DOI: 10.15593/2224-9982/2016.46.02

УДК 621.45.034

А.М. Сипатов, К.А. Шилов, А.Д. Нугуманов, Т.В. Абрамчук

ОАО «Авиадвигатель», Пермь, Россия

ЧИСЛЕННАЯ ДОВОДКА ПОЛЕЙ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ НА ВЫХОДЕ ИЗ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ

Одним из требований к характеристикам камеры сгорания газотурбинной установки (ГТУ) является обеспечение требуемой температурной неравномерности газов на выходе. В данной статье представлены результаты поиска оптимальных конструктивных мероприятий для снижения температурной неравномерности на выходе камеры сгорания ГТУ посредством численного моделирования. Выполнены анализ различных моделей горения и их верификация на основании натурного эксперимента. По результатам этого анализа была выбрана модель, благодаря которой возможно оценить температурную неравномерность на выходе камеры сгорания. С использованием данной модели были произведены расчеты различных конструктивных мероприятий по снижению неравномерности на выходе из камеры сгорания. Благодаря анализу проведенных расчетов были определены наиболее перспективные и эффективные варианты мероприятий по снижению температурной неравномерности. Также была проведена проверка соответствия снижения температурной неравномерности при расчете и при испытаниях на стенде ОАО «Авиадвигатель». Выбран вариант, наиболее удовлетворяющий требованиям, предъявляемым к температурной неравномерности камеры сгорания ГТУ. Подходы и методы, описанные в данной статье, могут широко применяться при доводке и оценке влияния конструктивных изменений на неравномерность температурных полей на выходе из камеры сгорания газотурбинных двигателей, работающих на природном газе.

Ключевые слова: температурная неравномерность, камера сгорания, модель горения, газотурбинная установка, верификация, фронтное устройство.

A.M. Sipatov, K.A. Shilov, A.D. Nugumanov, T.V. Abramchuk

OJSC "Aviadvigatel", Perm, Russian Federation

NUMERICAL SIMULATION FOR FINE-TUNING THE GAS TEMPERATURE FIELDS AT THE OUTLET OF THE GAS TURBINE COMBUSTION CHAMBER

One of the conditions for creation of combustion chambers is providing low temperature non-uniformity of output gases. This article describes the search for optimal design parameters to reduce temperature non-uniformity at the outlet of combustion chamber of gas turbine unit by a numerical simulation. Analysis was made of the various models of the combustion and their verification based on the natural experiment. The selected model allows estimate the temperature non-uniformity at the outlet of

the combustion chamber by computations of various design parameters. Thanks to the analysis carried out the computations identified the most promising and effective options for measures to reduce temperature non-uniformity. The same was done to check compliance of the reduction of temperature non-uniformity for the computations and the results obtained on the test bench OJSC "Aviadvigatel". The option was selected that best meets the requirements of temperature non-uniformity of the combustion chamber gas turbines. The approaches and methods described in the article can be widely applicable for fine-tuning and assessing the impact of design changes on the non-uniformity of the temperature fields at the outlet of combustion chamber of gas-turbine engines of natural gas fired.

Keywords: temperature non-uniformity, combustor, combustion model, gas-turbine unit, verification, head.

Введение

Особое место при доводке узлов газотурбинного двигателя (ГТД) отводится камере сгорания, которая требует большого объема экспериментальных исследований как в лабораторных, так и в стендовых условиях [1, 2]. Обеспечение заданной температурной неравномерности является одним из ключевых требований к камере сгорания [3]. Доводка камеры сгорания до требуемой неравномерности на выходе сопряжена с большим количеством стендовых испытаний, направленных на выбор оптимального варианта конструкции с точки зрения температурных полей при одновременном сохранении или улучшении остальных характеристик камеры сгорания (эмиссия вредных веществ, потери давления и т.п.). Развитие методов численного моделирования, позволяющих проводить численный анализ процессов, происходящих в камере сгорания, дает возможность выполнить предварительную оценку эффективности мероприятий по снижению температурного поля на выходе, что позволит снизить материальные и временные затраты на экспериментальную доводку изделия при выборе одного из предполагаемых мероприятий.

Постановка задачи, описание геометрии и численной модели

Объектом исследования отработки методики моделирования является камера сгорания ГТУ-25ПА (рис. 1). Расчетная область представлена сектором проточной части камеры сгорания с азимутальным углом 30° . Основными элементами горячей части камеры сгорания (рис. 2) являются: центробежный 18-лопаточный завихритель, жаровая труба с одним рядом основных отверстий с рассекателями (рис. 3) и перфорацией, кольцевой 6-секционный газосборник.

Рис. 1. Общий вид установки ГТУ-25П разработки ОАО «Авиадвигатель»

Рис. 2. Модель камеры сгорания

Рис. 3. Схема расположения основных отверстий и раскателей камеры сгорания

Для создания сеточной модели использовался программный комплекс ANSYS ICEM CFD 15.0. По алгоритму Делоне в расчетной области была создана сетка размером 54 млн элементов, с локальным сгущением в районе форсунки и объема жаровой трубы (рис. 4).

Рис. 4. Сеточная модель камеры сгорания

Расчеты проводились с использованием программного комплекса ANSYS CFX 15.0 в стационарной трехмерной постановке. Основываясь на опыте верификации расчетов различных завихрителей, в качестве модели турбулентности выбрали модель RNG $k-\varepsilon$. При выборе модели горения рассматривались следующие возможные варианты: EDM, EDM/FRC и BVM.

Модель горения EDM основана на связи скорости реакции и характерной скорости турбулентного смешения. В ANSYS CFX v15¹ [4, 5] используется модифицированный вариант этой связи:

$$R_n = A \frac{\varepsilon}{k} \min \left\{ \underbrace{\frac{[I]}{v'_{nI}}}_{\text{ограничитель по реагентам}}, B \underbrace{\frac{\sum_p (I)W_I}{\sum_p v''_{nI}W_I}}_{\text{ограничитель по продуктам}} \right\},$$

где A и B – коэффициенты модели; v' и v'' – стехиометрические коэффициенты прямых и обратных реакций; $[I]$ – молярная концентрация реагента I ; p – количество продуктов реакции n ; W_I – молекулярная масса.

¹ ANSYS CFX Theory Guide. ANSYS CFX release 15.0.

Тогда для определения долевого состава реагирующей смеси для каждого из ее компонентов решается уравнение переноса

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j Y_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho \left(D_i + \frac{\mu_t}{Sc_t} \right) \frac{\partial Y_i}{\partial x_j} \right) + S_i,$$

где ρ – плотность; Y_i – массовая доля компонента смеси; u – скорость; D_i – коэффициент диффузии; μ_t – турбулентная вязкость; Sc_t – число Шмидта, а источник суммируется исходя из скоростей всех реакций, в которых участвует этот компонент, и стехиометрических коэффициентов прямых и обратных реакций:

$$S_i = W_i \sum_{n=1}^N (v''_{ki} - v'_{ki}) R_k.$$

Модель с конечной скоростью реакции (FRC) предполагает, что скорость реакции определяется исходя из зависимости от температуры в форме Аррениуса:

$$\dot{R}_k = -A_c T^B [I_1]^n [I_2]^m \exp\left(-\frac{E_T}{T}\right),$$

где A_c – предэкспоненциальный фактор; E_T – температура активации реакции.

В турбулентном потоке скорость реакции определяется через функцию плотности распределения вероятности:

$$\tilde{R}_{k, \text{ турбулентный}} = \frac{1}{T_{\max} - T_{\min}} \int_{T_{\min}}^{T_{\max}} R_{k, \text{ ламинарный}}(T) P(T, \tilde{T}, \tilde{T}''^2) dT.$$

В данной работе эта модель применялась в виде ограничителя на EDM-модель, т.е. EDM/FRC.

Модель горения BVM является эволюцией модели тонкого фронта пламени. Модель тонкого фронта пламени описывает взаимодействие химических процессов и процессов турбулентного переноса в пределе быстрых реакций – большое число Дамкёлера (число Дамкёлера $Da = t_t/t_c$ – отношение временных масштабов течения и химических реакций). Горение происходит в слое, называемом тонким фронтом пламени. Турбулентное пламя рассматривается как множество лами-

нарных фронтов сложной конфигурации, которые внедрены в поле течения. В этом случае считается, что химические процессы в пламенах находятся в химическом равновесии (скорости прямых и обратных реакций равны) и термохимическое состояние может быть описано одним скаляром

$$Z = \frac{Z_{\text{топлива}}}{Z_{\text{топлива на входе топлива}}} = 1 - \frac{Z_{\text{окислителя}}}{Z_{\text{окислителя на входе окислителя}}},$$

где массовую долю «восстановленного» вещества Z можно определить через массовые доли составлявших его элементов следующим образом:

$$Z_j = \sum_{i=1}^n \frac{a_{ij} M_j}{M_i} Y_i.$$

Параметр Z в этом случае оказывается независим от химических процессов, поскольку задан через химические элементы, а они не подвержены изменениям. Это означает, что в уравнении для Z нет источников членов:

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{Z})}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{U}_j\tilde{Z})}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\bar{\rho}D + \frac{\mu_t}{\sigma_z} \right) \frac{\partial\tilde{Z}}{\partial x_j} \right).$$

Уравнение массовой доли восстановленного вещества для Z записано в осредненных переменных, тогда соответствующее ему уравнение для вариации

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{Z}''^2)}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{U}_j\tilde{Z}''^2)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\bar{\rho}D + \frac{\mu_t}{\sigma_z} \right) \frac{\partial\tilde{Z}''^2}{\partial x_j} \right) + 2 \frac{\mu_t}{\sigma_z} \left(\frac{\partial\tilde{Z}}{\partial x_j} \right)^2 - \bar{\rho}\tilde{\chi}.$$

Различие заключается в последних двух источниковых слагаемых. Первый из них генерационный, второй – диссипативный для вариации. В последнем $\tilde{\chi}$ – скорость диссипации скаляра, моделируемая в турбулентном потоке с использованием эмпирического соотношения

$$\tilde{\chi} = C_\chi \frac{\tilde{\epsilon}}{\bar{k}} \tilde{Z}''^2.$$

Таким образом, в турбулентном потоке состав смеси зависит от осредненной массовой доли восстановленного топлива $\tilde{Z}$, ее вариации

$\tilde{Z}''^2$ и скорости диссипации $\tilde{\chi}$. Эта зависимость в ANSYS CFX v15 определяется в виде

$$\tilde{Y}_{k, \text{ турбулентный}}(\tilde{Z}, \tilde{Z}''^2, \tilde{\chi}) = \int_0^1 \int_0^1 Y_{k, \text{ ламинарный}}(\tilde{Z}, \tilde{\chi}) P(\tilde{Z}, \tilde{Z}''^2, \tilde{\chi}) d\tilde{Z} d\tilde{\chi}$$

и представляет собой статистическую суперпозицию ламинарных пламен с помощью β -функции плотности распределения вероятности $P(\tilde{Z}, \tilde{Z}''^2)$.

В рамках модели горения заранее перемешанной смеси вводится дополнительная скалярная переменная G , характеризующая степень завершенности реакции таким образом, что $G = 0$ соответствует состав свежей смеси топлива и окислителя, в котором реакция горения еще не началась, а $G = 1$ соответствует состав продуктов сгорания полностью прореагировавшей смеси. Это и характеризует отличие модели тонкого фронта пламени от модели BVM.

Необходимо отметить, что распределение G , с учетом гипотезы тонкого фронта, бимодально, т.е. в одной конкретной точке потока присутствуют либо свежая смесь, либо продукты сгорания. Но при переходе к описанию пламени в турбулентном потоке необходимо переходить к осредненному параметру $\tilde{G}$. В этом случае доля каждого вещества в смеси определяется как композиция прореагировавшей и свежей смеси:

$$\tilde{Y}_k = (1 - \tilde{G}) \tilde{Y}_{k, \text{ свежая}} + \tilde{G} \tilde{Y}_{k, \text{ сгоревшая}}.$$

А перенос степени завершенности реакции записывается в виде

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{G})}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\bar{U}_j\tilde{G})}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_t}{Pr_c} \frac{\partial \tilde{G}}{\partial x_j} \right) + \bar{\rho}_u S_T |\nabla \tilde{G}|.$$

Здесь S_T – скорость распространения пламени в турбулентном потоке; $\bar{\rho}_u$ – плотность свежей смеси.

Необходимо отметить, что в такой постановке невозможно определить степень завершенности реакции в чистом потоке топлива или окислителя, поскольку состав смеси $\tilde{Y}_k$ не меняется при всех значениях

$\tilde{G}$, т.е. на входе топлива и на входе окислителя состав смеси не изменится вне зависимости от того, как задана степень завершенности, но это ключевым образом скажется на режиме горения ниже по потоку. Для преодоления сложностей, связанных с неопределенностью скалярного значения завершенности реакции, в ANSYS CFX v13 введена весовая степень завершенности реакции

$$\tilde{C} = \tilde{Z}(1 - \tilde{G}).$$

Таким образом, на входе окислителя $\tilde{C} = 0$. Линейная комбинация уравнений переноса для $\tilde{G}$ и $\tilde{Z}$ приводит к выражению

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{C})}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\bar{U}_j\tilde{C})}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\bar{\rho}D + \frac{\mu_t}{\sigma_c} \right) \frac{\partial\tilde{C}}{\partial x_j} \right) + \\ + 2 \left(\bar{\rho}D + \frac{\mu_t}{\sigma_c} \right) \left(\frac{\partial\tilde{Z}}{\partial x_j} \frac{\partial\tilde{G}}{\partial x_j} \right) - \tilde{Z}\bar{\rho}_u S_\tau |\nabla\tilde{G}| + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\bar{\rho}D \frac{\partial\tilde{C}}{\partial x_j} \right) \end{aligned}$$

с возможностью обратного преобразования: $\tilde{G} = \frac{\tilde{Z} - \tilde{C}}{\tilde{Z}}$. В данной ра-

боте для определения скорости фронта турбулентного пламени использовалось эмпирическое приближение Зимонта, связывающее ее нормальной или ламинарной скоростью фронта пламени:

$$S_\tau = A E \left(\frac{k^3 S_L^3}{\varepsilon \lambda_u} \right)^{\frac{1}{4}},$$

где A – коэффициент модели, $A = 0,43$; λ_u – теплопроводность несгоревшей (свежей) смеси; E – множитель, отвечающий за снижение скорости фронта из-за больших сдвиговых напряжений (высокого уровня диссипации кинетической энергии турбулентности k), представляет собой дополнительную функцию ошибок. Он вводится при уровне диссипации $\varepsilon > \varepsilon_{\text{крит}}$, в то время как при $\varepsilon < \varepsilon_{\text{крит}}$ его влияние игнорируется.

Данные модели горения были верифицированы на основе результатов эксперимента модельных горелочных устройств [6–11].

Анализ полученных результатов

На основе верификации моделей по экспериментальным данным, полученных на экспериментальном стенде ОАО «Авиадвигатель» (рис. 5), была выбрана модель горения – EDM. Критерием выбора этой модели горения было соответствие величины средней неравномерности поля температуры на выходе $\theta_{\text{ср}}$ из камеры сгорания и средней неравномерности поля температуры выходных газов эксперимента (рис. 6, а). Также стоит отметить, что применявшиеся модели горения не показали количественного сходства по максимальной неравномерности θ_{max} с эксплуатацией (рис. 6, б). Расхождение составило до 40 %, в связи с этим этот критерий оценивался качественно.

Рис. 5. Испытательный стенд ОАО «Авиадвигатель»

$$\theta_{\text{ср}} = \frac{T_{\text{ср}i} - T_{\text{вх}}}{T_{\text{ср}} - T_{\text{вх}}},$$

$$\theta_{\text{max}} = \frac{T_{\text{max}i} - T_{\text{вх}}}{T_{\text{ср}} - T_{\text{вх}}},$$

где T_{cpi} – средняя температура на i -м радиусе; $T_{вх}$ – температура входящего воздуха в камеру; T_{cp} – среднемассовая температура на выходе из КС; $T_{max i}$ – максимальная температура из T_{cpi} .

Рис. 6. Графики относительной средней (а) и относительной максимальной (б) неравномерностей температуры выходных газов для соответствующих расчетов различных моделей в сравнении с экспериментальными данными: — — испытания; — · — EDM/FRC; - - - EDM; — — BVM

На основании расчета базового варианта камеры сгорания можно сделать вывод, что на участке газосборника формируется высокотемпературное поле, похожее на «жгут» (рис. 7), который создает неравномерность температурного поля на выходе. Исходя из этого основной целью моделирования должно стать определение конструктивного мероприятия, при котором снизится температура этого «жгута» и температурная неравномерность.

Рис. 7. Поле температуры вдоль камеры сгорания базового варианта

Для снижения температурной неравномерности выходных газов был выбран ряд мероприятий:

1. Подача дополнительного воздуха непосредственно в поток горячих газов с помощью дополнительных отверстий в газосборнике.
2. Изменение подачи воздуха в жаровой трубе посредством изменения формы, количества отверстий разбавления.
3. Изменение угла крутки фронтального устройства.
4. Комбинация вариантов, которые дали положительные результаты в ходе расчетов.

Были выполнены расчеты конструктивных вариантов с мероприятиями. В процессе анализа расчетов сделан выбор в пользу наиболее эффективных мероприятий с точки зрения понижения температурной неравномерности на выходе из камеры сгорания. Основные результаты расчетов для выбранных вариантов представлены на рис. 8.

Рис. 8. Графики относительной средней (а) и относительной максимальной (б) неравномерностей температуры выходных газов для расчетов базовой конструкции КС и ее модификации: — базовый; - - - вариант 1; - - - вариант 2; — вариант 3; — вариант 4

Как видно из представленных графиков (см. рис. 8):

1. Все предложенные мероприятия по улучшению неравномерности поля температуры газов на выходе из камеры сгорания продемонстрировали снижение максимальной неравномерности температуры газов на выходе из КС.
2. Наибольшее снижение обеспечивает вариант № 4. Снижение максимальной неравномерности составило 26 %, но смещение пика средней неравномерности от центра к периферии относительно пика на базовом варианте может негативно сказаться на ресурсе газовой турбины.

3. Оптимальным выбором является вариант № 3. Снижение по максимальной неравномерности составило 21 %, без выраженного смещения пика средней неравномерности к периферии.

Стоит отметить, что по варианту мероприятий № 2 на стенде ОАО «Авиадвигатель» проводились испытания на низких режимах горения, при которых снижение максимальной температурной неравномерности составило 4 %. При моделировании этого варианта для номинального режима максимальная температурная неравномерность составила 15 %.

Заключение

На основе сопоставления расчетных и экспериментальных данных была разработана методика моделирования неравномерности температуры на выходе из камеры сгорания ГТУ наземного применения. При выборе моделей горения рассматривались EDM, EDM/FRC и BVM. Рекомендовано для расчета и оценки неравномерности поля температуры на выходе для камер сгорания с диффузионным типом горения использовать модель горения EDM.

На базе разработанной методики проведено численное моделирование серийной конструкции и различных мероприятий по снижению температурной неравномерности выходных газов из камеры сгорания ГТУ. На основании этих расчетов можно сделать вывод, что наибольшую эффективность по снижению температурной неравномерности имеют мероприятия, отвечающие за изменение угла крутки подаваемого во фронт камеры сгорания воздуха. Также существенное влияние на поля температурной неравномерности оказывает изменение формы и размеров основных отверстий в жаровой трубе.

Библиографический список

1. Мингазов Б.Г. Автоматизированная доводка камеры сгорания ГТД // Вестник Самар. гос. аэрокосм. ун-та им. С.П. Королева (нац. исслед. ун-та). – 2007. – № 2(13). – С. 137–140.
2. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. – М.: Мир, 1986. – 566 с.
3. Доводка поля температуры на выходе из многофорсуночной камеры сгорания ГТД методами трехмерного моделирования /

М.Ю. Орлов, И.А. Зубрилин, С.С. Матвеев, Ю.И. Цыбизов // Известия Самар. центра РАН. – 2013. – Т. 15, № 6(4). – С. 905–910.

4. Куценко Ю.Г. Численные методы оценки эмиссионных характеристик камер сгорания газотурбинных двигателей. – Екатеринбург; Пермь: Изд-во УрО РАН, 2006. – 139 с.

5. Launder B.E., Reece G.J., Rodi W. Progress in the development of a Reynolds_stress turbulence closure // J. Fluid Mech. – 1975. – Vol. 68(3). – P. 537–566.

6. Proceedings of Tenth International Workshop on Measurement and Computation of Turbulent (Non)Premixed Flames “TNF10” / Tsinghua University. Beijing, 29–31 July 2010. – URL: [sandia.gov>TNF/10thWorkshop/PDFs/TNF10_Summary.pdf](http://sandia.gov/TNF/10thWorkshop/PDFs/TNF10_Summary.pdf) (дата обращения: 27.03.2016).

7. Marsi A.R., Kalt P.A.M., Barlow R.S. The compositional structure of swirl-stabilized turbulent nonpremixed flames // Combustion and Flame. – 2004. – Vol. 137, iss. 1–2. – P. 1–37

8. Predicting complex turbulent flames using large eddy simulation and flamelet-based tabulated chemistry / C. Olbricht, F. Hahn, A. Kettelheun, J. Janicka // V ECCOMAS CFD 2010. Lisbon, 14–17 June 2010. – URL: [eccomas-cfd2010.org>docs/Folheto-final...final-.pdf](http://eccomas-cfd2010.org/docs/Folheto-final...final-.pdf) (дата обращения: 27.03.2016).

9. Meester R.De, Naud B., Merci B. Hybrid RANS/PDF calculations of a swirling bluff body flame (‘SM1’): influence of the mixing model // MCS 7, Chia Laguna, Cagliari, Dardinia, 11–15 September 2011. – URL: combustion-institute.it/>...MCS-7/papers/TC/TC-21.pdf (дата обращения: 27.03.2016).

10. Zhou R., Sweeney M.S., Hochgreb S. Flow field results of the Cambridge stratified swirl burner using laser Doppler anemometer. Technical Report CUED/A-TURBO/TR.134 / University of Cambridge. – 2012. – URL: <https://www.repository.cam.ac.uk/handle/1810/243259> (дата обращения: 27.03.2016).

11. Sweeney M.S. Measurements of the structure of turbulent premixed and stratified methane/air flames. A dissertation submitted to the University of Cambridge for the degree of Doctor of Philosophy. – May 2011. – URL: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0010218012001800> (дата обращения: 27.03.2016).

References

1. Mingazov B.G. Avtomatizirovannaya dovodka kamery sgoraniya GTD [Automated fine-tuning of the GTE combustion chamber]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni S.P. Koroleva*, 2007, no. 2(13), pp. 137-140.
2. Lefevre A. Protsessy v kamerakh sgoraniya GTD [Gas turbine combustion]. Moscow: Mir, 1986. 566 p.
3. Orlov M.Yu., Zubrilin I.A., Matveev S.S., Tsybizov Yu.I. The fine-tuning of the temperature field at the outlet of mnogovershinnoe of the combustion chamber GTE methods three-dimensional modelling. *Proceedings of Samara center of the Russian Academy of Sciences*, 2013, vol. 15, no. 6(4), pp. 905-910.
4. Kutsenko Yu.G. Chislennyye metody otsenki emissionnykh kharakteristik kamer sgoraniya gazoturbinykh dvigateley [Numerical methods for evaluation of emission characteristics of combustion chambers of gas turbine engines]. Ekaterinburg, Perm: Uralskoe otdelenie Rossiyskoy akademii nauk, 2006. 139 p.
5. Launder B.E., Reece G.J., Rodi W. Progress in the development of a Reynolds_stress turbulence closure. *J. Fluid Mech.*, 1975, vol. 68, no. 3, pp. 537-566.
6. *Proceedings of Tenth International Workshop on Measurement and Computation of Turbulent (Non)Premixed Flames "TNF10"*. July 29-31, 2010. Beijing: Tsinghua University, available at: [sandia.gov>TNF/10thWorkshop/PDFs/TNF10_Summary.pdf](http://sandia.gov/TNF/10thWorkshop/PDFs/TNF10_Summary.pdf) (accessed 27 March 2016).
7. Marsi A.R., Kalt P.A.M., Barlow R.S. The compositional structure of swirl-stabilized turbulent nonpremixed flames. *Combustion and Flame*, 2004, vol. 137, pp. 1-37.
8. Olbricht C., Hahn F., Ketelheun A., Janicka J. Predicting complex turbulent flames using large eddy simulation and flamelet-based tabulated chemistry. *VECCOMAS CFD 2010*, Lisbon, June 14-17, 2010, available at: [eccomas-cfd2010.org>docs/Folheto-final...final-.pdf](http://eccomas-cfd2010.org/docs/Folheto-final...final-.pdf) (accessed 27 March 2016).
9. Meester R.De, Naud B., Merci B. Hybrid RANS/PDF calculations of a swirling bluff body flame ('SM1'): influence of the mixing model. *MCS 7*, Chia Laguna, Cagliari, Dardinia, September 11-15, 2011, available at: combustion-institute.it...MCS-7/papers/TC/TC-21.pdf (accessed 27 March 2016).

10. Zhou R., Sweeney M.S., Hochgreb S. Flow field results of the Cambridge stratified swirl burner using laser Doppler anemometer. Technical Report CUED/A-TURBO/TR.134. University of Cambridge, 2012, available at: <https://www.repository.cam.ac.uk/handle/1810/243259> (accessed 27 March 2016).

11. Sweeney M.S. Measurements of the structure of turbulent premixed and stratified methane/air flames. A dissertation submitted to the University of Cambridge for the degree of Doctor of Philosophy. May 2011, available at: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0010218012001800> (accessed 27 March 2016).

Об авторах

Сипатов Алексей Матвеевич (Пермь, Россия) – доктор технических наук, начальник отдела камер сгорания ОАО «Авиадвигатель» (Россия, 614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93).

Шилов Кирилл Андреевич (Пермь, Россия) – инженер-конструктор-расчетчик ОАО «Авиадвигатель» (Россия, 614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: shilov-ka@avid.ru); аспирант кафедры «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29).

Нугуманов Алексей Дамирович (Пермь, Россия) – инженер отдела камер сгорания ОАО «Авиадвигатель» (Россия, 614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93).

Абрамчук Тарас Викторович (Пермь, Россия) – ведущий конструктор отдела камер сгорания ОАО «Авиадвигатель» (Россия, 614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93).

About the authors

Aleksey M. Sipatov (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Chief of Combustor Department, OJSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation).

Kirill A. Shilov (Perm, Russian Federation) – CFD-engineer, OJSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: shilov-ka@avid.ru); Postgraduate Student, Department of Aircraft Engines, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation).

Aleksey D. Nugumanov (Perm, Russian Federation) – Engineer, Combustor Department, OJSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation).

Taras V. Abramchuk (Perm, Russian Federation) – Lead Designer, Combustor Department, OJSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation).

Получено 17.12.2015