: а – модель № 1; б – модель № 2; в – модель № 3; г – модель № 4

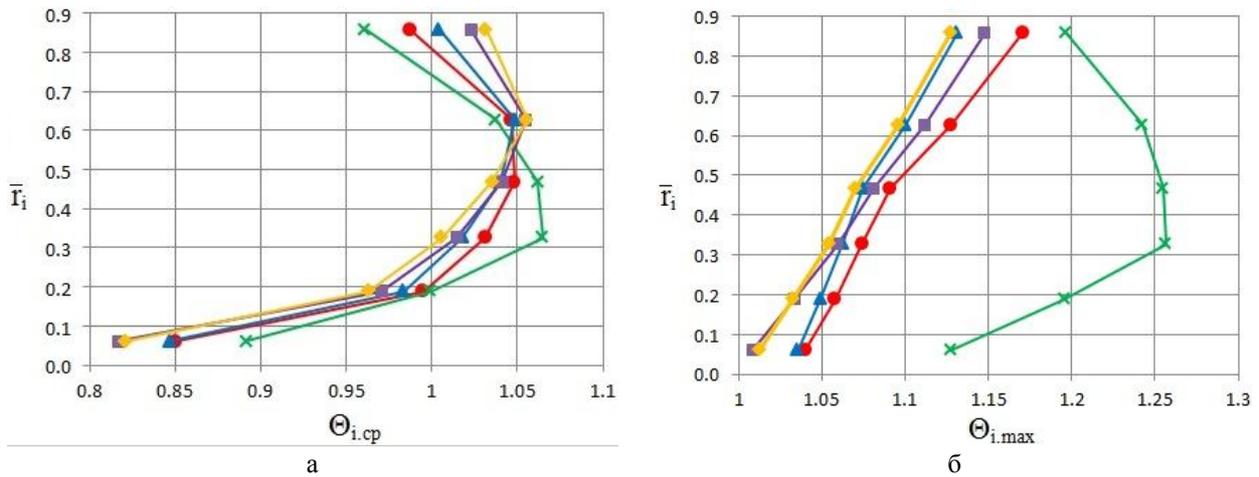


Рис. 8. Радиальные профили среднего (а) и максимального (б) относительных подогревов газа в выходном сечении КС, рассчитанные с использованием различных НУ: ● – модель № 1; ▲ – модель № 2; ■ – модель № 3; ◆ – модель № 4; × – эксперимент

Из рис. 8, а видно, что радиальные профили среднего относительного подогрева газа в выходном сечении КС, рассчитанные с использованием различных моделей (НУ) подачи распыленного топлива, в целом отличаются друг от друга примерно настолько же, насколько каждый из них отличается от данных эксперимента. Радиальные профили максимального относительного подогрева газа отличаются друг от друга существенно меньше, чем каждый из них отличается от данных эксперимента (см. рис. 8, б). Наилучшее соответствие между расчётными и экспериментальными данными получено с моделью № 1 (наиболее грубый распыл), тогда как наихудшее – с моделью № 4 (неправдоподобно мелкий распыл). Плохое согласование расчётных профилей максимального относительного подогрева газа с экспериментальными данными может быть обусловлено различиями между секторами натурной КС, не учтёнными при моделировании её единственного сектора. Относительно слабое влияние НУ подачи распыленного топлива на неравномерность температурного поля газа на выходе КС, очевидно, объясняется хорошо организованным процессом смешения во вторичной зоне КС, успешно нивелирующим первоначальные температурные различия в её первичной зоне, определяемые поведением жидкой фазы двухфазного течения. В таких условиях допустимо произвольное назначение НУ подачи распыленного топлива, в том числе даже с использованием «вырожденной» модели № 4, как наиболее простой и экономичной.

Заключение

Результаты численных расчётов показали возможность прогнозирования радиальной неравномерности температурного поля газа на выходе КС

при неопределённости НУ подачи распыленного топлива с целью опережающей разработки эффективных конструктивных решений и сокращения объёма испытаний.

Литература

1. *Аэродинамический расчёт и оптимальное проектирование проточной части турбомашин [Текст] / А.В. Бойко, Ю.Н. Говоруценко, 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. *CFD Modeling of the Aero Gas Turbine Combustor [Text] / G. Sivaramakrishna, Sh. Venkataraman, N. Muthuveerappan, T.K. Sampathkumaran // Proceedings of ASME TURBO EXPO 2001: June 4-7, 2001, New Orleans, Louisiana (2001-GT-0063). – 6 p.*
4. *Large Eddy Simulation of Two-Phase Reacting Flows [Text] / B. Cueno, M. Boileau, S. Pascaudy etc. // European Conference on Computational Fluid Dynamics ECCOMAS CFD 2006, TU Delft, Netherlands, 2006. – 19 p.*
5. *Van Niekerk, J.E. Prediction of the T56 Turbine Inlet Temperature Profile with an Abnormal Fuel Distribution [Text] / J.E. van Niekerk, C.J. Meyer, R.M. Morris // Papers of XVII International Symposium on Air Breathing Engines (XVII ISABE). September 4-9, 2005, Munich, Germany (ISABE-2005-1229). – 11 p.*
6. *Application of an Advanced CFD-Based Analysis System to the PW6000 Combustor to Optimize Exit Temperature Distribution – Part I: Description And Validation of the Analysis Tool [Text] / R.E. Malecki, Ch.M. Rhie, R.G. McKinney, etc. // Proceedings of ASME TurboExpo 2001. June 4-7,*

2001, New Orleans, Louisiana (2001-GT-0062). – 9 p.

7. *A New Paradigm for Simulation of Turbulent Combustion in Realistic Gas Turbine Combustors Using LES [Text] / G. Constantinescu, K. Mahesh, S. Apte, etc. // Proceedings of ASME Turbo Expo 2003. June 16-19, 2003, Atlanta, Georgia, USA (GT2003-38356). – 14 p.*

8. *Сербин, С.И. Моделирование процесса распыливания жидкого топлива центробежной форсункой [Текст] / С. И. Сербин, С. В. Вилкул // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 7. – С. 95-99.*

Поступила в редакцию 15.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Л.Г. Бойко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ПРОГНОЗУВАННЯ НЕРІВНОМІРНОСТІ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ ГАЗУ НА ВИХОДІ КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ ГТД ПРИ НЕВИЗНАЧЕНОСТІ ПОЧАТКОВИХ УМОВ ПОДАЧІ РОЗПИЛЕНОГО ПАЛИВА

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

Досліджено вплив початкових умов, використовуваних при моделюванні розпиленого палива, на точність оцінки нерівномірності температурного поля газу на виході кільцевої протитечійної камери згоряння вертолітного газотурбінного двигуна на основі числового розв'язання задачі про тривимірну двофазну течію з горінням. Розрахунки для чотирьох моделей подачі паливних крапель виконані на основі інтегрування рівнянь Рейнольдса для газової фази і рівнянь Лагранжа для крапель. Виявлено слабкий вплив початкових умов на нерівномірність температурного поля газу на виході камери згоряння. Зіставлення результатів розрахунків з експериментальними даними показало їх краще узгодження з радіальною нерівномірністю, ніж з окружною.

Ключові слова: газотурбінний двигун, камера згоряння, течія, горіння, паливні краплі, числове моделювання, початкові умови, температурне поле газу.

PREDICTION OF THE GAS TURBINE COMBUSTOR EXIT GAS TEMPERATURE FIELD NONUNIFORMITY UNDER UNCERTAINTY OF THE ATOMIZED FUEL FEED INITIAL CONDITIONS

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

The influence of the initial conditions used when modeling the atomized fuel on the estimation accuracy of the exit gas temperature field nonuniformity of the helicopter gas turbine annular reverse-flow combustor is investigated. It is based on the numerical solution of the three-dimensional two-phase flow with the combustion problem. Computations with four models of fuel droplets input are based on the integration of Reynolds equations to the gas phase and Lagrange equations to the fuel droplets. The weak influence of the initial conditions on the combustor exit gas temperature field nonuniformity is ascertained. Comparison of the numerical results with test data showed their better agreement for radial nonuniformity than circumferential.

Keywords: gas turbine engine, annular combustor, flow, combustion, fuel droplets, numerical simulation, initial conditions, gas temperature field.

Костюк Владимир Евгеньевич – канд. техн. наук, с.н.с., 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.