

УДК 621.43.056

Е.И. КИРИЛАШ, В.Е. КОСТЮК

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

АНАЛИЗ ТОЧНОСТИ ЧИСЛЕННЫХ ОЦЕНОК ГИДРАВЛИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И НЕРАВНОМЕРНОСТИ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ ГАЗА КАМЕР СГОРАНИЯ ГТД МЕТОДАМИ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ АЭРОГИДРОДИНАМИКИ (ОБЗОР)

Выполнен анализ точности численных оценок перепада давления на жаровой трубе, распределения расхода воздуха по ее отверстиям и неравномерности температурного поля газа на выходе камер сгорания 20 газотурбинных двигателей, достигнутой различными авторами в исследованиях методами вычислительной аэрогидродинамики, выполненных в период 2001 – 2009 гг. Установлено, что целевые показатели точности, сформулированные Н. Mongia в 2001 г., достигнуты в единичных расчетах. Выявлена сильная зависимость точности численных оценок гидравлических параметров и неравномерности температурного поля газа на выходе камер сгорания от топологии и разрешения расчетных сеток.

Ключевые слова: камера сгорания, перепад давления на жаровой трубе, распределение воздуха по отверстиям, температурное поле газа, численное моделирование, точность численных оценок.

Введение

Интенсивное развитие авиации и теплоэнергетики ужесточает требования к газотурбинной технике. В связи с этим сложность проектирования газотурбинных двигателей (ГТД) возрастает. Среди различных подходов, применяемых к решению этой проблемы, важное место занимает вычислительная аэрогидродинамика (ВАГД). В последнее десятилетие усилия мирового сообщества исследователей в области газотурбинных приложений ВАГД направлены на достижение точности численных расчетов основных характеристик ГТД и его узлов, достаточной для их эффективного использования в непрерывном цикле проектирования, доводки и сопровождения эксплуатации изделий.

Камера сгорания (КС) – один из наиболее трудных в проектировании и доводке узлов ГТД. К числу важнейших показателей качества его работы относятся гидравлическое сопротивление, определяющее термодинамическую эффективность двигателя, и неравномерность температурного поля газа на выходе КС, влияющая на ресурс лопаток турбины и двигателя в целом. Повышение точности расчета этих характеристик – актуальная научная задача, имеющая большое практическое значение.

Температура элементарного объема газа на выходе КС зависит от всей истории его движения, начиная с выхода из компрессора. При прохождении камеры сгорания температура и состав газа меняются под влиянием процессов горения, теплообмена и перемешивания. Указанные процессы зависят от

распределения потоков воздуха внутри КС [1].

Традиционно вопросы распределения воздуха по отверстиям жаровой трубы (ЖТ) и формирования температурного поля газа на выходе КС при приемлемом уровне ее гидравлического сопротивления предварительно решаются одномерным гидравлическим расчетом «холодной» КС и окончательно – ее экспериментальной доводкой.

Трехмерный численный расчет внутрикамерных процессов потенциально позволяет обеспечить большую точность прогнозирования гидравлических характеристик, чем одномерный гидравлический расчет, поскольку он содержит меньше упрощающих допущений (прежде всего – в отношении размерности пространства). Численный расчет течения с горением позволяет определить температурное поле газа в КС (в том числе, в ее выходном сечении), формирующееся под воздействием множества факторов (рис. 1) [2].

На практике точность численных оценок того или иного параметра КС ограничивается располагаемыми вычислительными ресурсами, обеспечивающими разрешение расчетной сетки, совершенством используемых математических моделей (прежде всего – турбулентности, горения и смесеобразования) и вычислительных алгоритмов [3].

Систематические исследования влияния расчетных сеток, математических моделей и вычислительных алгоритмов на точность численных оценок показателей качества работы КС ГТД не выполнялись, а опубликованные данные разрознены.

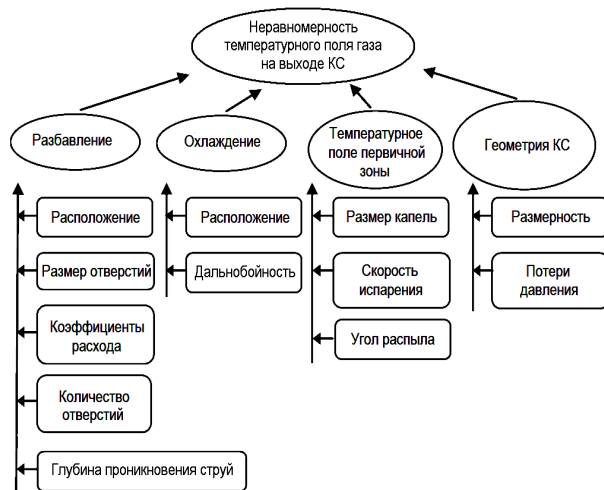


Рис. 1. Факторы, влияющие на неравномерность температурного поля газа на выходе КС [2]

Цель настоящей работы состоит в выявлении точности численных оценок неравномерности температурного поля газа на выходе КС ГТД, перепада давления на ЖТ и распределения расхода воздуха по ее отверстиям, достигнутой различными авторами,

и ее связи с физико-математической постановкой решавшихся задач.

1. Результаты исследования

В 2001 г. Н. Mongia сформулировал целевые показатели точности численных оценок параметров диффузионных КС ГТД для методологии их проектирования, основанной на современных программах и моделях ВАГД, чтобы установить, насколько можно полагаться на этот подход [4]. Ниже дано сравнение показателей точности численных оценок параметров реальных КС, достигнутых различными авторами, с целевыми показателями точности Н. Mongia.

В табл. 1 сведены максимальные различия между численными и измеренными оценками показателей неравномерности поля температур на выходе КС, перепада давления на ЖТ и относительного расхода воздуха через отверстия ЖТ, полученные различными авторами, вместе с основными характеристиками тех из использованных ими численных моделей, которые показали наивысшую точность.

Таблица 1

Анализ численных и измеренных оценок

№ объекта	Источник	Различия между численными и измеренными оценками параметра					Модель					
		Абс.				Отн., %	С	Т	Sc _τ	Г	К	
		Θ _{i,ср}	Θ _{i,max}	Θ _{max}	δp, %							
1	[5]	0,53					1,2 (гт)	rke		EDC	dpm	
2	[6]	<u>0,03</u>		0,02	0,32		2,75 (гт)	rke		LF	dpm	
3	[7]	Кач.								RANS	Да	dpm
4	[8]				0,19	6,8*	6,0 (гт)	rke		FRED	–	
5	[9]					72	0,33 (гт)	ske		Her	Her	
6	[10], [11]					<u>5,85</u>	1,9 (гт)	LES		LFPV	dpm	
7						10,3	1,9 (гт)	LES		Her	Her	
8	[12]				0,39		1,65 (гт)	ske		PDF	dpm	
9	[13], [14]			0,05			2,5 (г)	RNG	0,2	LF	dpm	
10	[15]				0,98		8,7 (т)	RNG		Her	Her	
11	[16] – [18]				1,09	10,3	1,8 (гт)	LES		Her	Her	
12					0,30	18,9	1,8 (гт)	RANS		Her	Her	
13	[19]				0,13	15	2,5 (т)	ske	0,2	FRED	dpm	
14	[20]				0,05		2,5 (т)	ske	0,2	FRED	dpm	
15	[21], [22]		0,10	0,02	Кач.		0,16 (к)	ske	0,25	FRED	пар	
16	[23]				1,47	70,5	0,09 (к)	ske		Her	Her	
17	[24]	0,14					0,35 (к)	ske	0,5	PDF	dpm	
18	[25], [26]		0,03	0,05			1,0 (гт)	ske	0,85	PDF	dpm	
19	[27], [28]					16,5	0,5 (т)	ske		Her	Her	
20	[29], [30]	Кач.					1,55 (т)	LES		DTF	–	
Цель	[4]	±0,015	±0,03	±0,03	±0,25							

Сокращения: Абс. – абсолютные; Отн. – относительные; Кач. – качественно; С – сетка (млн. ячеек); гт – гексаэдры и тетраэдры; г – гексаэдры; т – тетраэдры; к – картографическая; Т – турбулентность; Sc_τ – турбулентное число Шмидта; Г – горение; К – капли; rke – Realizable k-ε; ske – Standard k-ε; RNG – RNG k-ε; RANS – осреднение по Рейнольдсу; LES – моделирование крупных вихрей; PDF – модель не перемешанной смеси с равновесной химией; EDC – модель концепции разрушения вихря Магнуссена; LF – модель не перемешанной смеси с ламинарными флеймлетами; FRED – модель Магнуссена – Хертагера (конечноскоростная химия + модель разрушения вихря); LFPV – модель частично перемешанной смеси (ламинарные флеймлеты + модель Зимонта); DTF – модель динамически утолщающегося пламени; dpm – лагранжева модель капель. Обозначения: * – различие между оценками, полученными в численном и гидравлическом расчетах; подчеркивание – лучший результат; курсив – худший результат; жирный шрифт – достигнут целевой показатель точности Н. Mongia (2001 г.)

Краткая характеристика объектов численного моделирования, место и время его выполнения и использованный компьютерный код приведены в табл. 2.

Таблица 2

Краткая характеристика объектов численного моделирования,

№ объекта	Двигатель	Тип КС	Страна	Год	Код
1	GTC	Кольцевая	Китай	2009	Fluent
2	Kaveri	Кольцевая	Индия	2009	Fluent
3	SAC	Кольцевая	Германия	2008	Fluent
4	MS7001	Трубчатая противоточная	Китай	2006	Fluent
5	MS5001	Трубчатая противоточная	Италия	2006	Fluent
6	PW6000	Кольцевая	США	2005	CDP
7	PW6000	Кольцевая	США	2005	CDP
8	TFE731	Кольцевая противоточная	США	2004	Fluent
9	ПС-90А	Трубчато-кольцевая	Россия	2004	CFX
10	Kaveri	Кольцевая	Индия	2004	Fluent
11	PW6000	Кольцевая	США	2003	CDP
12	PW6000	Кольцевая	США	2003	Allstar
13	PW6000	Кольцевая	США	2001	Allstar
14	PW4098	Кольцевая	США	2001	Allstar
15	Kaveri	Кольцевая	Индия	2001	ANSWER
16	Kaveri	Кольцевая	Индия	2001	PHOENICS
17	BR710	Кольцевая	Германия	2008	FASTEST
18	T56	Трубчато-кольцевая	ЮАР	2007	Fluent
19	ГТД	Трубчатая	ЮАР	2006	Fluent
20	ARRIUS	Кольцевая противоточная	Франция	2006	AVBP

Средний и максимальный относительные погрешности в i -м поясе замера определяются по формулам соответственно

$$\Theta_{i, \text{cp}} = (T_{i, \text{cp}} - T_k) / (T_r - T_k), \quad (1)$$

$$\Theta_{i, \text{max}} = (T_{i, \text{max}} - T_k) / (T_r - T_k), \quad (2)$$

где $T_{i, \text{cp}}$ и $T_{i, \text{max}}$ – средняя и максимальная температуры газа в i -м поясе замера соответственно; T_k – средняя температура воздуха на входе в КС; T_r – средняя температура газа на выходе КС.

Максимальная неравномерность температурного поля газа определялась по формуле

$$\Theta_{i, \text{max}} = (T_{\text{max}} - T_k) / (T_r - T_k), \quad (3)$$

где T_{max} – максимальная температура газа в выходном сечении КС.

Относительный перепад давления на ЖТ определялся по формуле

$$\delta p = (p_k - p_r) / p_k \cdot 100 \%, \quad (4)$$

где p_k и p_r – давления на входе и на выходе КС соответственно.

Относительный массовый расход воздуха через i -е отверстие ЖТ вычислялся по формуле

$$\bar{G}_i = G_i / G_b \cdot 100 \%, \quad (5)$$

где G_i – массовые расходы воздуха через i -е отверстие и через все отверстия ЖТ соответственно.

Абсолютное и относительное различия между численной и измеренной оценками параметра КС определялись по формулам соответственно

$$\Delta_\varphi = \varphi_n - \varphi, \quad (6)$$

$$\delta_\varphi = \Delta_\varphi / \varphi \cdot 100 \%, \quad (7)$$

где φ_n и φ – численная и измеренная оценки параметра КС соответственно.

Из табл. 1 и 2 видно следующее.

1. Максимальные абсолютные (Δ) и относительные (δ) различия между численными и измеренными оценками параметров КС, достигнутые различными авторами, находятся в следующих пределах: $\Delta_{\Theta_{i, \text{cp}}} = 0,03...0,53$ % абс.; $\Delta_{\Theta_{i, \text{max}}} = 0,03...0,14$ % абс.; $\Delta_{\Theta_{\text{max}}} = 0,02...0,14$ % абс.; $\Delta_{\delta p} = 0,05...1,47$ % абс.; $\delta_{\bar{G}_i} = 5,85...72$ % отн.

2. Ни одна из рассмотренных численных моделей не обеспечивает максимальную точность одновременно по всем параметрам КС.

3. Ни одна из рассмотренных численных моделей не удовлетворяет целевому показателю точности Н. Mongia по абсолютному различию между численными и измеренными оценками параметра $\Theta_{i, \text{cp}}$ ($\pm 0,015$). Наилучший результат по этому параметру достигнут в исследовании объекта № 2 (0,03).

4. Целевому показателю точности Н. Mongia по абсолютному различию между численными и измеренными оценками параметра $\Theta_{i, \text{max}}$ ($\pm 0,03$) удовлетворяет единственная рассмотренная численная модель – объекта № 18 (0,03).

5. Целевому показателю точности Н. Mongia по абсолютному различию между численными и измеренными оценками параметра Θ_{max} ($\pm 0,03$) удовлетворяют две рассмотренные численные модели: объект № 2 (0,02) и объект № 15 (0,02).

6. Целевому показателю точности Н. Mongia по абсолютному различию между численными и измеренными оценками параметра δp ($\pm 0,25$ % абс.) удовлетворяют три численные модели из 10: объект № 14 (0,05 % абс.), объект № 13 (0,13 % абс.) и объект № 4 (0,19 % абс.).

7. Наилучшие результаты по относительному различию между численными и измеренными оценками параметра и \bar{G}_i достигнуты в исследованиях объектов № 6 (5,85 % отн.) и № 4 (6,8 % отн.).

8. Расчеты объектов № 1 – 16 выполнены в постановке, предусматривавшей охват расчетной областью одnogорелочного сектора всей КС, включая диффузор, кольцевые каналы (КК) и ЖТ, расчеты остальных объектов – в постановке, предусматривавшей охват расчетной областью только одnogорелочного сектора ЖТ. Связь между годом исследования и постановкой в выборе расчетной области не прослеживается.

9. В 10 численных моделях использовались гибридные расчетные сетки, в 5 – тетраэдрические, в 4 – гексаэдрические (в 3 из них – картографические). Прослеживается связь между годом исследования и топологией и размером сетки: в ранних исследованиях – это картографические сетки с количеством ячеек несколько сотен тысяч, в последних исследованиях – это, как правило, гибридные сетки с количеством ячеек порядка 2 млн. и более.

Прослеживается устойчивая связь между размером расчетной сетки и точностью численных оценок перепада давления на ЖТ δp (рис. 2, а) и относительного массового расхода воздуха через отверстия ЖТ \bar{G}_i (рис. 2, б).

10. Подавляющее большинство исследований (16 из 20) выполнено в постановке RANS.

Во всех объектах, моделировавшихся в постановке RANS, использовались дифференциальные модели турбулентности семейства k- ϵ .

Прослеживается связь между годом исследования и используемой моделью турбулентности: в ранних исследованиях – это стандартная k- ϵ модель, в последнем пятилетии – RNG и Realizable модели.

В 5 численных моделях из 13 использовалось уменьшенное значение турбулентного числа Шмидта по сравнению с его стандартным значением $Sc_T = 0,85$.

11. Связь между годом исследования и используемой моделью горения не прослеживается.

Все расчеты с горением, кроме одного объекта № 18, выполнены без учета лучистого теплообмена.

12. Распыленное жидкое топливо моделировалось как полностью испаренное в единственной численной модели из объекта № 15. В остальных 10 численных моделях объектов с горением распылен-

ного топлива капли моделировались в лагранжевой постановке.

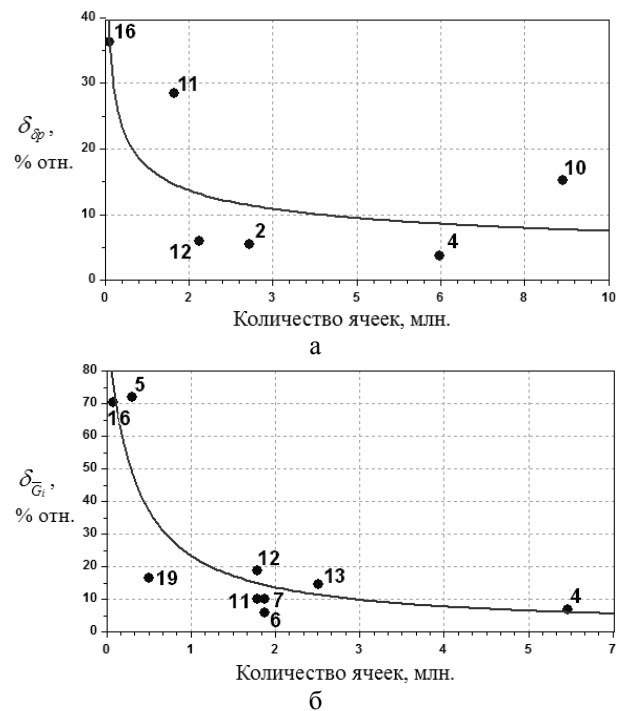


Рис. 2. Корреляция между количеством ячеек расчетной сетки и максимальным относительным различием численных и измеренных оценок параметров δp (а) и \bar{G}_i (б). Номера объектов соответствуют табл. 1 и 2

Заключение

На основании выполненного выше анализа можно сделать следующие выводы.

1. Целевые показатели точности, сформулированные Н. Mongia в 2001 г., сохраняют свою актуальность до настоящего времени: за истекшее десятилетие их удалось достичь в единичных численных расчетах КС.

2. В численных расчетах показателей качества работы КС большой прогресс достигнут в точности численных оценок перепада давления на ЖТ и распределения расхода воздуха по ее отверстиям, меньший – в точности численных оценок неравномерности температурного поля газа на выходе.

3. Из всех аспектов физико-математической постановки задач наиболее явно прослеживается зависимость точности численных оценок гидравлических параметров и параметров неравномерности температурного поля газа на выходе КС от топологии и разрешения расчетных сеток.

4. Хотя причинно-следственная связь неравномерности температурного поля газа на выходе КС с ее аэродинамикой очевидна, количественную связь между точностью численных оценок гидравлических параметров и точностью численных оценок

параметров неравномерности температурного поля газа на выходе КС установить не удалось вследствие недостатка данных.

Литература

1. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД / А. Лефевр. – М.: Мир, 1986. – 566 с.
2. Kotzer C. *Effects of Combustion Chamber Geometry upon Exit Temperature Profiles* / C. Kotzer, M. LaViolette, W. Allan // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2009*. – Orlando, Florida, USA.. June 8-12, 2009 (GT2009-60156). – 9 p.
3. Оран Э. Численное моделирование реагирующих потоков / Э. Оран, Дж. Борис. – М.: Мир, 1990. – 663 с.
4. Mongia H.C. *A Synopsis of Gas Turbine Combustor Design Methodology Evolution of Last 25 Years* / H.C. Mongia // *XV ISABE*. – Bangalore, India. September 3-7, 2001 (ISABE-2001-1086). – 19 p.
5. Wang F. *Gas Turbine Combustor Simulation with Various Turbulent Combustion Models* / F. Wang, Y. Huang, T. Deng // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2009*. – Orlando, Florida, USA.. June 8-12, 2009 (GT2009-59198). – 12 p.
6. Srinivasa Rao M. *Performance Improvement of an Aero Gas Turbine Combustor* / M. Srinivasa Rao, G. Sivaramakrishna // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2009*. – Orlando, Florida, USA., June 8-12, 2009 (GT2009-59928). – 8 p.
7. *Development of Lean-Burn Low-NOx Combustion Technology at Rolls-Royce Deutschland* / W. Lazik, Th. Doerr, S. Bake, R.V.D. Bank, L. Rackwitz // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2008*. – Berlin, Germany. June 9-13, 2008 (GT2008-51115). – 11 p.
8. *The Effects of Pressure on Gas Turbine Combustor Performance an Investigation Via Numerical Simulation* / Y. Cui, G. Xu, B. Yu, Ch. Nie, W. Huang // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2006*. – Barcelona, Spain. May 8-11, 2006 (GT2006-90635). – 8 p.
9. *CFD Simulations for the Development of Gas Turbine Low-NOx Hydrogen Combustor* / J. Riccardi, P. Gheri, G. Giorgiani, M. Schiavetti, G. Gigliucci // *Proceedings of WHEC*. – Lyon, France. June 13-16, 2006.
10. *A New Paradigm for Simulation of Turbulent Combustion in Realistic Gas Turbine Combustors Using LES* / G. Constantinescu, K. Mahesh, S. Apte, G. Iaccarino, F. Ham, P. Moin // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2003*. – Atlanta, Georgia, USA.. June 16-19, 2003 (GT2003-38356).
11. *Large-Eddy Simulation of Reacting Turbulent Flows in Complex Geometries* / K. Mahesh, G. Constantinescu, S. Apte, G. Iaccarino, F. Ham, P. Moin // *Transactions of the ASME. Journal of Applied Mechanics*. – 2006. – Vol. 73. – P. 374-381.
12. *Dudebout R. Integrated Process for CFD Modeling and Optimization of Gas Turbine Combustors* / R. Dudebout, B. Reynolds, K. Molla-Hosseini // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2004*. – Vienna, Austria. June 14-17, 2004 (GT2004-54011).
13. Куценко Ю.Г. *Применение численных методов газовой динамики для расчета камеры сгорания газотурбинного двигателя ПС-90А* / Ю.Г. Куценко // *Изв. вузов. Авиационная техника*. – 2004. – № 3. – С. 67-71.
14. Koutsenko I.G. *Application of CFD-Based Analysis Technique for Design and Optimization of Gas Turbine Combustors* / I.G. Koutsenko, S.F. Onegin, A.M. Sipatov // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2004*. – Vienna, Austria. June 14-17, 2004 (GT2004-53398).
15. *Ananda Reddy G. Non-reacting Flow Analysis from Combustor Inlet to Outlet using Computational Fluid Dynamics Code* / G. Ananda Reddy, V. Ganesan // *Defence Science Journal*. – 2004. – Vol. 54, № 4 (October). – P. 455-467.
16. *2002 Annual Technical Report / Center for Integrated Turbulence Simulations in collaboration with the Computer Systems Laboratory*. – Stanford University. – 2002.
17. *Progress toward large-eddy simulation of turbulent reacting and non-reacting flows in complex geometries* / K. Mahesh, G. Constantinescu, S. Apte, G. Iaccarino, F. Ham, P. Moin // *Annual Research Briefs. Center for Turbulence Research*. – 2002. – P. 115-141.
18. *Mahesh K. Simulating Turbulent Flows In Complex Geometries* / K. Mahesh, G. Constantinescu, P. Moin // *Proceedings of FEDSM. 4th ASME JSME Joint Fluids Engineering Conference*. – Honolulu, Hawaii, USA.. July 6-11, 2003 (FEDSM2003-45337).
19. *Application Of An Advanced CFD-Based Analysis System To The PW6000 Combustor To Optimize Exit Temperature Distribution – Part II: Comparison Of Predictions To Full Annular Rig Test Data* / T.S. Snyder, J.F. Stewart, M.D. Stoner, G. Randal, R.G. McKinney // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2001*. – New Orleans, Louisiana. June 4-7, 2001 (2001-GT-0064).
20. *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* / R.E. Maldecki, Ch.M. Rhie, R.G. McKinney, H. Ouyang, S.A. Syed, M.B. Colket, R.K. Madabhushi // *Proceedings of ASME TurboExpo 2001*. – New Orleans, Louisiana. June 4-7, 2001 (2001-GT-0062).
21. *CFD Modeling Of The Aero Gas Turbine Combustor* / G. Sivaramakrishna, Sh. Venkataraman, N. Muthuveerappan, T.K. Sampathkumaran // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2001*. – New Orleans, Louisiana. June 4-7, 2001 (2001-GT-0063).
22. *Combustor Geometry Optimization Studies Using CFD Technique* / G. Sivaramakrishna, N. Muthuveerappan, V. Shankar, T. K. Sampathkumaran // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2001*. New Orleans, Louisiana. June 4-7, 2001 (ISABE-2001-1089).
23. *Cold Flow Analysis of an Aero-Engine Gas Turbine Combustor Configuration* / H.S. Muralidhara, T.R. Shembharkar, B.R. Pai, P.S. Ramanujam, G.N. Jayaprakash, P.K. Pandey // *Papers of 15th Inter-*

national Symposium on Air Breathing Engines (XV ISABE). – Bangalore, India. September 3-7, 2001 (ISABE-2001-1233).

24. *Chrigui M. Numerical Analysis of Spray Dispersion, Evaporation and Combustion in a Single Gas Turbine Combustor / M. Chrigui, A. Sadiki, J. Janicka // Proceedings of ASME Turbo Expo 2008. – Berlin, Germany. June 9-13, 2008 (GT2008-51253).*

25. *Van Niekerk J.E. Prediction of the T56 Turbine Inlet Temperature Profile with an Abnormal Fuel Distribution / J.E. Van Niekerk, C.J. Meyer, R.M. Morris // Papers of XVII International Symposium on Air Breathing Engines (XVII ISABE). – Munich, Germany. September 4-9, 2005 (ISABE-2005-1229).*

26. *Gouws J.J. Modelling of a Gas Turbine Combustor Using a Network Solver / J.J. Gouws, R.M. Morris, J.A. Visser // South African Journal of Science. – 2006. – Vol. 102 (November/December) – P. 533-536.*

27. *An Efficient Strategy For The Design Optimization Of Combustor Exit Temperature Profile / O.S. Motsamai, J. A. Visser, M. Morris, D. J. de Kock // Proceedings of ASME Turbo Expo 2006. – Barcelona, Spain. May 8-11, 2006 (GT2006-91325).*

28. *Pretorius J. J. A Network Approach for the Prediction of Flow and Flow Splits within a Gas Turbine Combustor: MSc. Dissertation / J. J. Pretorius // University of Pretoria. – Pretoria, 2005.*

29. *Large Eddy Simulation of Two-Phase Reacting Flows / B. Cueno, M. Boileau, S. Pascaudy, J.-B. Mossa, E. Riber, T. Poinsot, C. Bérat // European Conference on Computational Fluid Dynamics ECCOMAS. CFD 2006. – Delft, Netherlands. – 2006. – 19 p.*

30. *Toward LES of an Ignition Sequence in a Full Helicopter Combustor / M. Boileau, J.B. Mossa, B. Cuenot, T. Poinsot, D. Bissières, C. Bérat // Report TR/CFD/05/72. – 2005. – 8 p.*

Поступила в редакцию 19.04.2010

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

АНАЛІЗ ТОЧНОСТІ ЧИСЛОВИХ ОЦІНОК ГІДРАВЛІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК І НЕРІВНОМІРНОСТІ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ ГАЗА КАМЕР ЗГОРЯННЯ ГТД ЗАСОБАМИ ОБЧИСЛЮВАЛЬНОЇ АЕРОГІДРОДИНАМІКИ (ОГЛЯД)

О.І. Кирилаш, В.Є. Костюк

Виконано аналіз точності числових оцінок перепаду тиску на жаровій трубі, розподілу витрати повітря по її отворам і нерівномірності температурного поля газу на виході камер згоряння 20 газотурбінних двигунів, досягнутої різними авторами в дослідженнях засобами обчислювальної аерогідродинаміки, виконаних у період 2001 – 2009 рр. Встановлено, що цільові показники точності, сформульовані Н. Mongia у 2001 р., досягнуті в одиничних розрахунках. Виявлена сильна залежність точності числових оцінок гідравлічних параметрів і нерівномірності температурного поля газу на виході камер згоряння від топології й розділення розрахункових сіток.

Ключові слова: камера згоряння, перепад тиску на жаровій трубі, розподіл повітря по отворам, температурне поле газу, числове моделювання, точність числових оцінок.

ACCURACY ANALYSIS OF GAS TURBINE ENGINE COMBUSTORS HYDRAULIC CHARACTERISTICS AND GAS TEMPERATURE FIELD NONUNIFORMITY NUMERICAL EVALUATIONS BY CFD METHODS (REVIEW)

Ye.I. Kirilash, V.Ye. Kostyuk

The accuracy analysis of pressure drop across flame tube, flame tube orifices mass flow rate distribution and exit gas temperature field nonuniformity numerical evaluations of the 20 gas turbine engine combustors attained by different authors with the help of CFD methods in researches realized at 2004 – 2009 is performed. It was ascertained that goal accuracy indices formulated by H. Mongia at 2001 were attained only in isolated calculations. The hydraulic parameters and combustor exit gas temperature field nonuniformity numerical evaluations accuracy dependence on the computational grids topology and resolution is ascertained.

Key words: combustor, pressure drop across flame tube, orifices mass flow rate distribution, gas temperature field, numerical simulation, numerical evaluations accuracy.

Кирилаш Елена Ивановна – аспирант кафедри конструкції авіаційних двигателів і енергетических установок Національного аэрокосмічного університета ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ», Харків, Україна, e-mail: aedlab@ic.kharkov.ua.

Костюк Володимир Євгеневич – канд. техн. наук, с.н.с., ведучий научний співробітник кафедри конструкції авіаційних двигателів і енергетических установок Національного аэрокосмічного університета ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ», Харків, Україна, e-mail: aedlab@ic.kharkov.ua.