

УДК 621.43.056

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА В ОДНОГОРЕЛОЧНОМ СЕКТОРЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ НЕОПРЕДЕЛЁННОСТИ НАЧАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ РАСПЫЛИВАНИЯ ТОПЛИВА

© 2012 В. Е. Костюк¹, Е. И. Кирилл¹, А. В. Стасюк², В. В. Шеин², Д. В. Карзов²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина²ОАО «Мотор Сич», Украина

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.

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 теплообмена жидкой фазы и межфазного взаимодействия в постановках Эйлера [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 одnogорелочном 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 одnogорелочного сектора КС и постановкой граничных условий (ГУ) вращательной периодичности (рис. 1).

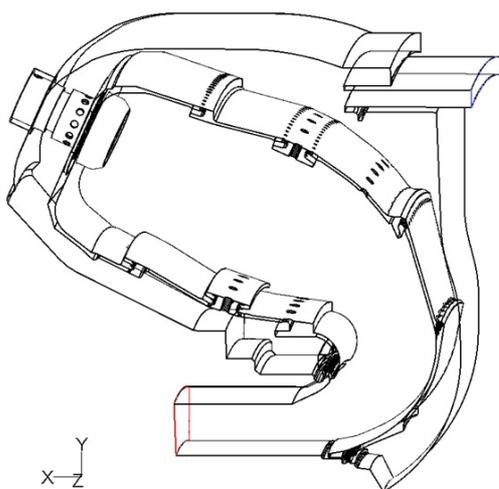


Рис. 1. Геометрическая модель проточной части одnogорелочного сектора КС

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 итерационно 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.

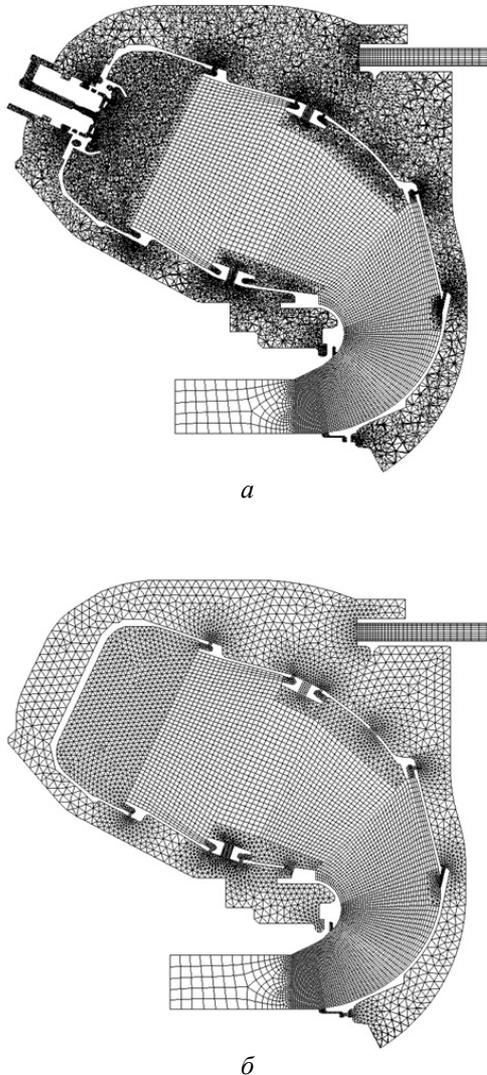


Рис. 2. Расчётная сетка:

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 гипотетическими НУ, различавшимися координатами точек старта, компонентами начальной скорости и дисперсностью капель (табл. 1):

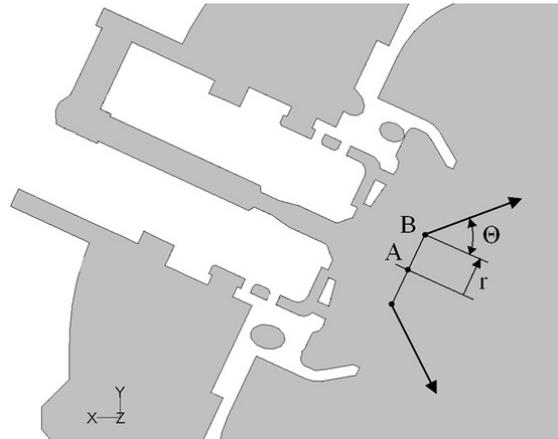


Рис. 3. Моделирование подачи распыленного топлива

а) модель № 1 – полидисперсный аэрозоль ($D_{к.0,ср} = 80$ 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».

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 четырёх 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 считать топологически подобными (рис. 7).

Таблица 1

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

На рис.8 показано изменение по длине ЖТ среднего и максимального относительных подогревов газа, вычисленных по формулам

$$Q_{i\text{cp}} = (T_{i\text{cp}}^* - T_{\kappa}^*) / (T_{\text{г срм}}^* - T_{\kappa}^*), \quad (1)$$

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

где $T_{i\text{cp}}^*$ и $T_{i\text{max}}^*$ – средняя и максимальная полные температуры газа в i -м поперечном сечении ЖТ (рис. 9); $T_{\text{г срм}}^*$ – среднемассовая полная температура газа в

выходном сечении КС; T_{κ}^* – полная температура воздуха на входе в КС.

Из рис.8 видно, что наибольшие различия между оценками указанных параметров, полученными в расчётах с использованием различных НУ подачи распыленного топлива, имеют место в сечениях, соответствующих зоне горения топлива. По мере смешения образующихся продуктов сгорания с поперечными струями воздуха в сечениях, расположенных ниже по течению газа, эти различия уменьшаются. При этом средние относительные подогревы газа различаются меньше, чем максимальные.

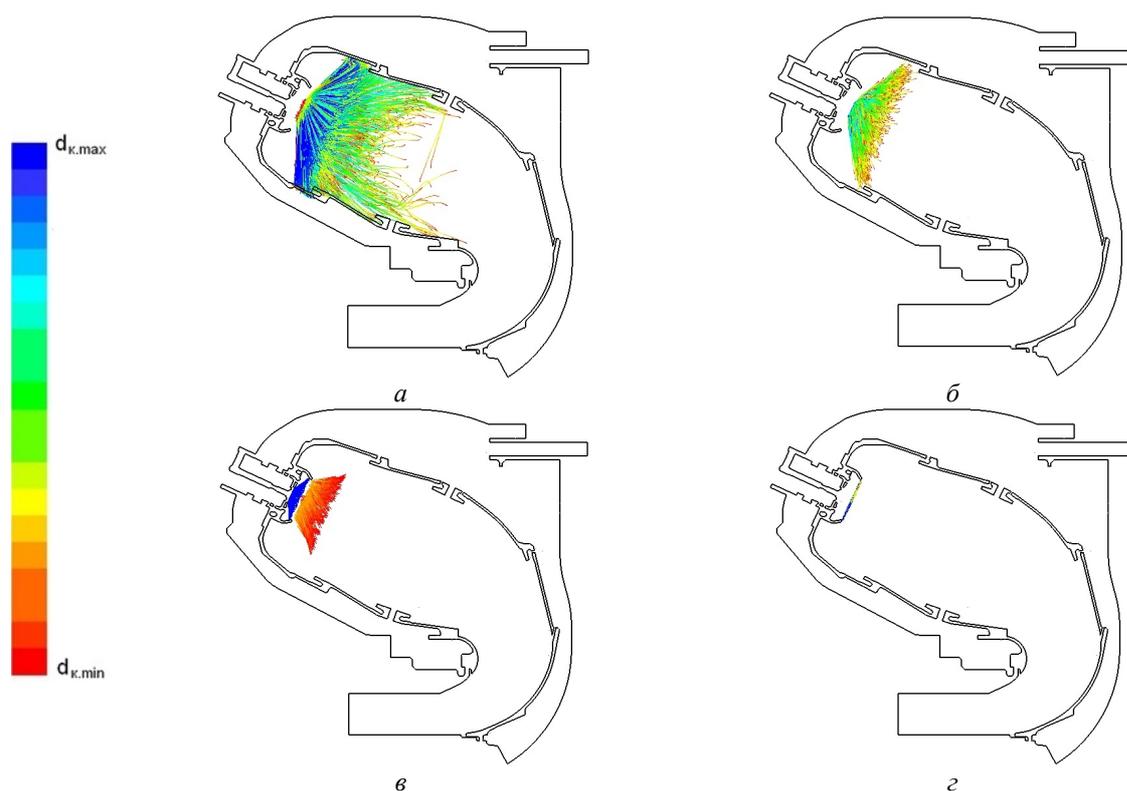


Рис. 4. Траектории топливных капель, рассчитанные с использованием различных НУ: а – модель № 1; б – модель № 2; в – модель № 3; г – модель № 4

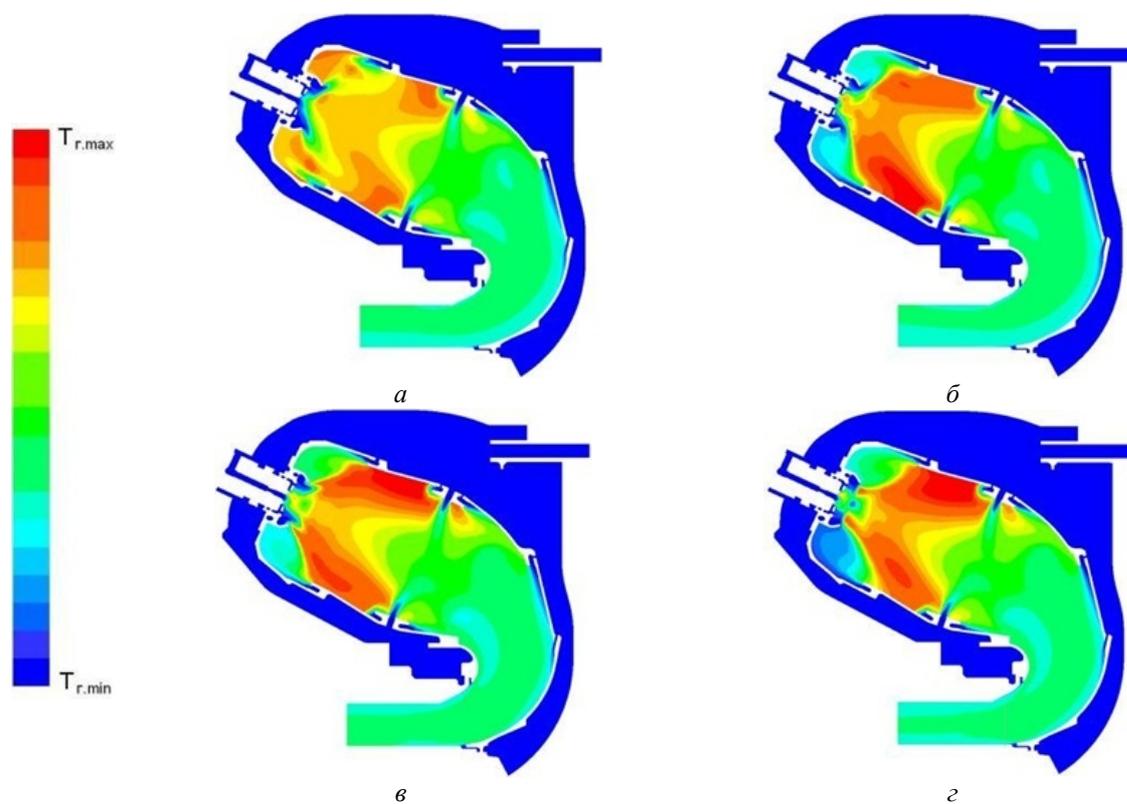


Рис. 5. Распределения температуры газа в сечении КС, проходящем через ось топливной форсунки, рассчитанные с использованием различных НУ: а – модель № 1; б – модель № 2; в – модель № 3; г – модель № 4

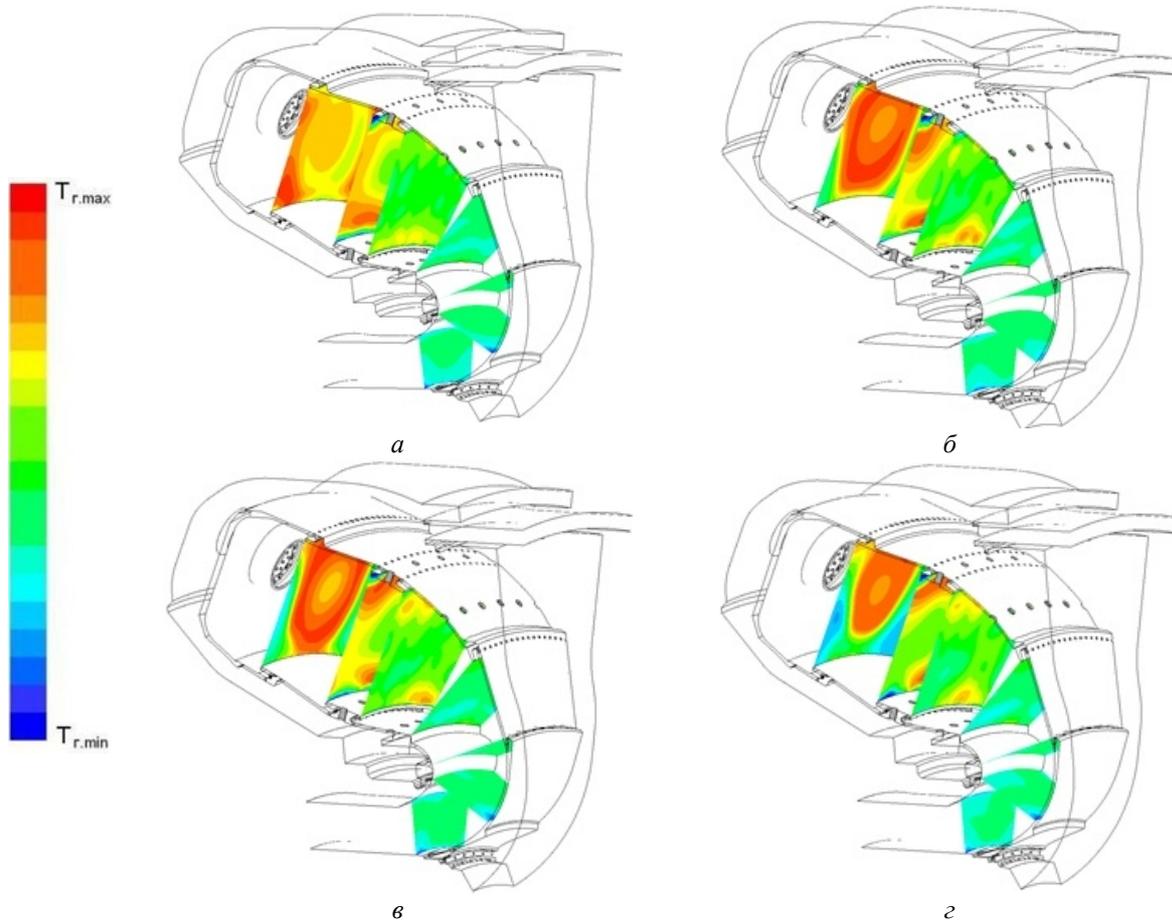


Рис. 6. Распределения температуры газа в поперечных сечениях КС, рассчитанные с использованием различных НУ: а – модель № 1; б – модель № 2; в – модель № 3; г – модель № 4

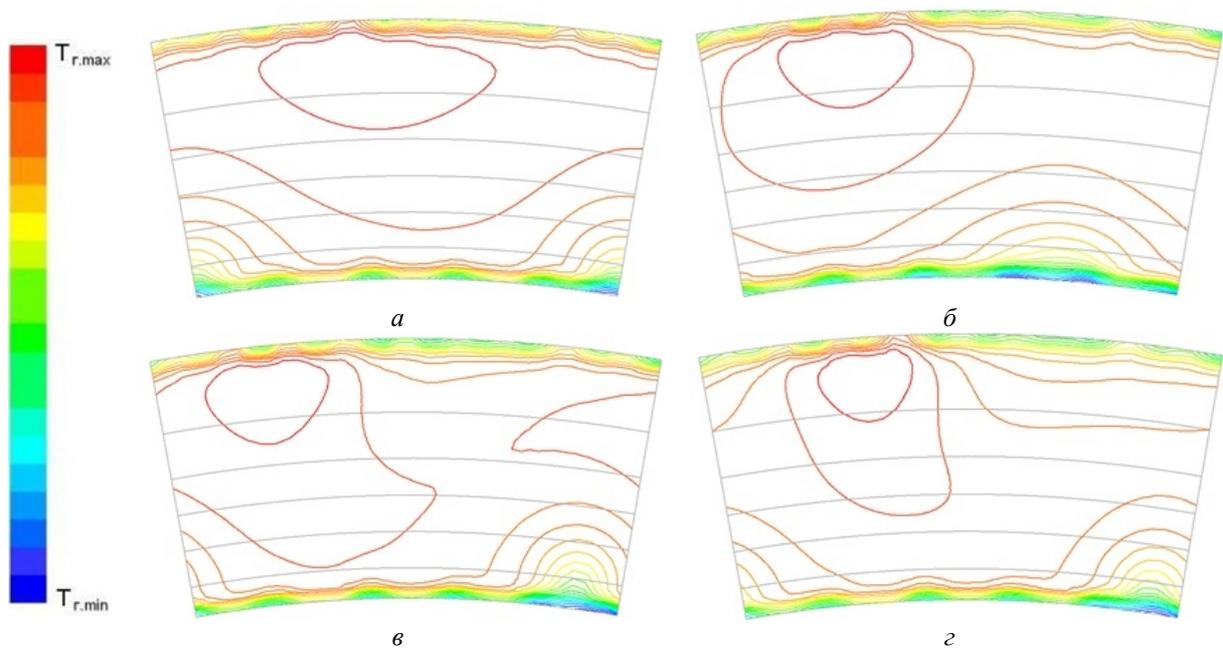


Рис. 7. Изолинии температуры газа в выходном сечении КС, рассчитанные с использованием различных НУ: а – модель № 1; б – модель № 2; в – модель № 3; г – модель № 4

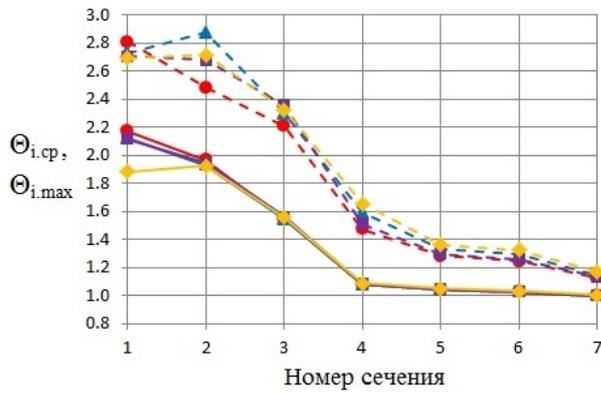


Рис. 8. Изменение среднего (штриховые линии) и максимального (сплошные линии) относительных подогревов газа по длине ЖТ: ● – модель № 1; ▲ – модель № 2; ■ – модель № 3; ◆ – модель № 4

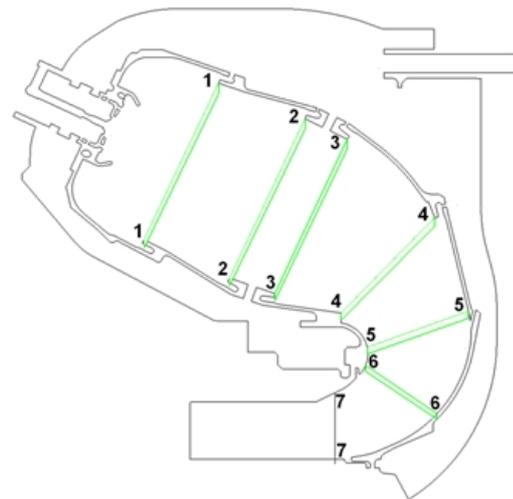


Рис. 9. Характерные поперечные сечения проточной части ЖТ

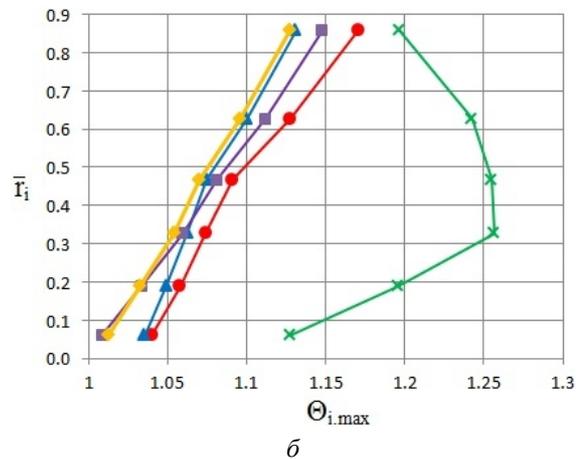
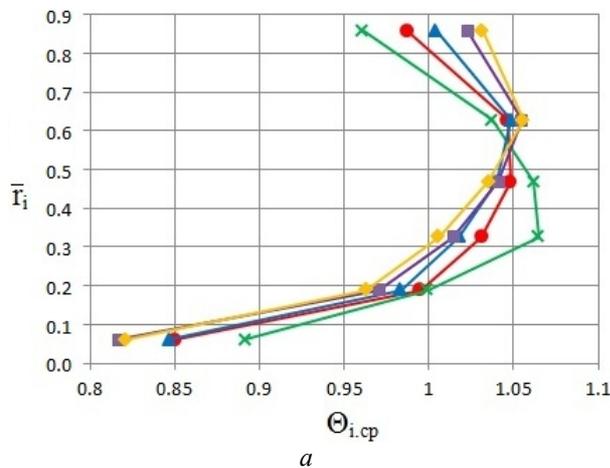


Рис. 10. Радиальные профили среднего (а) и максимального (б) относительных подогревов газа в выходном сечении КС, рассчитанные с использованием различных НУ: ● – модель № 1; ▲ – модель № 2; ■ – модель № 3; ◆ – модель № 4; ✕ – эксперимент

На рис.10 в сравнении с экспериментальными данными показаны радиальные профили среднего и максимального относительных подогревов газа в выходном сечении КС, полученных подстановкой в уравнения (1) и (2) соответственно среднemasсовой и максимальной температур газа в *i*-м поясе замера. Из рис.10, а видно, что радиальные профили среднего относительного подогрева газа в выходном сечении КС, рассчитанные с использованием различных 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 (рис. 10, 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.

Библиографический список

1. Аэродинамический расчёт и оптимальное проектирование проточной части турбомашин [Текст] / А.В. Бойко, Ю.Н. Говорущенко, С.В. Ершов [и др.] – Харьков: 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 pp.

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 pp.

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 pp.

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 pp.

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 pp.

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.

NUMERICAL SIMULATION OF GAS TEMPERATURE SPATIAL DISTRIBUTION IN A ONE-BURNER SECTOR OF A GAS TURBINE COMBUSTOR WITH UNCERTAIN INITIAL CONDITIONS OF FUEL ATOMIZATION

© 2012 V. Ye. Kostyuk¹, Ye. I. Kirilash¹, A.V. Stasyuk²,
V. V. Shein², D. V. Karzov²

¹National Aerospace University – Kharkiv Aviation Institute (KhAI), Ukraine

²Motor Sich plc, Ukraine

The influence of the initial conditions used when modeling atomized fuel on the accuracy of gas temperature field non-uniformity at the exit of a helicopter gas turbine annular reverse-flow combustor is analyzed. The analysis is based on the numerical solution of the problem of a three-dimensional two-phase flow with combustion. Computations for four models of fuel droplet feed are based on the integration of Reynolds equations for the gas phase and Lagrange equations for the fuel droplets. The influence of the initial conditions on the combustor exit gas temperature field non-uniformity is found to be insignificant. The comparison of the numerical results with the test data showed their better agreement for radial rather than circumferential non-uniformity.

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

Информация об авторах

Костюк Владимир Евгеньевич, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». E-mail: kostyuk.v@mail.ru. Область научных интересов: аэротермохимия систем горения, математическое моделирование.

Кирилаш Елена Ивановна, младший научный сотрудник Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». E-mail: kirilash-elena@rambler.ru. Область научных интересов: процессы течения и массообмена в камерах сгорания ГТД, математическое моделирование.

Стасюк Андрей Владимирович, начальник отдела камер сгорания ОАО «Мотор Сич». E-mail: kb-5.ugk@motorsich.com. Область научных интересов: процессы горения и смесеобразования, химическая кинетика горения.

Шеин Владимир Валентинович, начальник расчётно-экспериментальной группы отдела камер сгорания ОАО «Мотор Сич». E-mail: kb-5.ugk@motorsich.com. Область научных интересов: рабочий процесс в КС ГТД, образование и выброс вредных веществ.

Карзов Денис Валериевич, инженер-конструктор отдела камер сгорания ОАО «Мотор Сич». E-mail: kb-5.ugk@motorsich.com. Область научных интересов: процессы смешения в камерах сгорания ГТД.

Kostyuk Vladimir Yevgenievich, candidate of technical science, senior researcher, National Aerospace University – Kharkiv Aviation Institute (KhAI). E-mail: kostyuk.v@mail.ru. Area of research: aerothermochemistry of combustion systems, mathematical modeling.

Kirilash Yelena Ivanovna, research assistant, National Aerospace University – Kharkiv Aviation Institute (KhAI). E-mail: kirilash-elena@rambler.ru. Area of research: flow and mass exchange processes in gas turbine combustion chambers.

Stasyuk Andrei Vladimirovich, head of the combustion chambers department, «Motor Sich» plc. E-mail: kb-5.ugk@motorsich.com. Area of research: mixture and combustion processes, chemical kinetics of combustion.

Shein Vladimir Valentinovich, head of design- and-experimental group of the combustion chambers department, «Motor Sich» plc. E-mail: kb-5.ugk@motorsich.com. Area of research: processes in combustion chambers, formation and emission of pollutants.

Karzov Denis Valerievich, engineer of the combustion chambers department, «Motor Sich» plc. E-mail: kb-5.ugk@motorsich.com. Area of research: mixture processes in combustion chambers of gas turbine engines.