

РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РЕЖИМА РАБОТЫ КОМПРЕССОРА НА ПРОЦЕССЫ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Орлов М.Ю.* , Анисимов В.М.**

*Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва,
Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия*

** e-mail: adler65@mail.ru*

*** e-mail: vradik@mail.ru*

Разработана расчётная методика определения влияния режима работы компрессора на рабочий процесс камеры сгорания (КС) газотурбинного двигателя (ГТД) наземного применения с помощью программного пакета ANSYS Fluent. Построена геометрическая модель, включающая в себя направляющий аппарат (НА) предпоследней ступени, рабочее колесо (РК) и НА последней ступени компрессора высокого давления (КВД), двугорелочный сектор камеры сгорания. Для передачи значений параметров потока с одного тела на другое были созданы «интерфейсы». Расчёт был проведён в нестационарной постановке на трёх режимах работы двигателя: 0.5, 0.7, 1 от номинального. Получено влияние компрессора на поле скорости, температуры на выходе из камеры сгорания и на места образования окислов азота.

Ключевые слова: камера сгорания, компрессор, направляющий аппарат, рабочее колесо, закруточные следы, эмиссия, компьютерное моделирование.

Улучшение показателей современных ГТД и газотурбинной установки (ГТУ) связано с совершенствованием рабочего процесса камеры сгорания. Параметры газового потока на входе в камеру сгорания формируются компрессором. Поэтому с точки зрения оценки эффективности газотурбинного двигателя важно рассмотреть взаимосвязь между рабочими процессами этих узлов. Это позволит оптимизировать проектирование камеры сгорания с целью удовлетворения требований со стороны двигателя и снизить время его создания и доводки. Используемая ранее поузловая доводка компрессора, камеры сгорания и турбины не всегда позволяет достигать требуемых характеристик их совместной работы в составе двигателя. Проблемы же, выявленные на этапе испытаний двигателя-демонстратора, уже достаточно сложно решать. При этом несогласование параметров рабочего процесса основных элементов двигателя ведёт к снижению характеристик двигателя, а в итоге — к потерям в конкурентной борьбе с другими производителями.

Течение воздуха через ступень осевого компрессора может рассматриваться как течение через си-

стему диффузорных каналов с уменьшением относительной скорости воздуха в рабочем колесе, уменьшением абсолютной скорости в направляющем аппарате и увеличением давления в обоих случаях. При этом важно установить, сохраняются ли на входе в камеру сгорания следы за выходными кромками лопаток, и если да, то как они влияют на её рабочий процесс.

Для исследования этой проблемы была использована методика совместных расчётов компрессора с камерой сгорания [1—3]. Методика была доработана в плане создания общей сеточной модели для компрессора и камеры сгорания, отработки принципов формирования граничных условий. В качестве объекта исследования использовался ГТД наземного применения, работающий на газовом топливе. Геометрическая модель (рис. 1), послужившая основой сеточной модели, включала в себя: направляющий аппарат предпоследней ступени компрессора высокого давления, рабочее колесо и направляющий аппарат последней ступени и проточную часть камеры сгорания. С целью сокращения времени на расчёты использовалась не полная окружная модель компрессора и камеры сгорания, а

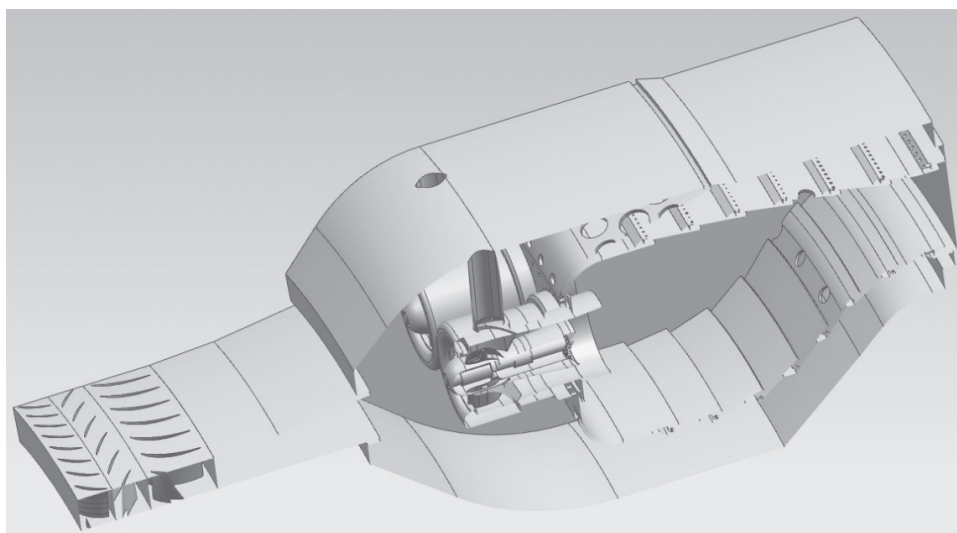


Рис. 1. Геометрическая модель камеры сгорания и компрессора

выделенные сектора. Угол секторов камеры сгорания и лопаточных венцов задавался постоянным. Угол сектора был выбран таким образом, чтобы сектор камеры сгорания включал два горелочных устройства, так как в исследуемой камере сгорания в зависимости от режима работы двигателя расход топлива для чётных и нечётных горелок мог различаться. Из соображений обеспечения условия периодичности, согласования секторов компрессора и камеры сгорания, а также точности расчёта, при выборе сектора лопаточных венцов количество лопаток в нём могло отличаться от реального не более чем 10%.

Конечно-элементная модель для каждого тела была сгенерирована с использованием усовершенствованной размерной функцией Proximity and Curvature в программном пакете Ansys Meshing (рис. 2). Одним из условий периодичности является идентичность сетки на боковых гранях сектора. Она достигается за счёт сеточного инструмента Match Control. Количество элементов в общей неструктурированной сеточной модели не превышает 12 млн. Параметр скошенности, отвечающий за качество

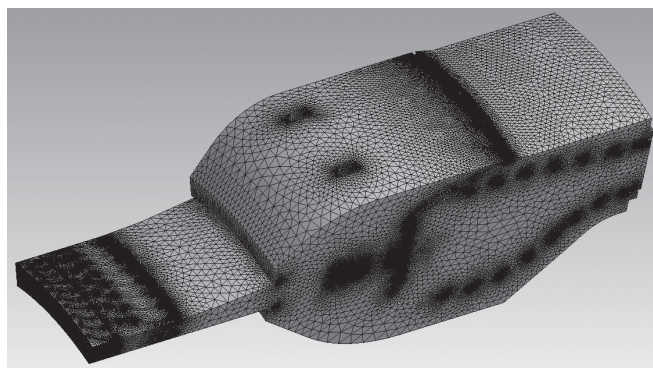


Рис. 2. Конечно-элементная модель камеры сгорания и компрессора

сетки, не превышает 0,96 (в данном случае он составляет 0,88). Это свидетельствует об удовлетворительном качестве сетки. В процессе генерации сетки задавались входные и выходные границы воздуха и топлива, а также парные «интерфейсы» на соприкасающихся гранях лопаточных венцов и камеры сгорания.

Для расчёта совместной работы компрессора и камеры сгорания использовался пакет трёхмерного моделирования Ansys Fluent, так как для него была отработана и верифицирована методика расчёта процессов с горением. После генерации сеточной модели были сформированы математическая модель расчётной области и граничные условия. Математическая модель включает в себя те расчётные модели, которые необходимы для моделирования процессов, протекающих в камере сгорания. В качестве модели турбулентности была выбрана модель RSM (Reynolds Stress Model), рекомендованная для расчёта течений в камере сгорания, где преобладают сложные структуры течения. RSM с большей точностью учитывает кривизну линий потока, завихрений потока, чем модели турбулентности с одним или двумя уравнениями.

В расчётах учитывался эффект излучения, так как в камерах сгорания тепловой поток от него был сопоставим с тепловым потоком, передаваемым за счёт теплообмена посредством конвекции или теплопроводности. Это объясняется высоким уровнем температур. В данном расчёте была выбрана модель излучения DO, которая охватывает полный диапазон длин волн и позволяет решать задачи с учетом лучистого теплообмена при горении. Модель позволяет учитывать рассеяние, анизотропию, полупрозрачные среды и влияние частиц в потоке.

Расчёт коэффициента поглощения излучения для смеси задавался моделью wsggm-domain-based

(weighted-sum-of-gray-gases model). Данная модель позволяет рассчитать коэффициент поглощения смеси в зависимости от локальной массовой доли водяного пара и двуокси углерода.

Для моделирования процессов горения в камере сгорания была выбрана модель Flamelet Generated Manifold. Для моделирования механизма горения метана был использован кинетический механизм GRI 3.0.

В качестве граничных условий задаются входные значения давления и температуры потока, поступающего из рабочего колеса предпоследней ступени компрессора, и топлива, поступающего в КС. Так как поток набегает на лопаточный венец направляющего аппарата под определённым углом, то были заданы направляющие векторы в цилиндрической системе координат: в радиальном направлении — 0, в окружном направлении — 0,74, в осевом направлении — 0,67.

Условие периодичности на боковых гранях секторов камеры сгорания и лопаточных венцов задавалось с помощью текстовых команд. Для передачи значений параметров потока с одного тела на другое было обеспечено взаимодействие между определёнными, ранее созданными «интерфейсами» (рис. 3).

Расчёт проводился в нестационарной постановке, для которой необходимо задать определённый временной шаг и количество временных шагов, требующееся для схождения задачи. В соответствии с рекомендациями, предложенными программным комплексом ANSYS, величина временного шага рассчитывается в зависимости от количества лопаток рабочего колеса, а количество временных шагов задаётся таким образом, чтобы рабочее колесо совершило три полных оборота, необходимых для сходимости задачи. Для правильного задания величины временного шага необходимо, чтобы на каждый межлопаточный канал рабочего колеса приходилось не менее определённого количества временных шагов. Тогда за один временной шаг ротор поворачивается на малый угол. Принимая во внимание скорость вращения ротора и этот угол, можно рассчитать величину временного шага, т.е. время, за которое ротор поворачивается на этот угол.

Расчёты для выбранной проточной части были выполнены для ряда рабочих режимов двигателя (номинальный, 0.5 от номинального и 0.7 от номинального) с компрессором и без него. Расчёты показали, что закрученные следы от лопаток распространяются вплоть до фронтального устройства (рис. 4). Это влияет на форму факела (рис. 5) и поле температур на выходе из камеры сгорания (рис. 6).

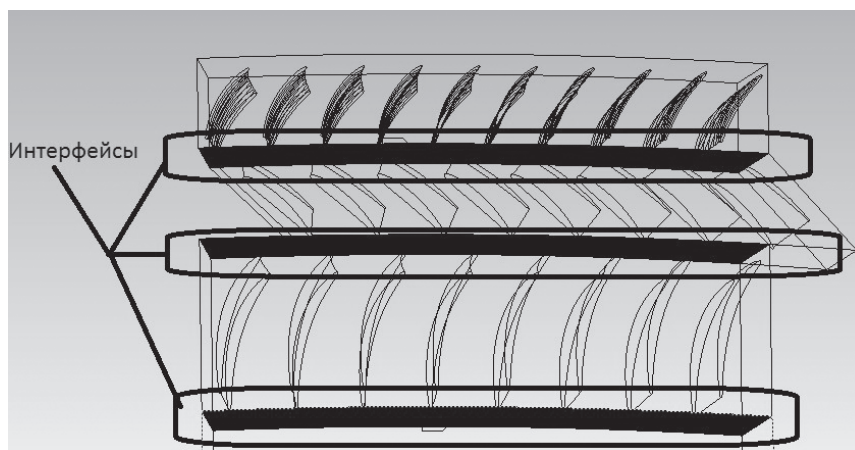


Рис. 3. Интерфейсы на соприкасающихся гранях тел

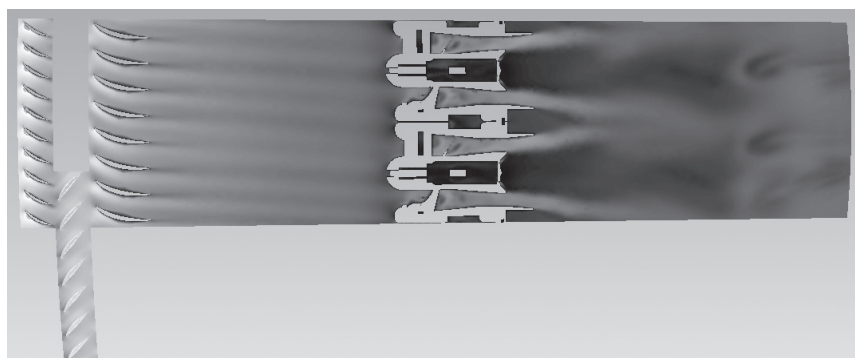


Рис. 4. Распределение скорости в окружном сечении камеры сгорания

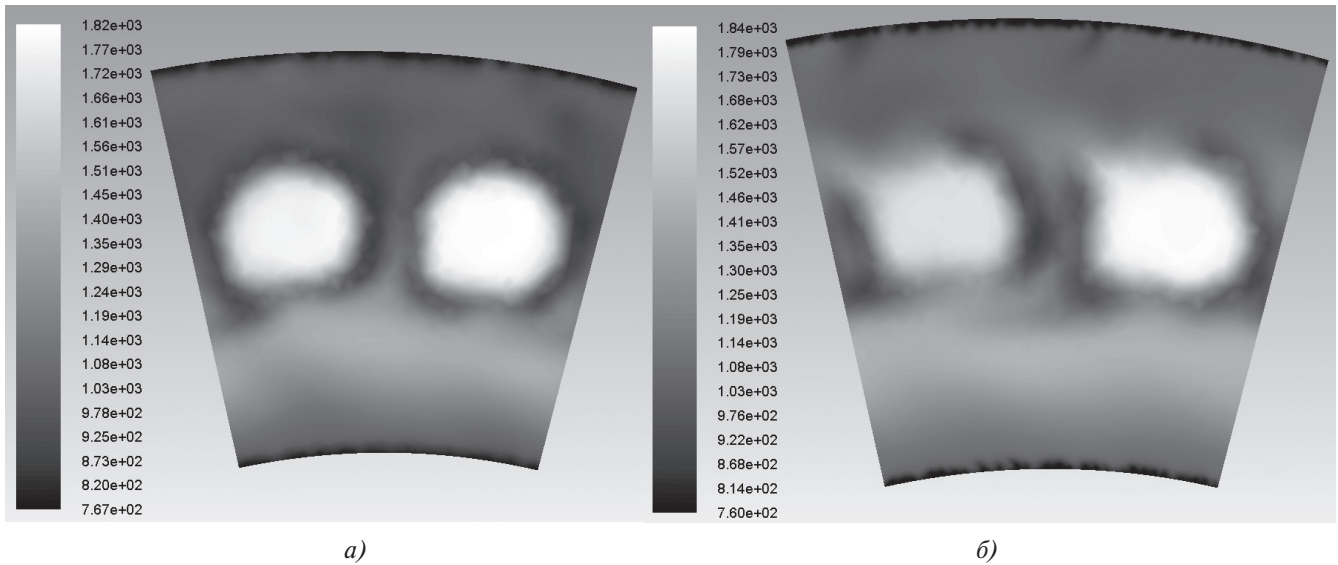


Рис. 5. Форма факела в поперечном сечении без учёта (а) и с учётом (б) компрессора на номинальном режиме работы двигателя

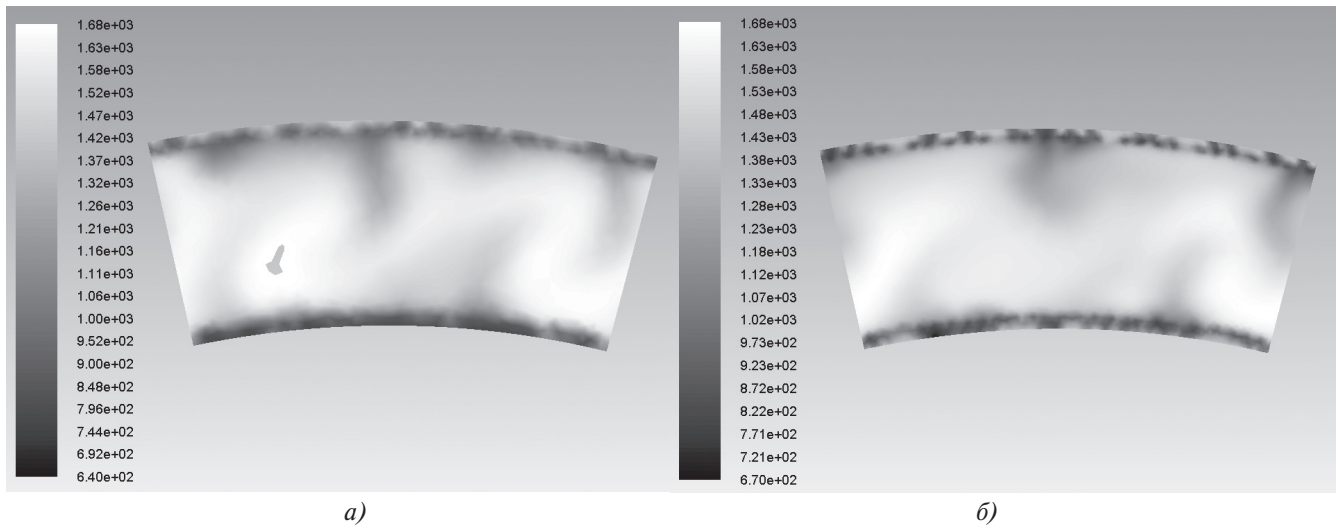


Рис. 6. Эпюра температуры на выходе из камеры сгорания без учёта (а) и с учётом (б) компрессора на номинальном режиме работы

На рис. 7 представлено полученное в расчёте изменение радиальной эпюры изменения температуры на выходе из камеры сгорания с компрессором и без него.

Сравнение эпюр для двух видов расчёта показывает, что учёт вращения компрессора влияет на вид эпюр.

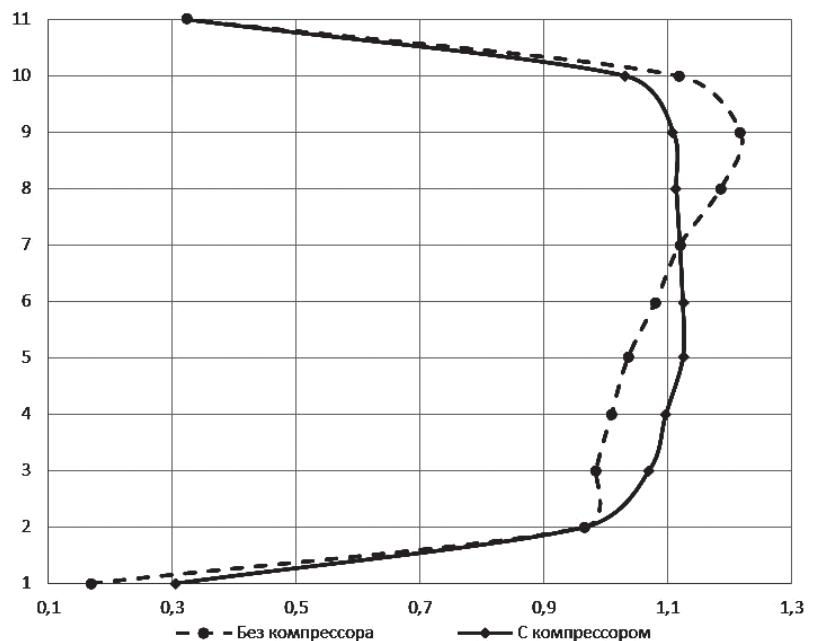


Рис. 7. Радиальная эпюра неравномерности температуры на выходе из КС на режиме работы двигателя 0,7 от номинального

Сопоставление расчётных данных для различных режимов позволяет сделать вывод о том, что как для радиального, так и для окружного распределения температуры наименьшие различия в расчётах с учётом компрессора и без него имеют место при работе двигателя на номинальном режиме.

Также по результатам расчётов были построены графики изменения массовой концентрации NO_x . Расчётные данные осреднялись по сечениям, расположенным за горелками перпендикулярно оси двигателя до отверстий зоны разбавления (рис. 8).

Полученные результаты показывают, что учёт компрессора приводит к изменениям формы и размеров области зоны образования NO_x , а следовательно, и его концентрации в продуктах сгорания (рис. 9).

Также были построены поля изменения скорости образования NO_x в этих сечениях (рис. 10).

Анализ расчётных данных по NO_x показывает существенные различия в уровнях его образования для расчётов с учётом компрессора и без него.

Выводы

1. Расчёт рабочего процесса камеры сгорания с учётом вращения компрессора позволяет получить данные, качественно и количественно отличающиеся от данных расчётов без учёта компрессора.

2. Наименьшее влияние компрессор оказывает на номинальном режиме работы двигателя, а наибольшее — на 0,5 от номинала.

3. Установлено, что закомочные следы от лопаток компрессора распространяются вплоть до

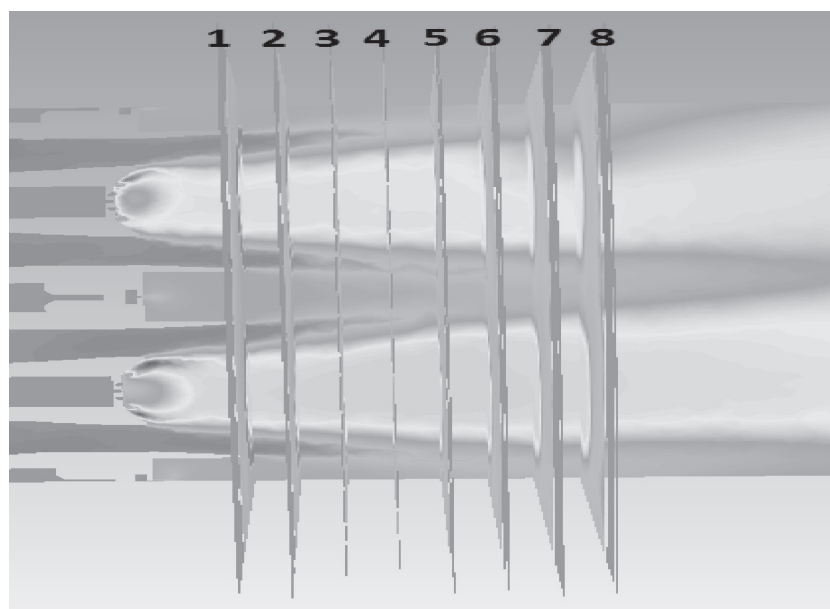


Рис. 8. Расположение расчётных сечений за фронтальным устройством

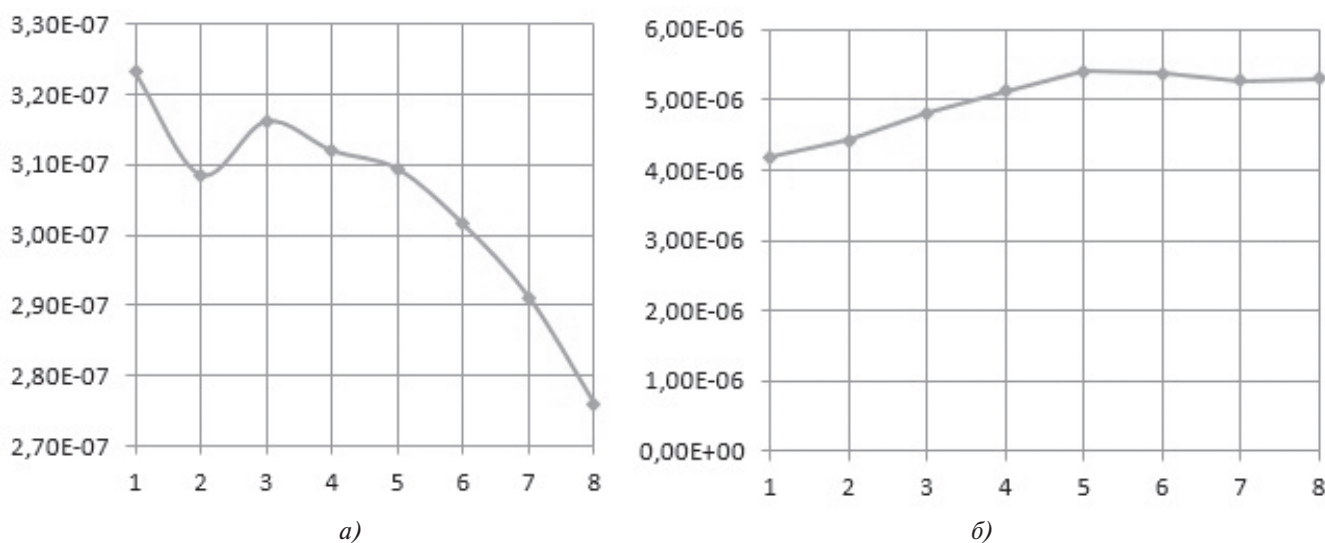


Рис. 9. Изменение средней концентрации NO_x по длине жаровой трубы на номинальном режиме работы двигателя без учета компрессора (а) и с его учётом (б)

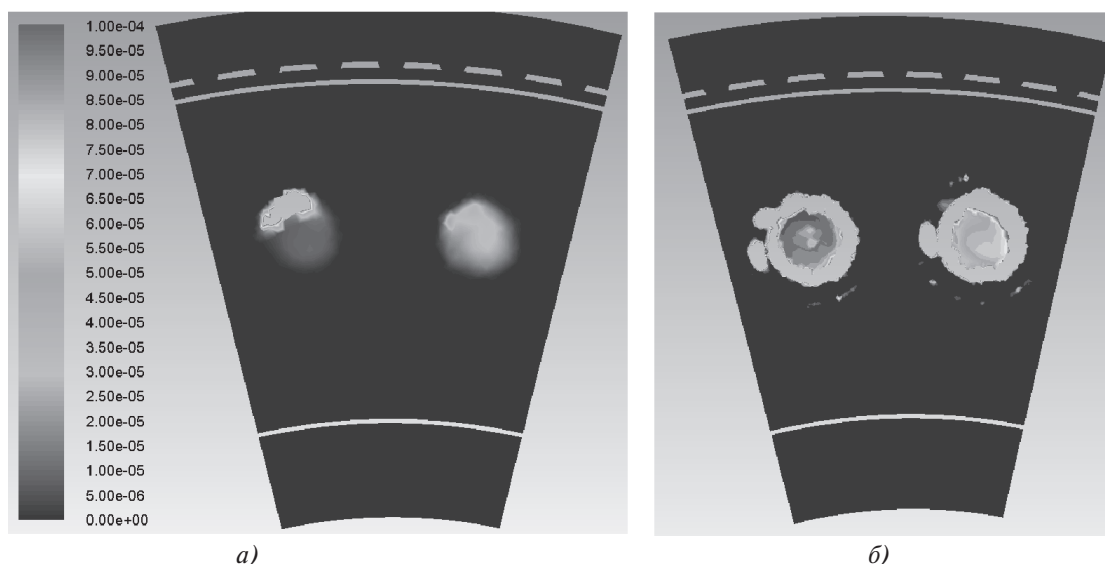


Рис. 10. Скорость образования NO_x , определённая по термическому механизму в первом сечении камеры сгорания на номинальном режиме работы двигателя: а — без учёта компрессора; б — с учётом компрессора

фронтального устройства камеры сгорания и изменяют форму факела, поле давления, температуру и скорость в зоне обратных токов, что в конечном итоге может повлиять на определяемые значения полноты сгорания, экологических характеристик и поле температур на выходе из камеры сгорания.

4. Таким образом, расчёты на модели с компрессором более полно отражают особенности рабочего процесса камеры сгорания и повышают эффективность проектирования новых изделий.

Разработанная методика может быть использована как для оптимизации работы камеры сгорания в составе двигателя и её доводки, так и для анализа влияния на работу камеры сгорания различных факторов, связанных с положением в пространстве летательного аппарата, изменением режима работы двигателя, попаданием в тракт посторонних предметов и т.д.

Библиографический список

1. *Матвеев С.Г., Орлов М.Ю., Матвеев С.С., Зинковский В.С., Кривцов А.В.* Совместный расчёт газогенератора малоразмерного ГТД в пакете ANSYS CFX // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2012. № 3(34). Ч. 3. С. 293-298.
2. *Matveev S.G., Orlov M.Yu., Zubrilin I.A., Matveev S.S., Tsibizov Yu.I.* Numerical investigation of the influence of flow parameters nonuniformity at the diffuser inlet on characteristics of the GTE annular combustion chamber // Proceedings of ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition GT2015. 2015, pp. 1-7.
3. *Orlov M.Yu., Matveev S.S.* Numerical simulation of an influence of a compressor and a turbine on characteristics of a combustion chamber of a small-sizes gas turbine engine // Life Science Journal. 2014. No. 11, pp. 650-654.
4. *Крылов Б.А., Мануйлов А.А., Федеров С.А., Юн А.А.* Основные принципы выбора моделей турбулентности, используемых при расчёте полей скоростей и температурного состояния системы охлаждения стенок жаровой трубы основной камеры сгорания газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 5. С. 111-115.
5. ANSYS 15.0 User's Guide.
6. *Бирюков В.И., Белая А.Ю.* Обеспечение устойчивости рабочего процесса в камере сгорания жидкостных ракетных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 3. С. 110-115.
7. *Агульник А.Б., Онищук И.И., Хтай Т.М.* Эффективность работы камеры сгорания в составе турбореактивного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 2. С. 65-71.

COMPUTATIONAL STUDY OF COMPRESSOR OPERATION MODE EFFECT ON GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBER PROCESSES

Orlov M.Yu.* , Anisimov V.M.**

Samara National Research University named after academician S.P. Korolev,
34, Moscovskoe shosse, Samara, 443086, Russia

* e-mail: adler65@mail.ru

** e-mail: vradik@mail.ru

Abstract

Improvement of modern GTE and power plants directly related to improvement of the combustion chamber. However, combustion chamber is one of the most problematic parts in terms of the design and finishing-out. To solve these problems the authors developed the technique for performing common computations of the compressor and combustion chamber together. In the framework of this work this method was used studying the effect of flow unevenness, occurring behind the compressor blades, and on combustion chamber workflow.

The method has been further developed in the way of implementation of common mesh model for the compressor, the combustor, and working out the boundary conditions setting principles. Geometrical model consists of four different geometrical volumes: guide vanes of the penultimate stage of high-pressure compressor, the impeller and guide vanes of the last stage and the flow path of combustion chamber. The sector of compressor and combustor was used instead of full-sized model to reduce calculation time. The sector angle kept constant for compressor and combustor.

Three-dimensional modeling software package Ansys Fluent was used for simulation of common operation of compressor and combustion chamber, since the combustion processes simulation was tested and verified for this package. Mathematical model and boundary conditions were set after mesh generation. Mathematical model included different calculative models, which were necessary for the combustion simulation. Boundary conditions were specified by temperature and pressure of the flow at the inlet and of the fuel. The flow blows the guide vanes at a certain angle. Hence, the direction vectors were set in cylindrical coordinates. The simulation was carried out in non-stationary arrangement. Thus, the certain time step and number of time steps, which are necessary for convergence, were set. The simulations were carried out for three engine operation modes (nominal, 0.7 of nominal and 0.5 of nominal regimes) with and without compressor. The least effect of the compressor detected at the the engine nominal mode, and the the largest was detected at 0.5

of the nominal. The obtained results were compared with the results from simulation without compressor.

Simulations revealed that that blade wakes extend up to the flame tube head. These wakes change the flame tongue, pressure field, temperature and velocity in the recirculation-mixing zone. It can affect combustion efficiency, ecological performance and temperature field at the combustor outlet. Thus, the simulations, which accounted for combustion chamber and compressor, more fully represent the characteristics of the working process of the combustion chamber and increase the efficiency of new products design.

Keywords: combustion chamber, compressor, guide vane, impeller, blade wakes, emission, computer simulation.

References

1. Matveev S.G., Orlov M.Yu., Matveev S.S., Zinkovskii V.S., Krivtsov A.V. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*, 2012, no. 3(34), part 3, pp. 293-298.
2. Matveev S.G., Orlov M.Yu., Zubrilin I.A., Matveev S.S., Tsbizov Yu.I. Numerical investigation of the influence of flow parameters nonuniformity at the diffuser inlet on characteristics of the GTE annular combustion chamber. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition*, 2015, pp. 1-7.
3. Orlov M.Yu., Matveev S.S. Numerical simulation of an influence of a compressor and a turbine on characteristics of a combustion chamber of a small-sizes gas turbine engine. *Life Science Journal*, 2014, no. 11, pp. 650-654.
4. Krylov B.A., Manuilov A.A., Federov S.A., Yun A.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2010, vol. 17, no. 5, pp. 111-115.
5. ANSYS 15.0 User's Guide.
6. Biryukov V.I., Belaya A.Yu. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2011, vol. 18, no. 3, pp. 110-115.
7. Agul'nik A.B., Onishchik I.I., Khtai T.M. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2011, vol. 18, no. 2, pp. 65-71.