

УДК 621.438

**ВЛИЯНИЕ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ПАРАМЕТРОВ ПОТОКА
ЗА КОМПРЕССОРОМ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД**© 2013 С. Г. Матвеев¹, М. Ю. Орлов¹, И. А. Зубрилин¹,
С. С. Матвеев¹, Ю. И. Цыбизов²¹Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)²ОАО «Кузнецов», г. Самара

В результате работы создана математическая модель рабочего процесса камеры сгорания газотурбинного двигателя, позволяющая учитывать остаточную закрутку потока и радиальную неравномерность скорости на входе в камеру сгорания.

Численное моделирование камеры сгорания, поле входных параметров, аэродинамика камеры сгорания, гидравлические потери, инженерные пакеты.

Параметры на входе в камеру сгорания (КС) значительно изменяются как в процессе эволюций летательного аппарата, так и на переходных режимах работы его двигателя: разгоне или торможении ротора. При этом имеет место существенная пространственная нестационарность параметров потока на входе в КС, определяемая характером течения в компрессоре и являющаяся индивидуальной для каждого режима работы конкретного газогенератора. Стабильность характеристик КС (радиальной и окружной неравномерности температурного поля на выходе из КС, потерь полного давления и устойчивости работы) должна обеспечиваться независимо от режима работы ГТД. Для этого при его проектировании используют различные конструктивные решения. Например, чем выше неравномерность параметров потока на входе в КС, тем с большими гидравлическими потерями проектируется фронтальная плита и стенки жаровой трубы (ЖТ), выполняющие роль выравнивающей решетки [1]. Однако такой подход будет эффективным только при наличии знания взаимосвязей между входными параметрами и характеристиками КС. Между тем существующие в настоящее время традиционные методики проекторочного расчёта КС адаптированы для равномерного поля параметров

на входе [2...4], а современные САД/САЕ-системы хотя и позволяют задавать пространственную неравномерность параметров потока, но в большинстве работ эта возможность не используется [5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13].

В связи с этим была поставлена задача разработки математической модели, имитирующей влияние на рабочий процесс и характеристики КС ряда входных параметров, таких как: остаточная закрутка за компрессором и радиальная неравномерность входного профиля скорости. Её решение было реализовано в рамках работы по созданию газогенератора высокой энергетической эффективности [5].

Предметом исследования являлась КС кольцевого типа с двумя контурами центробежных форсунок, трёхмерная геометрическая модель сектора проточной части которой представлена на рис.1. Ввиду шахматного расположения горелок во фронтальной плите для обеспечения условий периодичности в качестве геометрической модели был выбран Z-образный сектор, содержащий по две форсунки наружного и внутреннего ряда [5].

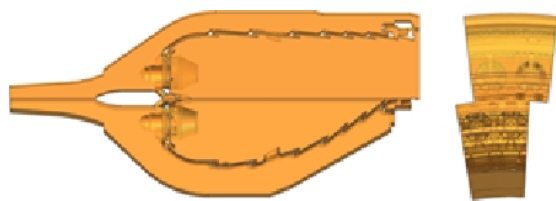


Рис. 1. Трехмерная модель исследуемой КС

Конечно-элементная модель расчётного сектора после исследования сеточной зависимости решения представляла собой неструктурированную конечно-элементную сетку, содержащую 9,51 млн. элементов с сгущением, подобранным в зависимости от особенностей изучаемых процессов.

Расчёт проводился для взлетного режима работы двигателя. Твёрдые стенки были приняты адиабатическими, на боковых границах использовалось условие периодичности. Рассматривалось четыре варианта граничных условий:

Вариант №1 – равномерное распределение параметров на входе в КС.

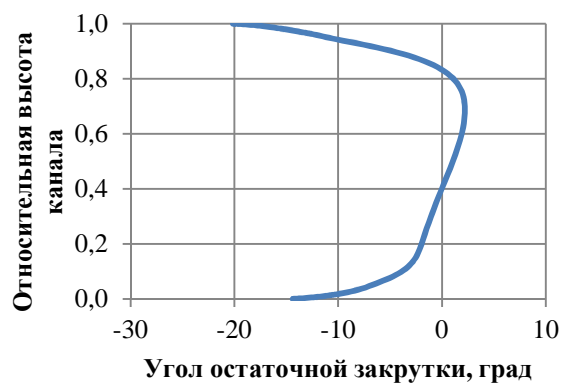
Вариант №2 – учёт остаточной закрутки потока на входе в КС.

Вариант №3 – учёт радиальной неравномерности скорости потока на входе в КС.

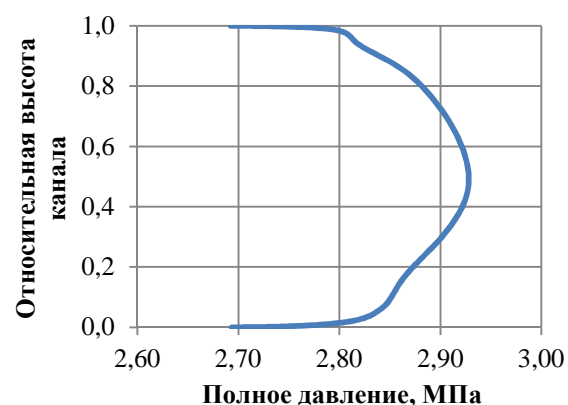
Вариант №4 – учёт остаточной закрутки и радиальной неравномерности скорости потока на входе в КС.

Данные о параметрах потока за компрессором были известны из его расчёта и натурных экспериментов. Радиальные эпюры по высоте входного сечения представлены на рис. 2.

Неравномерность входных параметров задавалась с использованием функций пользовательского программирования (UDF), в которых профиль остаточной закрутки аппроксимировался в виде полинома шестой степени от высоты канала, а профиль полного давления в виде кусочной функции: двух линейных участков вблизи стенки и полинома шестой степени в ядре потока.



а



б

Рис. 2. График изменения угла остаточной закрутки (а) и радиальной эпюры полного давления (б) от относительной высоты канала

Математическая модель рабочего процесса в КС базируется на стационарных уравнениях Навье-Стокса без учёта силы тяжести. В качестве основных уравнений для течения газового потока использовались: уравнения сохранения массы, количества движения и энергии, реализованные в программном комплексе Ansys Fluent, модель турбулентности - k-ε Realizable. Горение топлива моделировалось глобальной реакцией окисления $C_{12}H_{23}$ в рамках модели Finite Rate/Eddy [14] Dissipation [15]. В качестве модели излучения использовалась модель дискретных ординат [16] совместно с моделью взвешенной суммы серых газов для определения коэффициента поглощения среды. Поскольку КС работает на жидком топливе, то из результатов лазерно-оптических исследований форсунок были

заданы начальные значения скоростей и диаметров капель на выходе из них. Образование окислов азота моделировалось с использованием термического механизма Зельдовича [17]. Расчет проводился на суперкомпьютере «Сергей Королёв» (СГАУ) в режиме удаленного защищенного доступа, с последующей обработкой данных на многопроцессорном персональном компьютере.

В результате расчета с учетом радиальной неравномерности скорости на входе в КС (вариант №3 и №4) были выявлены зоны с предотрывным характером течения на выходе из диффузора. При определенных условиях это может привести к образованию отрыва потока в диффузоре и повышенным потерям полного давления (рис. 3).

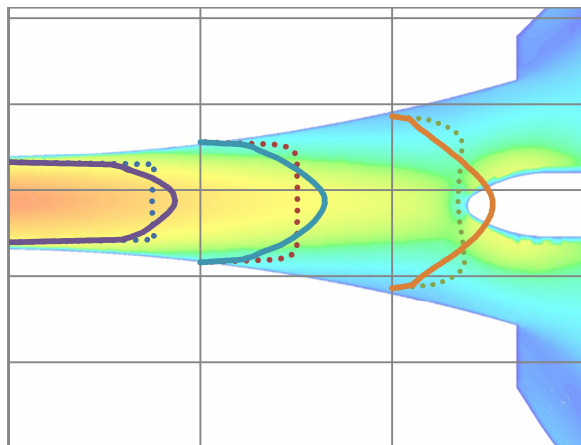


Рис.3. Профили скорости в диффузоре:

- с равномерным профилем скорости на входе в КС
- с учетом радиальной неравномерности скорости на входе в КС

При заданной радиальной неравномерности скорости на входе в КС через фронтальную плиту поступает большее количество воздуха, чем при равномерном профиле (рис. 4). Это может оказаться важным при проектировании КС с «бедной» системой горения, когда незначительное отклонение по коэффициенту избытка воздуха в зоне горения может привести к нестабильной работе КС и срыву пламени. Как показали расчёты данной

КС, в зоне разбавления эта разница уменьшается и в итоге расхождение в расходах воздуха на охлаждение стенок жаровой трубы между вариантами №1, 2 и №3, 4 составляет менее 0,3% от суммарного расхода воздуха через КС.

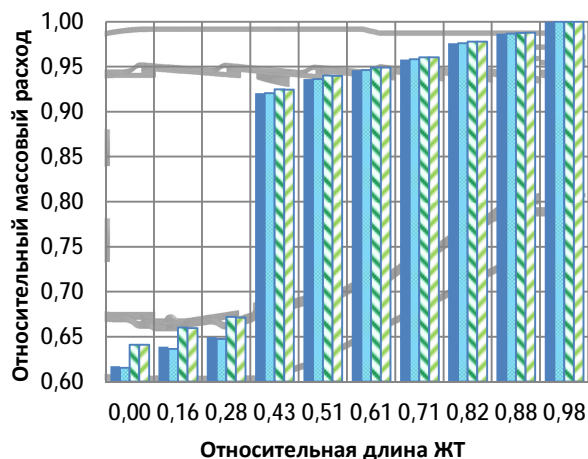


Рис. 4. Диаграмма распределения расходов воздуха в жаровой трубе

- Вариант №1
- Вариант №2
- Вариант №3
- Вариант №4

При увеличении расхода воздуха через фронтальную плиту также изменяется температурное поле в зоне горения (рис.5) и уменьшается время пребывания в ней. Возможно, это является причиной уменьшения концентраций окислов азота на выходе из КС (табл. 1).

Выявленная в расчёте неравномерность распределения воздуха в межлопаточных каналах завихрителя (рис.6), возникающая при наличии радиальной неравномерности скорости на входе в КС, может привести к возникновению пульсаций в зоне горения. Это необходимо учитывать при проектировании и доводке топливных форсунок.

В табл. 1 представлены полученные в результате расчёта потери полного давления в КС, коэффициент избытка воздуха, определённый по расходу воздуха через завихрители, и концентрация окислов азота на выходе из КС для исследуемых вариантов граничных условий. Видно, что при учете радиальной эпюры скорости на входе в КС потери полного давления вы-

ше, чем без ее учета, примерно на 10%. Повышение потерь полного давления связано с повышением перепада на фронтальной плите, что приводит к интенсификации процессов смешения. Как было отмечено выше, изменяется распределение воздуха в объеме ЖТ и, как следствие, и коэффициент избытка воздуха в зоне горения. Без учёта этой особенности невозможно достоверное определение таких характеристик КС, как пределы устойчивого горения, уровня образования вредных веществ, вида температурного поля на выходе и др.

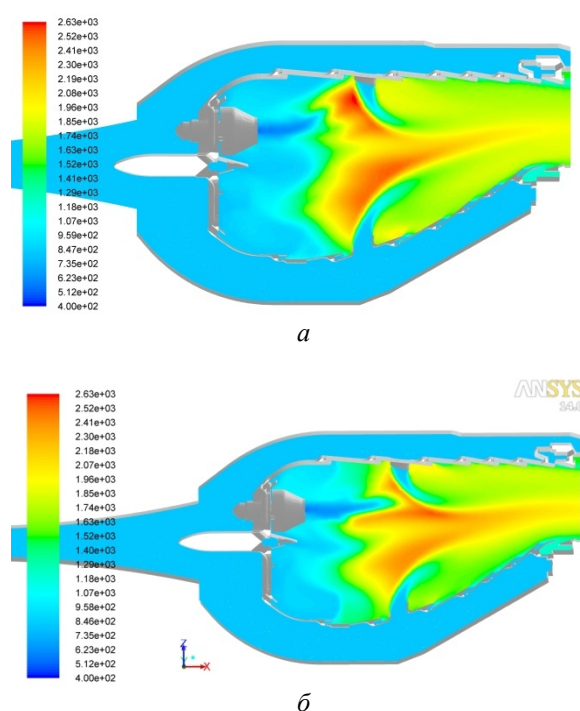


Рис. 5. Температурное поле в КС без (а) и с учетом (б) неравномерности на входе

Таблица 1. Результаты расчета

| Вариант | Потери полного давления в КС, % | α_{Σ} горелок | Концентрация NO_x на выходе из КС, ppm |
|---------|---------------------------------|---------------------------|--|
| №1 | 3,26 | 0,94 | 550 |
| №2 | 3,25 | 0,94 | 535 |
| №3 | 3,58 | 0,99 | 444 |
| №4 | 3,59 | 0,99 | 455 |

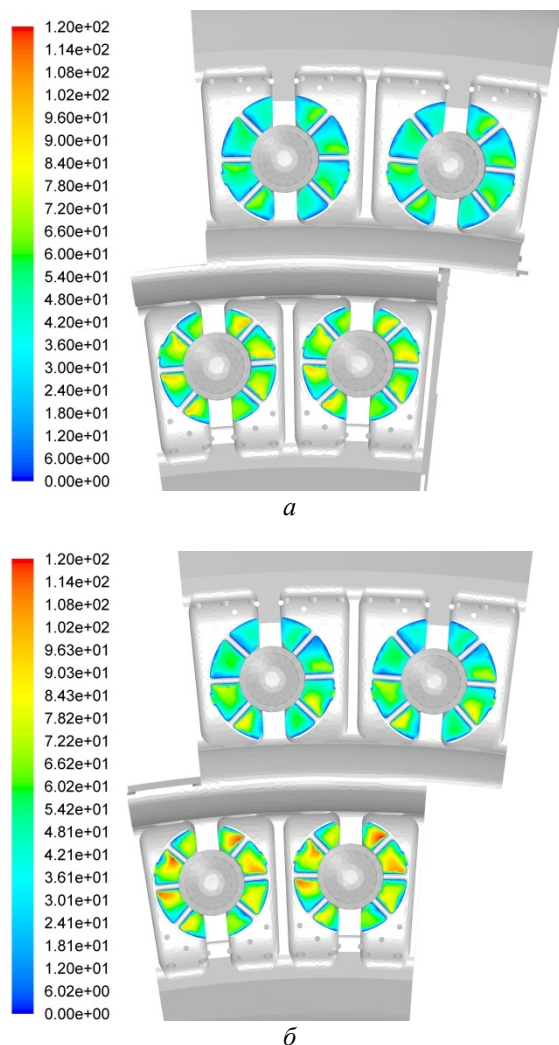


Рис.6. Распределение воздуха в каналах завихрителя без учёта (а) и с учетом (б) радиальной неравномерности на входе

Полученные результаты показывают, что наибольшее влияние на рабочий процесс оказывает радиальная неравномерность скорости на входе в КС. Вытянутая форма профиля скорости способствует тому, что относительно суммарного расхода через КС расход воздуха через фронтальную плиту оказывается на 4% больше, чем без учета радиальной неравномерности. При этом изменяются значения локальных коэффициентов избытка воздуха и, следовательно, размеры и положение зон образования оксидов азота. Остаточная закрутка за компрессором влияет на распределение воздуха в жаровой трубе в гораздо меньшей степени.

Выводы:

1. Для исследуемой кольцевой многофорсуночной КС остаточная закрутка за компрессором не оказывает существенного влияния на потери полного давления и закон подвода воздуха в ЖТ.

2. В расчётах КС необходимо учитывать радиальную неравномерность скорости потока на входе в КС, так как это позволяет точнее определять потери полного давления в КС, расход воздуха через фронтальную плиту, а в конечном итоге и температурное поле как внутри, так и на выходе из КС, а также уровень образования NO_x .

3. Форму радиальной эпюры скорости на входе в КС необходимо учитывать при проектировании диффузоров КС, что позволяет точнее определять потери давления в диффузоре и наличие в нём отрывных течений.

Исследование выполнено при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, соглашение 14.В37.21.0297.

Библиографический список

1. Старцев, Н.И. Конструкция и проектирование камер сгорания ГТД [Текст]: учеб. пособие / Н.И. Старцев. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 120 с.
2. Проектный расчет камер сгорания авиационных ГТД [Текст]/ В.Е. Резник, В.П. Данильченко, Н.Б. Болотин [и др.] – Куйбышев: КуАИ, 1982.
3. Модель расчёта гидравлического сопротивления камер сгорания малоразмерных ГТД [Текст]/ С.В. Лукачёв, В.Ю. Абрашкин, А.М. Ланский [и др.] // Вестн. СамГУПС, Самара. – 2012. – №3. – С.94-99.
4. Теория камеры сгорания [Текст]/ А.В. Григорьев, В.А., Митрофанов, О.А. Рудаков [и др.]. – СПб: Наука, 2010. – 228 с.
5. Многофорсуночная малоэмиссионная камера сгорания современных ТРДД – творческое наследие Н.Д. Кузнецова [Текст] / Д.Ю. Бантиков, В.И. Васильев, В.Н. Лавров [и др.] // Вестн. СГАУ. – Самара. – 2012. – №2 (33).
6. Харитонов, В.Ф. Применение модульного метода при моделировании и проектировании камер сгорания воздушно-реактивных двигателей [Текст] / В.Ф. Харитонов, Н.С. Сенюшкин // Вестн. УГАТУ, Уфа. – 2008. – Т. 11, № 2 (29). – С. 39-47.
7. Расчёт температуры газа на выходе из камеры сгорания ГТД при неопределённости начальных условий распыливания топлива [Текст] / В.Е. Костюк, Е.И. Кирилад, А.В. Стасюк [и др.] // Материалы докл. междунар. науч.-техн. конф. «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» – Самара, 2011.
8. Wang, F. Gas Turbine Combustor Simulation With Various Turbulent Combustion Models [Text], F. Wang, Y. Huang, T. Deng, ASME Turbo Expo 2009.
9. Сербин, С.И. Характеристики камеры сгорания ГТД мощностью 2,5 МВт, работающей на синтез-газе [Текст] / С.И. Сербин, Н.А. Гончарова // Авиационно-космическая техника и технология. – Харьков. – 2012. – №7 (94).
10. Мингазов, Б.Г. Основные направления исследований процессов в камерах сгорания ГТД и возможности их моделирования [Электронный ресурс]/ Б.Г. Мингазов, В.Л. Варсегов, В.Б. Явкин // Материалы конф. Авиадвигатели XXI века. – Электрон. дан. – М.: ЦИАМ, 2010. – 1696 с. – 1 электрон. опт. диск.
11. Моделирование аэродинамической структуры течения в камере сгорания малоразмерного ГТД с помощью САЕ-систем [Текст] / С.Г. Матвеев, М.Ю. Орлов, В.Ю. Абрашкин [и др.] // Вестн. СГАУ, – Самара. – 2011. – №5 (29).
12. Моделирование процессов горения пропана при переводе камеры сгорания ГТД на газообразное топливо [Текст] / С.Г. Матвеев, А.М. Ланский, М.Ю. Орлов [и др.]. // Вестн. СГАУ, – Самара. – 2011. – №5 (29).
13. Определение размеров зоны обратных токов трехмерной модели камеры

сгорания ГТД с помощью пакета ANSYS Fluent [Текст] / В.В. Бирюк, М.Ю. Орлов, И.А. Зубрилин [и др.] // Вестн. СГАУ, – Самара. – 2011. – №5 (29).

14. Shih, T.-H. New k- ϵ Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows [Text]/ T.-H Shih,. W. W. Liou, A. Shabbir, Z. Yang, J. Zhu.- Model Development and Validation".Computers Fluids.24(3).227–238. 1995.

15. AnsysFluent 14 // Theory Guide.

16. Murthy, J. Y. Finite Volume Method For Radiative Heat Transfer Using Unstructured Meshes [Text] /J. Y. Murthy, S. R. Mathur. – AIAA-98-0860. January 1998.

17. Варнатц, Ю. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ [Текст] / Ю. Варнатц, У. Маас, Р.М Диббл; пер. с англ. Г.Л. Агафонова; под. ред. П.А. Власова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 352 с.

EFFECT OF NON-UNIFORM COMPRESSOR FLOW PARAMETERS ON THE CHARACTERISTICS OF A GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBER

© 2013 S. G. Matveev¹, M. Y. Orlov¹, I. A. Zubrilin¹, S. S. Matveev¹, Y. I. Tsybizov²

¹Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov
(National Research University)

² «Kuznetsov» plc, Samara

A mathematical model of the working process of a gas turbine engine combustion chamber is presented which makes it possible to take into account the residual swirl and radial non-uniformity of the flow velocity at the inlet to the combustion chamber.

Numerical modeling of a combustion chamber, field inputs, aerodynamics of the combustion chamber, hydraulic losses, engineering packages.

Информация об авторах

Матвеев Сергей Геннадьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: pfu@ssau.ru. Область научных интересов: методы моделирования камер сгорания ГТД, процессов горения и смесеобразования, выбросы вредных веществ, химическая кинетика горения.

Орлов Михаил Юрьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: adler65@mail.ru. Область научных интересов: рабочий процесс в КС ГТД, образование и выброс вредных веществ.

Зубрилин Иван Александрович, инженер НОЦ ГДИ, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: zubrilin416@mail.ru. Область научных интересов: применение CAE/CAD-технологий в расчетах процессов горения и турбулентных течений.

Матвеев Сергей Сергеевич, инженер НОЦ ГДИ, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследле-

довательский университет). E-mail: matveev@ssau.ru. Область научных интересов: рабочий процесс в КС ГТД, применение CAE/CAD-технологий в расчетах процессов горения.

Цыбизов Юрий Ильич, начальник отдела ОКБ, ОАО «Кузнецов», г. Самара. Область научных интересов: рабочий процесс в камерах сгорания ГТД

Matveev Sergey Gennadyevich, candidate of technical science, associate professor of the department of heat engineering and heat engines, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: pfu@ssau.ru. Area of research: combustion, mixing, emissions and formation of hazardous substances, chemical kinetics.

Orlov Mikhail Yuryevich, candidate of technical science, associate professor of the department of heat engineering and heat engines, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: adler65@mail.ru. Area of research: experimental research of combustion chambers, emissions and formation of hazardous substances.

Zubrilin Ivan Alexandrovich, laboratory engineer, scientific and educational center of gas dynamic research, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: zubrilin416@mail.ru. Area of research: application of CAE/CAD-technologies in the processes of combustion and turbulent flows (jets).

Matveev Sergey Sergeevich, laboratory engineer, scientific and educational center of gas dynamic research, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: matveev@ssau.ru. Area of research: application of CAE/CAD-technologies in the processes of combustion and turbulent flows (jets).

Tsibizov Yuriy Pyich, head of the development department, «Kuznetsov» plc, Samara. Area of research: processes in gas turbine engine combustion chambers.