

Тепловые процессы в технике. 2026. Т. 18. № 4. С. 191–203
Thermal processes in engineering, 2026, vol. 18, no. 4, pp. 191–203

Научная статья

УДК 621.45.022.7:532.5:519.6:543.3:620.1

URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=188545>

EDN: <https://www.elibrary.ru/KGXWDB>

Расчетно-экспериментальное исследование структуры течения противоточной камеры сгорания газотурбинного двигателя

К.Е. Веселов¹, О.А. Евдокимов²✉

^{1,2}ФГБОУ ВО «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева», Рыбинск, Российская Федерация

²yevdokimov_oleg@mail.ru✉

Аннотация. Приведены результаты бесконтактных измерений газодинамики сектора противоточной камеры сгорания газотурбинного двигателя. Особые затруднения для экспериментальных измерений в конструктивно сложной форме камеры сгорания с применением *PIV* метода представляют пристеночные течения из-за ограниченного доступа лазерного пучка, однако полученные результаты могут быть использованы в качестве достоверного валидационного базиса для расчетных исследований. Представлены данные по сопоставлению результатов численного моделирования на основании *RANS*, *URANS* и гибридных вихреразрешающих подходов с экспериментальными измерениями. Показано, что наиболее достоверные подходы к описанию гидрогазодинамики течения – гибридные вихреразрешающие модели *SBES* и *DES* обеспечивают высокий уровень точности расчетов с отклонением относительно эксперимента не более 9÷16 %. Таким образом, целесообразно говорить о применимости *SBES* подхода для инженерных задач в связи с меньшим уровнем требований, предъявляемых к расчетной сетке.

Ключевые слова: противоточная камера сгорания, гибридные модели турбулентности, численное моделирование, *PIV*, бесконтактные измерения

Для цитирования. Веселов К.Е., Евдокимов О.А. Расчетно-экспериментальное исследование структуры течения противоточной камеры сгорания газотурбинного двигателя // Тепловые процессы в технике. 2026. Т. 18. № 4. С. 191–203. URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=188545>

Original article

Numerical and experimental study of the flow structure in a reverse-flow combustor of a gas turbine engine

K.E. Veselov¹, O.A. Evdokimov²✉

^{1,2}Soloviev Rybinsk State Aviation Technical University, Rybinsk, Russian Federation

²yevdokimov_oleg@mail.ru✉

Abstract. The combustion chamber is one of the most complex elements of a gas turbine engine, where various physical processes take place, including turbulent unsteady flows, chemical reactions, complex

and radiative heat transfer with phase transitions. It is also important to minimize hydraulic losses and maximize combustion efficiency as well as to reduce pollutants emissions in combustion products. Most numerical results published in various papers are based on different computational models describing turbulent flows, which are not always interchangeable or generalizable. Therefore, it is essential to have original experimental data on physical processes in gas turbine combustion chambers to validate different computational fluid dynamics (CFD) approaches. One suitable way lies in applying planar optical diagnostics to the flow. This paper presents new results from optical measurements of flow dynamics in a sector of a reverse-flow annular gas turbine combustion chamber. It also demonstrates the potential of using particle image velocimetry (PIV) to obtain detailed velocity distributions in complex turbulent flows in the combustor. Among the advantages of the experimental approach, the main disadvantage is related to the flow observation in near-wall regions, where measurements are limited due to the specific features of the laser beam's expansion, especially in the presence of wall curvature. Despite this fact, the obtained results can be used as a reliable basis for validation of numerical studies in the main flow field. A comparison of experimental data with results from numerical simulations based on *RANS*, *URANS*, and hybrid eddy resolving approaches is presented. Steady models do not provide accurate predictions of velocity profiles, while hybrid eddy resolving models, such as *SBES* and *DES*, provide high levels of calculation accuracy with deviations of no more than 9–16 % relative to experiment. For the simulation of reverse-flow combustion chambers, it is recommended to use the *SBES* turbulence model. It provides high-quality solutions to engineering problems thanks to the lower level of requirements placed on the computational grid, while maintaining a high level of accuracy in calculations. The results obtained can serve as a reliable basis for numerical simulations of flow structures in gas turbine combustors, as well as for configuring turbulence models.

Keywords: reverse-flow combustion chamber, scale-resolving turbulence models, numerical simulation, *PIV*, optical measurements

For citation. Veselov K.E., Evdokimov O.A. Numerical and experimental study of the flow structure in a reverse-flow combustor of a gas turbine engine. *Thermal processes in engineering*. 2026, vol. 18, no. 4, pp. 191–203. (In Russ.). URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=188545>

Введение

Камера сгорания (КС) является одним из наиболее сложных узлов газотурбинного двигателя (ГТД), в котором реализуется целый комплекс химико-физических процессов: изменение термодинамических параметров рабочего тела; изменение химического состава, фазовые переходы, сложная газодинамическая турбулентная структура течения с зонами рециркуляции, сложный высокоградиентный теплообмен с существенным вкладом всех механизмов (в том числе излучения). Это, в совокупности с рядом требований, применяемых к конструктивным решениям (минимизация потерь полного давления, обеспечение повышения полноты сгорания топлива, минимизация выбросов загрязняющих веществ, компактность) определяет сложность проектирования данного узла. [1, 2].

Метод цифровой трассерной визуализации потоков (*PIV*) открыл новые возможности полу-

чения детальной картины, в том числе благодаря получению информации о крупномасштабных вихревых структурах. Метод *PIV* позволяет получить детальную информацию о структуре течения в отдельных элементах ГТД, включая картину мгновенных векторных полей, пульсационных характеристик, усредненных по времени характеристик потока, необходимых для валидации численных моделей [3–5].

Активное применение бесконтактных методов в рамках упрощенных геометрических модельных камер сгорания (фронтных устройств) для визуализации пламени на основании ряда бесконтактных методов (*PIV*, *PDA* для характеристик распыления, *CH**-хемилюминесцентного, метода спектроскопии когерентного антистоксового рассеяния (*CARS*)) [6, 7] могут обеспечить фундамент для разработки валидированного подхода численного моделирования с целью прогнозирования характеристик реагирующего течения с интенсивной закруткой потока.

Также отметим, что последние 5–10 лет активно развивается применение бесконтактных измерений для секторного участка камеры сгорания ГТД. Так, в исследованиях [8, 9] за счет применения целого арсенала инновационных технических решений для контроля протекания горения в камере сгорания образца–демонстратора газотурбинного двигателя, работающего на природном газе, осуществляется анализ воспламенения и погасания пламени, а также эмиссионных характеристик.

Активно метод трассерной визуализации частиц применяется с целью валидации численных подходов в нереагирующей [10] и реагирующей постановке [11]. На основе экспериментальных и численных результатов авторам [10] удалось изучить влияние направления закрутки потока в массивах закрученных струй и получить данные о стабилизации зон рециркуляции внутри конструкции камеры сгорания. В исследовании [11] конструкция сектора камеры сгорания исследована с помощью *PIV* для получения данных о влиянии положения и размеров первичных отверстий на формирование зон стабилизации и, соответственно, основных особенностей протекания реакции (распределения температуры по тракту КС и в сечении перед сопловым вводом, полноты сгорания).

Таким образом, сегодня экспериментальный подход с применением бесконтактных методов измерения становится перспективным для получения экспериментальных данных с целью оптимизации конструкции узлов ГТД или получения данных для валидации моделей *CFD* (вычислительной гидрогазодинамики) [12]. Анализ публикаций в данной области демонстрирует противоречивость выводов авторов к применимости того или иного подхода, особенно в областях с интенсивной рециркуляцией, что затрудняет использование расчетных методов как инструмента инженерного проектирования без предварительной валидации [13]. Так, в ранее упомянутой работе [11] авторы используют двухпараметрическую *Realizable k-ε* модель турбулентности в связи со сложностями обеспечения достаточного сеточного разрешения вихреразрешающих подходов. Авторы отмечают, что модель продемонстрировала невысокие расхождения в профилях скорости между численным и натурным экспериментом в нереагирующей

постановке и принимают модель в качестве основной. В [10] авторы также получили высокий уровень корреляции результатов на основании модели турбулентности *Realizable k-ε* и продемонстрировали несостоятельность моделей *SST* и *Standard k-ε*. При этом в [14] рассматривается применение модели излучения в сочетании с различными моделями турбулентности. В ходе анализа результатов автор приходит к выводу, что расчет на основе *RANS* моделей занижает значения излучаемых тепловых потоков, что предполагает некорректное прогнозирование сроков службы теплонапряженных изделий КС и элементов турбины.

Применение вихреразрешающих, а также гибридных подходов в энергетике представляет большой интерес в настоящее время. Результаты [12, 15, 16] служат демонстрацией того, что моделирование сложных задач горения в сильно закрученном потоке в совокупности с вихреразрешающим подходом в промышленных конструкциях может демонстрировать высокий уровень точности для устойчивых процессов (осредненных профилей скорости, температуры, эмиссии оксидов азота), и для прогнозирования общей нестационарности течения, локального угасания пламени, пульсационных составляющих скоростей, а также особенностей прецессии ядра вблизи фронтального устройства в условиях горения. Также в [17] использование *LES* позволило прогнозировать *LBO* (нижняя концентрационная граница срыва пламени), хотя, как отмечают авторы, корреляция между *LBO* и коэффициентом избытка воздуха на поверхности зоны рециркуляции может быть получена на основании *RANS* моделей.

Стоит отметить, что применение вихреразрешающих подходов (*LES*, *DNS*) требует огромных вычислительных мощностей, обычные двухпараметрические модели турбулентности зачастую демонстрируют противоречивый уровень достоверности, а гибридные модели в литературе мало рассматриваются. Анализ опубликованных работ показывает, что в рамках реальных конструктивных устройств валидация производится для простых *RANS* подходов, в то время как валидация для вихреразрешающих методов может отсутствовать или ограничиваться конструктивно упрощенными элементами КС (горелочными модулями, фронтальными устройствами).

При этом до сих пор нет комплексного сопоставления различных подходов в одинаковых условиях для заключения о необходимости и достаточности применяемых методов для решения реальных инженерных задач в том числе с рассмотрением гибридных подходов.

Таким образом, в работе выполняется разработка рекомендаций к выбору модели турбулентности, необходимой и достаточной для инженерного моделирования структуры течения противоточных КС на основании детального сопоставления результатов вычислений с данными бесконтактных измерений. Для этого в рамках данной работы проведены бесконтактная трассерная визуализация потока (*PIV*) для разработанного экспериментального стенда для исследования структуры течения газа в геометрически сложной модели, которая имитирует сектор тракта противоточной камеры сгорания газотурбинного двигателя мощностью до 300 кг×с. В работе выполняется ряд замеров скорости внутри жаровой трубы. В последующем проводится сопоставление картины течения воздуха в модели с результатами численного моделирования *CFD*.

Методология экспериментального исследования

В рамках эксперимента выполняется исследование газодинамической структуры в тракте жаровой трубы противоточной камеры сгорания. Для проведения исследования газодинамики выполнена конструкция, которая имитирует 30-градусный сектор противоточной камеры сгорания ГТД. Экспериментальная модель включает в себя широкий цилиндрический подвод газа с конфузторным участком, обеспечивающим равномерный подвод газа к области исследования. Конфузторный участок сужается до выходного сечения центробежного компрессора. Экспериментальная модель представлена на рисунке 1 и выполнена с применением технологии 3D печати из *PLA*-пластика. Выбор материала обусловлен условиями проведения эксперимента в нереагирующей постановке и основной целью работы – имитацией течения воздуха в камере сгорания на режиме продувки. На внутренние стенки модели нанесена матовая черная краска для минимизации отражения световых лучей, попадающих на чувствительный элемент фотокамеры

и минимизации фонового шума. С лицевой стороны модели устанавливается стенка из стекла для возможности оптического доступа камерой, фиксирующей движение индикаторов. Аналогичным образом выполнена стенка из прозрачного материала (оргстекла) со стороны стенки диска компрессора для возможности «рассечения» исследуемой области лазерным лучом. Таким образом, необходим участок прозрачной стенки на участке жаровой трубы (рис. 2). В рамках опыта исследуется течение в канале жаровой трубы. В целях упрощения экспериментальной и расчетной постановок охлаждающие отверстия в конструкции жаровой трубы исключены, поскольку тепловое состояние граничных областей и локальная гидродинамика охлаждающих каналов не являются целью данного исследования, а потоки газа через каналы не оказывают влияния на топологию крупномасштабных вихревых структур, формирующихся в исследуемой области вне пристеночных течений.



Рис. 1. Модель экспериментального стенда

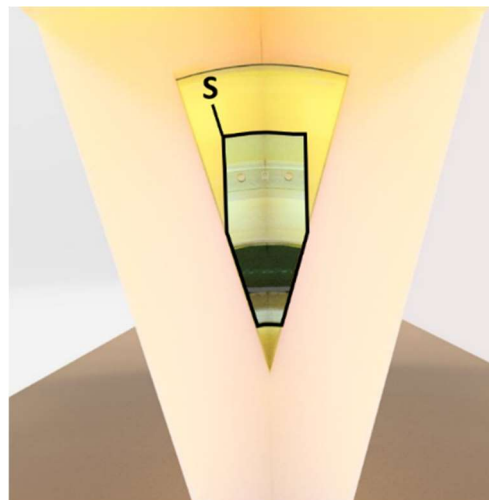


Рис. 2. Вид на модель со стороны лазера: *S* – прозрачный участок стенки жаровой трубы

На рисунке 3 представлена 3D модель схемы экспериментального стенда. Экспериментальный стенд работает следующим образом. Вихревой вентилятор 1 нагнетает поток в трубопровод 2 и обеспечивает ровный поток воздуха без пульсаций. Газ по трубопроводу попадает на вход в модель 3, где с помощью датчика давления 4 и термопары 5 определяются избыточное давление и температура потока. За входным участком поток попадает в исследуемый участок тракта жаровой трубы. Газодинамическая картина в исследуемой области фиксируется в плоскости лазерного лезвия 7, создаваемого при помощи импульсного лазера 8, что позволяет отследить перемещения индикаторов, которыми засеян воздух и получить векторное распределение мгновенных скоростей в двумерном пространстве. Фиксация положений этих частиц осуществляется при помощи камеры 9, расположенной, также как лазер, на специальных X-рельсах 10 для возможности их перемещения параллельно рельсу. В конечном итоге поток через трубопровод 10 выводится в вытяжку 6. Для синхронизации работы лазера и камеры установлен синхронизирующий процессор 11. Полученные результаты эксперимента обрабатываются и визуализируются на персональном компьютере 12 при помощи специализированного программного обеспечения *Actual Flow* [18].

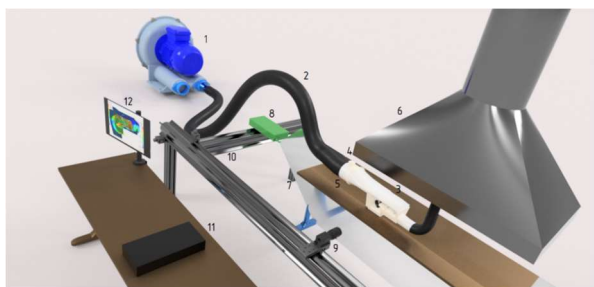


Рис. 3. 3D схема стенда: 1 – вихревая воздуходувка; 2, 10 – воздушная магистраль; 3 – исследуемая модель; 4 – преобразователь давления; 5 – посадочное место термопары; 6 – вытяжка; 7 – лазерная плоскость; 8 – импульсный лазер; 9 – цифровая камера; 10 – X Rail; 11 – синхронизирующий процессор; 12 – ПК с ПО *ActualFlow*

Для обеспечения воздушного потока частицами-трассерами непосредственно перед входной (всасывающей) секцией вентилятора (2) установлен дымогенератор. В качестве засеивающего материала используется смесь масла и воды (по 50 % по объему каждого), которая обеспечивает диапазон размеров частиц от 1 до 5 мкм в диаметре.

Измерения *PIV* проводились в продольной лазерной плоскости, проходящей через сечение имитатора форсунки. Для всех экспериментов лазерная плоскость создавалась с использованием объектива с углом раскрытия 43° , а ее толщина установлена равной 1,5 мм. Одиночный *PIV*-эксперимент длился не менее 100 секунд, в течение которых выполнялись записи двойных изображений с задержкой кадра в 12 мкс. Каждая запись двойного изображения состояла из двух лазерных импульсов одинаковой длительности по 10 нс и частотой 5 Гц. Таким образом, во время каждого измерения записано не менее 500 двойных изображений.

Постобработка изображений включала удаление фона, кросскорреляционный алгоритм *PIV*, процедуры интерполяции и осреднения. Во время удаления фона изображение обработано за счет статистических и арифметических операций, что позволило восстановить точную динамику частиц, наблюдаемую в экспериментах. В ходе двухитерационного кросскорреляционного анализа размер каждого интегрируемого элемента установлен равным 32×32 пикселя, при этом пространственное перекрытие между элементами составляло 30 %. Мгновенные реконструкции полей скорости проверялись на наличие «ложных» векторов, которые исключались с использованием адаптивного медианного фильтра и критериев отношения сигнал/шум (*SNR*) для пиков взаимной корреляции. На заключительном этапе выполнена процедура фильтрации, основанная на модели функции плотности вероятности (*PDF*). Итоговые распределения осредненной по времени скорости получались на основании статистической обработки указанной выше выборки из 500 мгновенных реализаций.

В ходе эксперимента предполагается измерение температуры и давления контактными методами на входе в исследуемую модель. Это позволяет определить условия проводимого опыта и определить граничные условия для численного моделирования.

Исходя из невысокой степени сжатия, создаваемой вентилятором, для измерения избыточного давления используется датчик преобразования давления (АИР10НДА) с рабочим диапазоном 0–400 КПа с погрешностью измерения не более 2 %.

Для измерения рабочих значений температуры применяется термопара. Так как предполагается обычная продувка модели воздухом без реакции горения, то рабочая температура близка к комнатной. Исходя из условий эксперимента и данных [19] выбран хромель-алюмелевый (ХА) тип термопары, уровень ошибки которой в эксперименте не превышает 0,8 %.

Общая погрешность измерений *PIV* оценивается на уровне не более, чем $\pm 3,0$ %. Чтобы минимизировать это значение, применены несколько указанных выше процедур фильтрации, рекомендованных в соответствующих документах и методиках к стенду *PIV*.

На основе полученных данных измерений для каждого рассмотренного режима определен массовый расход потока для возможности задания в качестве граничных условий в последующем численном моделировании, погрешность этой величины в соответствии с проведенной оценкой не превышает 5 %.

В работе представлены результаты одного режима работы, соответствующего $Re_{вх} = 20150$ во входном сечении модели, число Рейнольдса $Re_{вх}$ определено по (1). Таким образом, для первого режима температура и массовый расход поступающего в КС воздуха составили $T_{air} = 298$ К и $G_{air} = 40,5$ г/с. Для класса мощности газотурбинных двигателей, аналогичных рассматриваемой конструкции, рассматриваемый режим соответствует режиму холостого хода.

$$Re_{вх} = \frac{V_{вх} \times D}{\nu}, \quad (1)$$

где $V_{вх}$ – скорость воздуха на входе в конфузторный участок (м/с), D – диаметр входного конфузторного сечения, м, ν – кинематическая вязкость воздуха (м²/с).

Методология численного исследования

В рамках исследования подготовлена проточная модель экспериментального стенда и включает в себя, в том числе, широкий цилиндрический подвод газа с конфузторным участком сужения. Численное моделирование выполнено на неструктурированной сеточной модели. Расчетная схема и сеточная модель представлены на рисунке 4. Сетка состоит из 5 млн полиэдрических ячеек с увеличением их плотности в области проточной части внутри жаровой трубы до размеров 6×10^{-4} м, размер обусловлен микромасштабом

Тейлора, оцененным в нереагирующей постановке. Это позволяет разрешать вихри в потоке внутри жаровой трубы в случае гибридных моделей турбулентности. Более подробное сеточное разрешение уместно в рамках применения вихре-разрешающих подходов в реагирующих условиях, но при этом может быть менее практично в инженерной практике в связи с повышенными требованиями к вычислительным ресурсам. Сеточная модель имеет 10 призматических слоев для описания пограничных течений с высотой первой ячейки 10 мкн на поверхности жаровой трубы и 140 мкн на стенках корпуса. Для рассматриваемых режимов течений величина $Wall Y^+$ не превышает 2 в области интереса – на стенках жаровой трубы, и не превышает 5 на стенках корпуса модели.

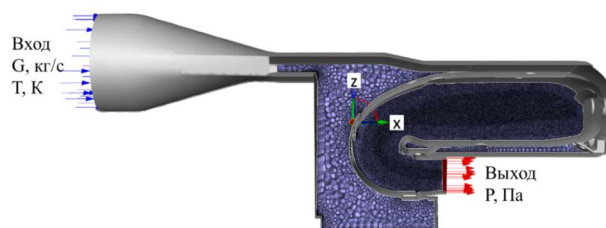


Рис. 4. Расчетная схема и сеточная модель

Численное моделирование базируется на решении системы уравнений Навье–Стокса, усредненной по методу Рейнольдса:

$$\begin{aligned} \rho \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \rho \frac{\partial (\bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} = \\ = - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + M \times \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_j^2} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(-\rho \overline{(u'_i u'_j)} \right), \\ u = \bar{u} + u'; \quad \rho = \bar{\rho} + \rho'. \end{aligned}$$

Наиболее часто в инженерной практике применяются двухпараметрические модели, которые основаны на гипотезе Буссинеска.

Также на практике часто рассматривается применение модели напряжений Рейнольдса (*RSM*), которая решает транспортные уравнения всех компонент тензора напряжений и переноса скорости диссипации кинетической энергии турбулентности. Преимущество данной модели заключается в возможности учета анизотропии турбулентности. Однако стоит отметить, что модель требует больше вычислительных ресурсов в связи с необходимостью замыкания системы

уравнений дополнительными уравнениями переноса для осредненных пульсационных компонент скорости. В трехмерном пространстве необходимо рассмотреть 6 уравнений переноса для всех компонент $\overline{u_i' u_j'}$ [20].

Для описания течения в рамках *RANS/URANS* подходов рассматриваются часто применяемые в инженерных расчетах модели турбулентности – двухпараметрические *k-ε*, *k-ω SST*, а также модель *RSM*.

В рамках двухпараметрических моделей уравнения диссипации энергии описывают рассеяние энергии на малых масштабах применительно к крупномасштабным движениям и их пульсациям. Попытка учесть разномасштабность процессов сформулирована Роттой и на этой формулировке базируется следующий подход – *Scale Adaptive Simulation (SAS)* [21]. Модель в последнее время активно используется для получения более детальной картины, поскольку в области развитой нестационарности позволяет получать разрешение нестационарных структур подобно вихреразрешающим (*SRS*) моделям за счет введения масштаба фон Кармана в уравнения переноса турбулентности для классической *SST URANS* модели в виде источникового члена, активируемого в области существенной неустойчивости [22].

В этом смысле подход является перспективным и обоснованным с точки зрения возможности получения корректных результатов о турбулентной структуре течения в условиях ограниченных вычислительных и временных ресурсов и, в связи с этим, рассматривается в исследовании.

Вихреразрешающие подходы (*SRS*) позволяют явно разрешить нестационарные турбулентные структуры и обеспечивают, таким образом, высокую точность описания динамики потока и диссипативных процессов. Однако *SRS* подходы требуют значительно детального разрешения сеточных моделей вплоть до диссипативных масштабов Колмогорова и из-за высоких требований к сеточному разрешению на данном этапе нецелесообразны для большинства практических инженерных задач.

Гибридные модели сочетают в себе преимущества *URANS* и *SRS* подходов и позволяют получить более детальную картину турбулентности при условии снижения требований к вычислительным ресурсам. Подход *Detached Eddy Simu-*

lation (DES) является гибридным подходом, суть которого заключается в активации *RANS* модели в пристеночной области, *SRS* подхода – в свободном потоке. В работе применяется модель *DES*, базирующаяся на модели Ментера (*SST*). Уравнения *RANS* активируются в областях, где масштаб энергонесущих вихрей меньше характерного размера ячеек сетки. Модель *DES* используется с функцией *DDES* для перехода между моделированием и разрешением вихрей и предназначена для защиты от описания пограничных слоев *LES* подходом [23].

Гибридная модель *Stress-Blending Eddy Simulation (SBES)* разработана на основании функции экранирования и позволяет четко разделять области *RANS/SRS*, обеспечивая согласованность тензоров касательных напряжений.

Таким образом, для моделирования данной задачи используются гибридные вихреразрешающие подходы *SBES* с подсеточной *WALE* функцией для моделирования мелкомасштабных вихрей, которые не разрешаются дискретной моделью, а также подход *DES* с функцией смешения *DDES*. Во всех рассматриваемых случаях моделирования система уравнений замыкается уравнением состояния идеального газа.

Для реализации *RANS* подходов, псевдовременной шаг составил $t = 4 \times 10^{-5}$ с. В рамках моделирования нестационарных постановок шаг по времени составляет $t = 2 \times 10^{-5}$ с при общем времени моделирования 0,1 с и периодом осреднения – 0,05 с.

В рамках исследования представлены результаты моделирования для режима продувки, соответствующего экспериментальному ($Re_{вх} = 20150$).

В работе выполняется сопоставление картины течения, полученной с помощью ряда подходов к описанию турбулентности, с экспериментальными данными качественно и количественно в виде профилей скорости в ключевых сечениях камеры.

Результаты экспериментального исследования газодинамики камеры сгорания

С помощью бесконтактных *PIV* измерений определены скорости на экспериментальном стенде, имитирующем течение в секторе жаровой трубы противоточной камеры сгорания в сече-

нии форсунки. В работе скорость представлена в приведенном виде, отнесенные к скорости в сечении за спрямляющим аппаратом после компрессора (2):

$$\bar{V} = \frac{V_i}{V_{с.а.}} \quad (2)$$

Для представленного режима $V_{с.а.} = 18,3$ м/с.

На рисунках 5, 6 продемонстрирована организация первичной зоны горения данной конструкции при вдуве струй воздуха поперечными струями: это позволяет организовать крупное вихревое движение для стабилизации фронта пламени в условиях воспламенения. Как видно на основании усредненной картины на рисунке 5, зоны рециркуляции имеют наклон относительно вертикали. Такой характер течения приводит к тому, что при рассмотрении поперечного сечения, проходящего через ось вращения, на периферии потока наблюдаются ненулевые составляющие скорости V_z : вблизи внутренней обечайки значения отрицательные (вектор направлен вниз), вблизи наружной обечайки – положительные (вектор скорости направлен вверх), что будет видно на графиках скоростей далее.

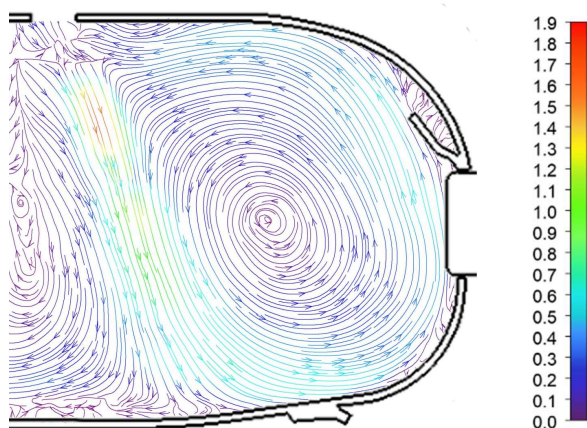


Рис. 5. Результаты экспериментальных измерений в виде усредненных линий тока, $Re_{ex} = 20150$ в приведенном виде

На рисунке 6 представлены мгновенные линии тока для двух моментов времени. Можно видеть существенную неустойчивость для поперечной струи первичного воздуха. Газ, достигая внутренней обечайки, разбивается на два потока, и порции газа, находящиеся на внешней стороне струи (отмечены на рис. 6 а) с различной интенсивностью направляются в зону вторичного горения. Также пульсации скоростей можно

видеть и в зоне стабилизации вблизи наружной обечайки (рис. 6 б): скорость колеблется в диапазоне $\bar{V} = 0,75 \div 1,14$.

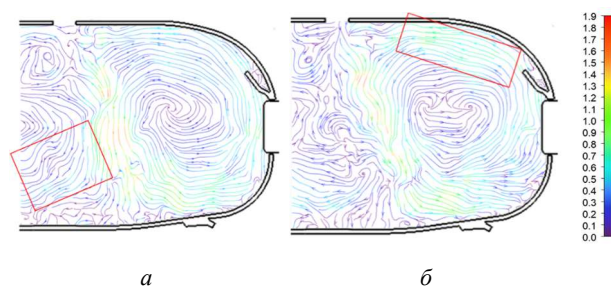


Рис. 6. Результаты экспериментальных измерений: а, б – мгновенные линии тока, $Re_{ex} = 20150$ в приведенном виде

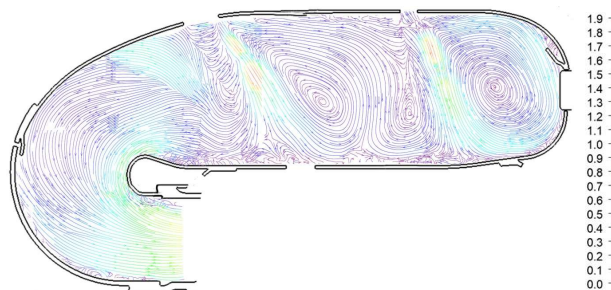


Рис. 7. Осредненная картина экспериментальных измерений течения в камере сгорания в виде линий тока, $Re_{ex} = 20150$

На рисунке 7 представлено полное продольное сечение исследуемого сектора. Полная картина течения позволяет наблюдать в нереагирующем течении крупномасштабные вихри. Ниже по потоку от первого ряда отверстий возникает зона вихря с низкими скоростями течения. Такая же вихревая область возникает перед вторым рядом крупных отверстий. Также стоит отметить, что в связи с разной периодичностью, восходящая струя из внутренней обечайки жаровой трубы не попадает в контрольное сечение, однако за отверстием наружной обечайки перед поворотом можно видеть небольшую область ускорения: она косвенно демонстрирует, что две струи (образуются из отверстий внутренней и внешней обечайки) при продувке взаимодействуют друг с другом, образуя заградительную пленку и обеспечивая зону смешения на участке поворота. Косвенно можно наблюдать часть этого потока в виде зоны с небольшим локальным ускорением вблизи наружной обечайки жаровой трубы на участке поворота сразу за вторичным отверстием.

Из полученной картины течения можно видеть, что высокий уровень неточности для мгновенных и осредненных полей скорости наблюдается в основании вдуваемых струй, где наблюдаются высокие скорости для формирования зон первичного горения и смешения. Это может быть обусловлено, в большей степени, неполным оптическим доступом к пристеночным областям криволинейной геометрии, а также высокими скоростями частиц в ядре потока.

Также на общем виде линий тока в тракте жаровой трубы наблюдается, что поток на повороте прижимается к стенке внутренней обечайки жаровой трубы, увеличивая скорость, а в большей части поворотного сечения скорости минимизируются вблизи наружной стенки. Наибольшие скорости наблюдаются во вдуваемых струях отверстий первичной зоны горения и зоны смешения, достигая 1,91.

Как видно на рисунках 5–7, применение бесконтактных методов измерений позволяет получить подробную информацию о характере течения воздуха внутри жаровой трубы, и может быть использовано в дальнейших исследованиях с целью оптимизации конструкции или в качестве валидационной основы для численного моделирования. В данной постановке основные сложности для подробного изучения заключены в получении данных вблизи криволинейных стенок из-за сложности обеспечения прямого оптического доступа и требует вращения сектора камеры при проведении эксперимента.

Результаты численного моделирования и сопоставительный анализ

Выполнено численное моделирование сектора. Картина течения в продольном сечении для рассматриваемых подходов к описанию турбулентности представлена на рисунке 8. Видно, что общую картину течения в тракте модели демонстрируют сопоставимую с данными эксперимента. Однако, можно видеть, что для всех применяемых моделей турбулентности наблюдается небольшое завышение скорости вблизи стенки внутренней жаровой трубы на участке поворота потока. Это может быть обусловлено обратным влиянием выходной границы, поскольку в рамках эксперимента газ по каналу выводится до вытяжки, в то время как

в расчетной модели выходная граница расположена перед сопловым аппаратом турбины.

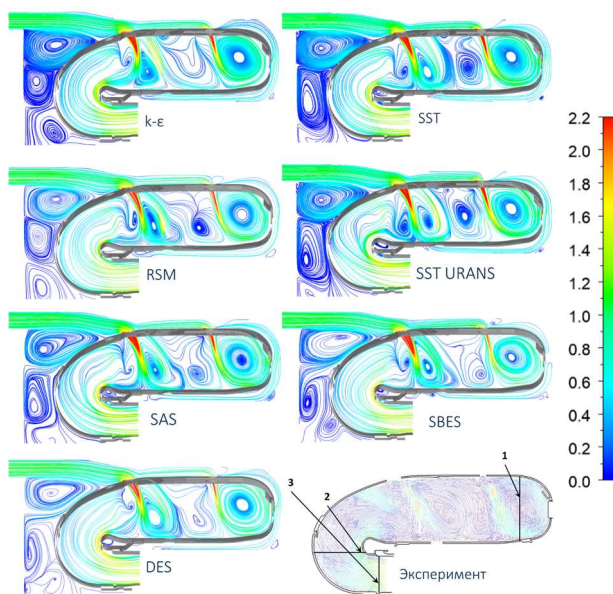


Рис. 8. Усредненные линии тока для рассматриваемых моделей для режима $Re_{вх} = 20150$ в приведенном к $V_{с.а.}$ виде

Из качественного анализа следует, что двухпараметрические модели ($k-\epsilon$, SST) завышают скорость в струе первичного воздуха КС. Можно видеть, что для всех применяемых моделей газ, поступающий через отверстие вторичного воздуха наружной обечайки, имеет меньшую глубину проникновения относительно визуализации экспериментальных замеров. Это определяет характер формирования крупномасштабного вихря сдвигового слоя перед струей (преимущественно справа от струи на рис. 8).

$k-\epsilon$, SST URANS, RSM также демонстрируют небольшое завышение скоростей у восходящего потока от отверстия внутренней обечайки жаровой трубы, которая находится немного выше по потоку относительно ранее отмеченного отверстия вторичного воздуха на наружной обечайке. В общем случае, модель $k-\epsilon$ качественно демонстрирует наименее точное описание течения, поскольку струя вторичного воздуха наружной обечайки преимущественно направляется на выход модели, а не на формирование зоны вторичного горения.

Подходы SAS , $SBES$ демонстрируют схожие картины линий тока, а DES демонстрирует наиболее точную картину (в том числе с положениями сдвиговых вихрей от первичных и вторичных

струй). В рамках эксперимента основание вдуваемой струи не удалось провизуализировать, в связи с чем наблюдается разница максимально достижимых скоростей между расчетными моделями и экспериментом (в численном моделировании скорость достигает в безразмерном виде 2,1 во всех случаях).

Для количественного сопоставления результатов моделирования и эксперимента данные приведены в виде графиков скоростей в нескольких ключевых сечениях в зависимости от относительной координаты сечения жаровой трубы $\bar{l} = x/h$ для сечений 1, 2, 3 (рис. 8 в сечении эксперимента): h – локальная высота жаровой трубы, x – координата. В качестве результатов представлены осредненные по времени полная составляющая скорости, V_x , V_z составляющие скорости, а также пульсационные составляющие проекций скоростей в безразмерном виде. Профили скорости представлены на рисунках 9–10.

Модели *RSM*, *SST* и *SAS* в сечении № 1 для компоненты V_z (в) отклоняются от экспериментальных точек, моделируя противоположное направление движения ($\bar{x} < 0,5$), что говорит об отсутствии упомянутого наклона рециркуляционного потока. Можно видеть, что *RANS* модели завышают скорости в первичной зоне вихря, также, как ранее отмечалось, все рассматриваемые модели демонстрируют завышение скорости на участке поворота. На участке поворота V_x модели *SST* и *SAS* также демонстрируют значения скорости противоположного направления на участке $\bar{x} < 0,6$.

Модели *SAS*, *SST* и гибридные *SBES* и *DES* демонстрируют меньшие отклонения от экспериментальных точек, преимущественно, за счет того, что не сильно завышают скорость в зоне первичного горения. Завышение скорости на участке поворота, скорее всего, связано с влиянием выходной границы на структуру течения.

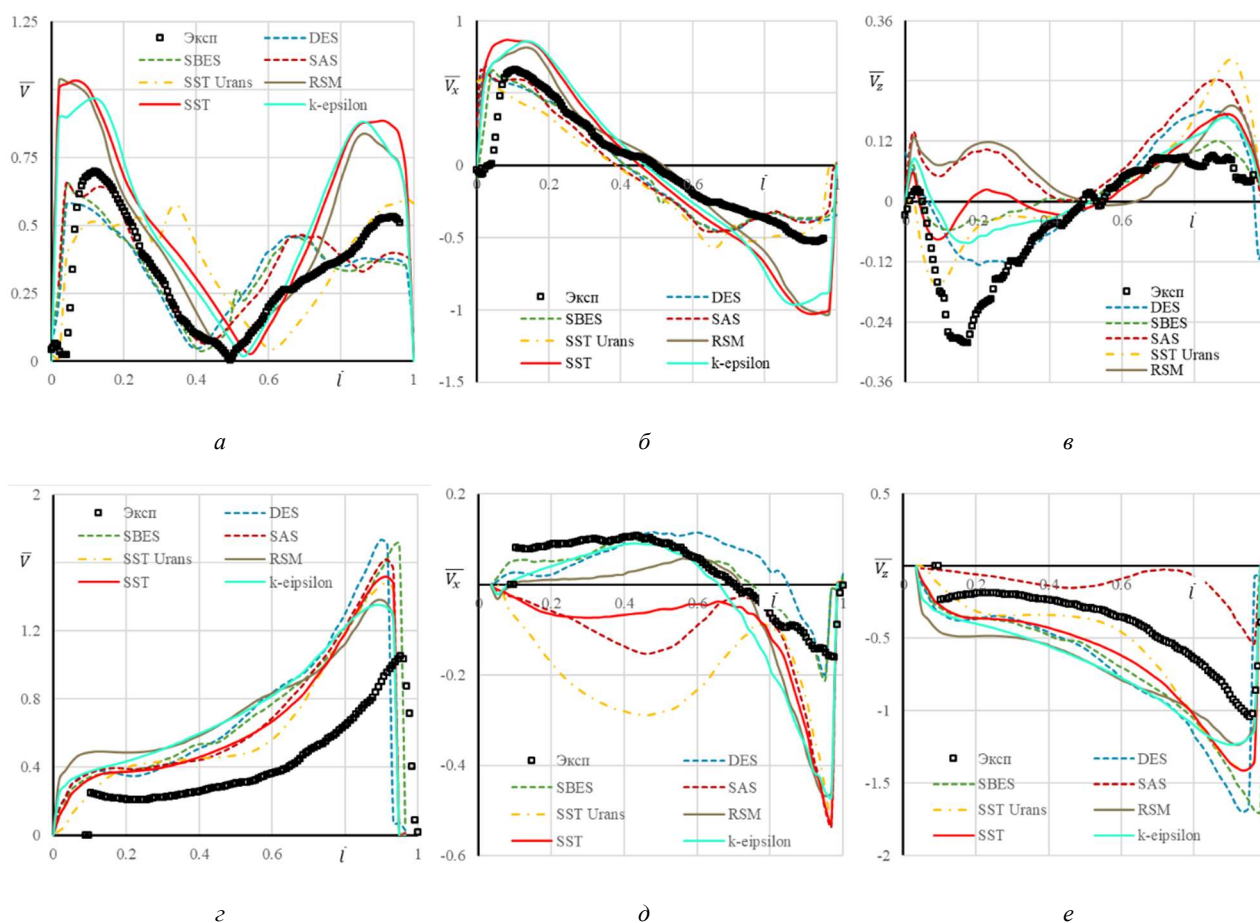


Рис. 9. Распределение компонент скорости для $Re_{bx} = 20150$ в сечении № 1 (а–в) и № 2 (г–е) в приведенном к $V_{c.a.}$ виде: а, г – полная составляющая, б, д – V_x составляющая; в, е – V_z составляющая

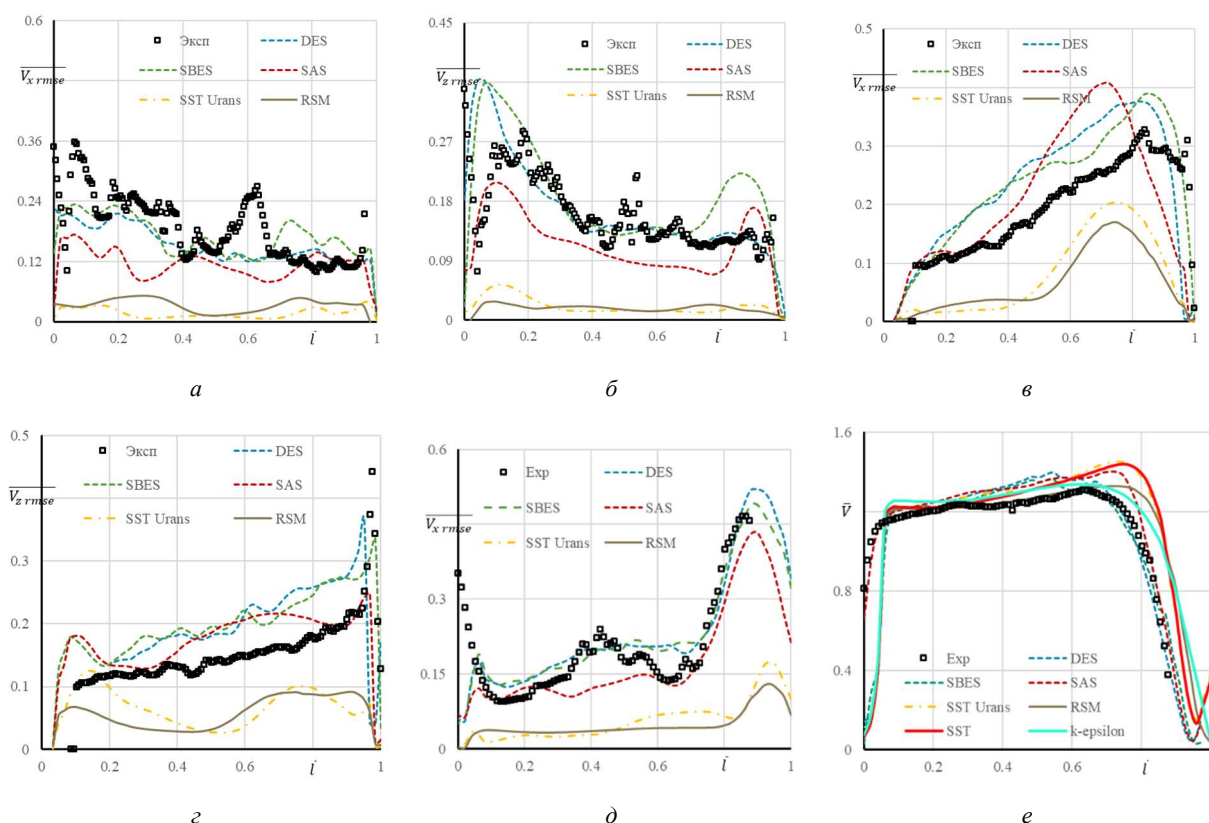


Рис. 10. Распределение скоростей в приведенном к $V_{с.а.}$ виде для $Re_{vx} = 20150$ для сечений № 1 (а, б), № 2 (в, г) и № 3 (д, е): а, в, д – пульсация V_x , б, г – пульсация V_z , е – полная скорость

Результаты пульсационных компонент скоростей (рис. 10) демонстрируют, главным образом следующие особенности: модели *SST* и *RSM* реализуют существенное занижение пульсаций скорости. Для $Re_{vx} = 20150$ модели *SBES* и *DES* демонстрируют схожий между собой уровень пульсаций и, преимущественно, наибольшую корреляцию с данными эксперимента. Модель *SAS* *SST* также демонстрирует близкий уровень отклонений. Наибольшие отклонения наблюдаются вблизи стенок жаровой трубы (рис. 10 д) и, вероятно, связаны со снижением достоверности данных эксперимента из-за и уменьшения освещенности пристеночных потоков. Для моделей *SBES* и *DES* характерный уровень отклонений вне приграничных областей составил $9 \div 16\%$ с ростом до 35% в некоторых сечениях для отдельных компонент (характерные значения $CKO - 0,1 \div 0,2$), остальные модели могут демонстрировать рост погрешности более чем в 3 раза, чаще прогнозируя компоненты скорости противоположного знака (рис. 9 д). Для *SBES* и *DES* характерный уровень погрешности пульсаций составляет до 33% , у моделей *URANS* – до 75% .

Глобально можно отметить, что *SBES* модель турбулентности достаточно точно описывает скорость во всех сечениях, как в осредненных полях, так и в пульсации скорости, зачастую с сопоставимым уровнем погрешности, аналогично *DES* модели. Для получения общей картины с качественно корректной картиной течения в не реагирующем течении *RANS*-подходы могут быть применимы в большинстве случаев. Модель *SAS* *SST* для этой задачи выглядит наиболее приемлемой. Для получения более детальных картин течения в камере сгорания газотурбинного двигателя, изучения пульсации уместнее применять *SBES* и *DES* подходы, сочетающие в себе *RANS*-подход вблизи стенок и *SRS* подход в основном потоке для моделирования крупных вихрей. Гибридные подходы реже завышают значения осредненных компонент скорости, в отличие от *RANS* моделей.

Заключение

В исследовании выполнены физическое и численное моделирование течения газового тракта противоточной камеры сгорания газотурбинного

двигателя. На основании полученных результатов можно сделать следующие выводы:

– В работе продемонстрирована возможность бесконтактных измерений к таким геометрически сложным конструкциям, как сектор противоточной КС ГТД малой тяги. Особую сложность для экспериментальных измерений представляют области вблизи стенок из-за ограниченного доступа лазерного пучка к потоку в связи с криволинейностью элементов и стенок жаровой трубы. Это косвенно подтверждается ростом пульсационных составляющих скорости в данных областях.

– Исследование процессов с высоким уровнем нестационарности *URANS* методами демонстрирует описание турбулентных пульсаций излишне сглаженным, в сравнении с гибридными подходами. Модели недостаточно точно описывают турбулентные пульсации вследствие того, что не разрешают мелкомасштабные флуктуации в полной мере.

– Выполненная валидация подходов к описанию турбулентности в секторе камеры сгорания позволила сформулировать наиболее достоверные подходы к предсказанию газодинамики течения – гибридные модели *SBES* и *DES*. Более того, применение модели *SBES* при вычислениях позволит значительно сэкономить вычислительные затраты благодаря снижению детального разрешения за пределами области интересов течения. Характерный уровень отклонений в области в среднем не превышает $9 \div 16\%$.

Полученные результаты являются достоверной валидационной базой и могут быть положены в основу методики численного моделирования КС ГТД.

Список источников

1. Lefebvre A.H., Ballal D.R. Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions (eds.) // CRC Press, 2010. 537 p.
2. Benini E. (ed.). Review of the New Combustion Technologies in Modern Gas Turbines // Progress in Gas Turbine Performance. 2013. DOI: 10.5772/54403
3. Liu W. et al. Experimental Study on Instability Characteristics of Low-Swirl Flames in a Multinozzle Combustor With Different Swirling Arrays // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2017. Vol. 139, № 6.
4. Okada M. et al. A fluorescent PIV technique for turbomachinery flows // J. Phys.: Conf. Ser. 2023. Vol. 2511, № 1. DOI: 10.1088/1742-6596/2511/1/012021
5. Veretennikov S.V., Evdokimov O.A. Visualization and PIV-study of the formation of a cooling film when flowing around the leading edge of the gas turbine nozzle blade // J. Phys.: Conf. Ser. 2019. Vol. 1421, № 1.
6. Sung Y., Choi G. Non-intrusive optical diagnostics of co- and counter-swirling flames in a dual swirl pulverized coal combustion burner // Fuel. 2016. Vol. 174. pp. 76–88. DOI: 10.1016/j.fuel.2016.01.011
7. Grohmann J. et al. Comparison of the Combustion Characteristics of Liquid Single-Component Fuels in a Gas Turbine Model Combustor // Volume 4A: Combustion, Fuels and Emissions. Seoul, South Korea: American Society of Mechanical Engineers, 2016. DOI: 10.1115/GT 2016-56177
8. Иноземцев А.А. и др. Разработка и применение бесконтактной технологии исследования процессов горения в камере сгорания газотурбинного двигателя // Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т. 22, № 3. С. 373–383.
9. Gubaidullin I.T. et al. Optical-electronic spectrometric system for monitoring combustion processes in the combustion chamber of gas turbine engine // PNRPU Aerospace Engineering Bulletin. 2015. № 41. С. 59–71.
10. Feng Y. et al. Experimental and Numerical Investigation of the Non-Reacting Flow in a High-Fidelity Heavy-Duty Gas Turbine DLN Combustor // Energies. 2022. Vol. 15, № 24. DOI: 10.3390/en15249551
11. Yao Q. et al. Effects of Primary Jets on the Flow Field and Outlet Temperature Distribution in a Reverse-Flow Combustor // Aerospace. 2025. Vol. 12, № 3. 182 p. DOI: 10.3390/aerospace12030182
12. Гаврилов А.А., Дектерев А.А. Применение PANS модели турбулентности для расчета течения в модельной радиально-осевой гидротурбине Francis-99 // Журн. Сиб. федер. ун-та. Техника и технологии. 2022. Т. 15, № 6. С. 726–738.
13. Menter F.R., Lechner R., Matyushenko A. Best Practice: RANS Turbulence Modeling in Ansys CFD. Version 1.0. Ansys Germany GmbH, 2021. 95 p.
14. Amaya J. Unsteady coupled convection, conduction and radiation simulations on parallel architectures for combustion applications. Fluid Dynamics, INPT, 2010. 281 p.
15. Bulat G., Jones W. P., Marquis A. J. Large Eddy Simulation of an industrial gas-turbine combustion chamber using the sub-grid PDF method // Proceedings of the Combustion Institute. 2013. Vol. 34, № 2. pp. 3155–3164. DOI: 10.1016/j.proci.2012.07.031
16. Kong F. et al. Modeling of spray flame in gas turbine combustors with LES and FGM // Fuel. 2022. Vol. 325.
17. Zubrilin I.A., Gurakov N.I., Matveev S.G. Lean Blowout Limit Prediction in a Combustor with the Pilot Flame // Energy Procedia. 2017. Vol. 141. pp. 273–281.
18. Программа «ActualFlow». Версия 1.17.3: руководство пользователя. – Новосибирск, 2012. 175 с.
19. ГОСТ Р 8.585-2001. Термопары. Номинальные статистические характеристики преобразования.
20. Speziale, C.G., Sarkar S., Gatski, T.B. Modelling the pressure-strain correlation of turbulence: an invariant

dynamical systems approach // *J. Fluid Mech.* 1991. Vol. 227. pp. 245–272.

21. Menter F., Kuntz M., Bender R. A Scale-Adaptive Simulation Model for Turbulent Flow Predictions // 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
22. Menter F., Egorov Y. A Scale Adaptive Simulation Model using Two-Equation Models // 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 2005.
23. Gritskevich M.S. et al. Development of DDES and IDDES Formulations for the $k-\omega$ Shear Stress Transport Model // *Flow Turbulence Combust.* 2012. Vol. 88, № 3. pp. 431–449.

References

1. Lefebvre AH, Ballal DR. Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions. (3rd ed.). *CRC Press*. 2010. 537 p.
2. Khosravy M. Review of the New Combustion Technologies in Modern Gas Turbines. *Progress in Gas Turbine Performance. InTech*. 2013. DOI: 10.5772/54403
3. Liu W. Experimental Study on Instability Characteristics of Low-Swirl Flames in a Multinozzle Combustor With Different Swirling Arrays. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2017;139(6). DOI: 10.1115/1.4035660
4. Okada M., Pinho J., Cernat B. et al. A fluorescent PIV technique for turbomachinery flows. *J. Phys.: Conf. Ser.* 2023;2511(1). DOI: 10.1088/1742-6596/2511/1/012021
5. Veretennikov SV, Evdokimov OA. Visualization and PIV-study of the formation of a cooling film when flowing around the leading edge of the gas turbine nozzle blade. *J. Phys.: Conf. Ser.* 2019;1421(1). DOI: 10.1088/1742-6596/1421/1/012043
6. Sung Y, Choi G. Non-intrusive optical diagnostics of co- and counter-swirling flames in a dual swirl pulverized coal combustion burner. *Fuel*. 2016;174:76–88. DOI: 10.1016/j.fuel.2016.01.011
7. Grohmann J, O'Loughlin W, Meier W et al. Comparison of the Combustion Characteristics of Liquid Single-Component Fuels in a Gas Turbine Model Combustor». *Volume 4A: Combustion, Fuels and Emissions. Seoul, South Korea: American Society of Mechanical Engineers*. 2016. DOI: 10.1115/GT2016-56177
8. Inozemtsev AA et al. Development and application of non-contact technology for studying combustion processes in a gas turbine engine combustor. *Thermophysics and Aeromechanics*. 2015;22(3):373–383. (In Russ.).
9. Gubaidullin IT, Andreeva TP, Gumerov A et al. Optical-electronic spectrometric system for monitoring combustion processes in the combustion chamber of gas turbine engine. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2015; 41:59–71. DOI: 10.15593/2224-9982/20 15.41.03
10. Feng Y et al. Experimental and Numerical Investigation of the Non-Reacting Flow in a High-Fidelity Heavy-Duty Gas Turbine DLN Combustor. *Energies*. 2022; 15(24). DOI: 10.3390/en15249551
11. Yao Q et al. Effects of Primary Jets on the Flow Field and Outlet Temperature Distribution in a Reverse-Flow Combustor. *Aerospace*. 2025;12(3):182. DOI: 10.3390/aerospace12030182
12. Gavrilov AA, Dekterev AA. Application of the PANS Turbulence Model to Calculate the Flow in the Francis-99 Model Radial–Axial Hydroturbine. *J. Sib. Fed. Univ. Eng. & Technol.* 2022;15(6):726–738. DOI: 10.17516/1999-494X-0430 (In Russ.).
13. Menter FR, Lechner R, Matyushenko A. *Best Practice: RANS Turbulence Modeling in Ansys CFD. Version 1.0. Ansys Germany GmbH*. 2021.
14. Amaya J. Unsteady coupled convection, conduction and radiation simulations on parallel architectures for combustion applications. *Fluid Dynamics. INPT*. 2010.
15. Bulat G, Jones WP, Marquis AJ. Large Eddy Simulation of an industrial gas-turbine combustion chamber using the sub-grid PDF method. *Proceedings of the Combustion Institute*. 2013;34(2):3155–3164. DOI: 10.1016/j.proci.2012.07.031
16. Kong F, Li T, Cheng C et al. Modeling of spray flame in gas turbine combustors with LES and FGM. *Fuel*. 2022;325. DOI: 10.1016/j.fuel.2022.124756
17. Zubrilin IA, Gurakov NI, Matveev SG. Lean Blowout Limit Prediction in a Combustor with the Pilot Flame. *Energy Procedia*. 2017;141:273–281. DOI: 10.1016/j.egypro.2017.11.105
18. *ActualFlow. Version 1.17.3. User Manual*. Novosibirsk. 2012. 175 p. (In Russ.).
19. *Thermocouples. Nominal static transformation characteristics. State Standard R 8.585-2001*. (In Russ.).
20. Speziale CG, Sarkar S, Gatski TB. Modelling the pressure–strain correlation of turbulence: an invariant dynamical systems approach. *J. Fluid Mech.* 1991;227: 245–272.
21. Menter F., Kuntz M., Bender R. A Scale-Adaptive Simulation Model for Turbulent Flow Predictions. *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: American Institute of Aeronautics and Astronautics*. 2003.
22. Menter F., Egorov Y. A Scale Adaptive Simulation Model using Two-Equation Models. *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. 2005.
23. Gritskevich MS, Garbaruk AV, Schütze J et al. Development of DDES and IDDES Formulations for the $k-\omega$ Shear Stress Transport Model. *Flow Turbulence Combust.* 2012;88(3):431–449. DOI: 10.1007/s10494-011-9378-4