

УДК 004.9+621.431.75

ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ ДИФFUЗОРА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАСЧЁТОВ В САЕ- СИСТЕМАХ

© 2012 М. Ю. Орлов, В. С. Зинковский, С. С. Матвеев

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассмотрены пути решения специфичных проблем, которые возникают при использовании компьютерных технологий проектирования диффузоров камер сгорания ГТД.

Камеры сгорания, диффузор, суперкомпьютерные технологии, обеспечение расчётов.

Основные характеристики современных авиационных ГТД напрямую зависят от организации рабочего процесса камеры сгорания (КС). Соответственно к проектированию КС выдвигаются повышенные требования, включающие в себя требования по аэродинамическим, экологическим, срывным и некоторыми другим характеристикам. Камера сгорания включает в себя ряд основных элементов (рис.1). Конструкция каждого элемента влияет на реализуемый в конкретной камере рабочий процесс и, соответственно, на характеристики двигателя в целом.

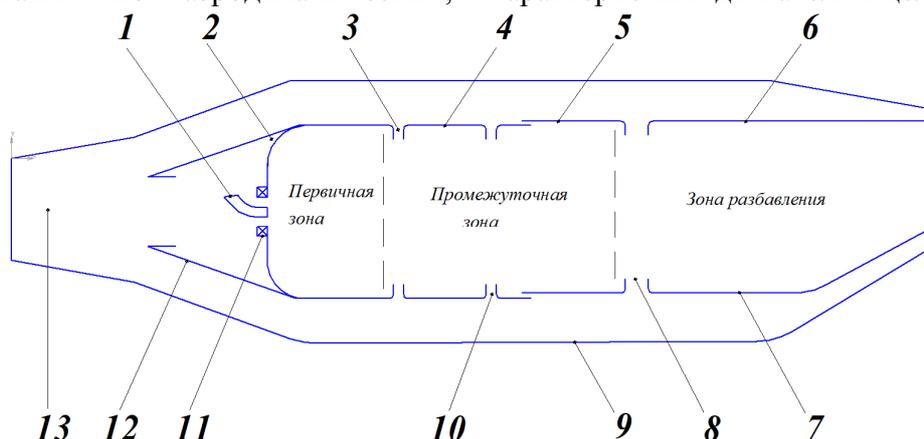


Рис. 1. Основные элементы КС ГТД:

1-топливная форсунка, 2- фронтное устройство, 3- отверстия первичной зоны, 4- жаровая труба, 5- щель для охлаждающей завесы, 6- внешний кольцевой канал, 7- внутренний кольцевой канал, 8- отверстия зоны разбавления, 9- корпус, 10- отверстия промежуточной зоны, 11- воздушный завертитель, 12- воздухозаборник, 13- диффузор

Диффузор камеры сгорания должен обеспечивать преобразование скоростного напора потока воздуха в давление с минимальными потерями и создавать устойчивое равномерное поле скорости перед жаровой трубой. Суммарные потери полного давления влияют на расход топлива в ГТД, так как равномерное поле скорости перед жаровой трубой и распределение воздуха по кольцевым каналам повышают

полноту сгорания топлива. В результате неполного сгорания топлива может иметь место заброс температур в локальных участках на выходе из КС, что в свою очередь ведёт к образованию прогаров лопаток турбины, а также влияет на экологические характеристики двигателя. Следовательно, проектирование и оптимизация конструкции диффузоров КС

является важной задачей при создании двигателя.

При разработке перспективной малотоксичной КС одного из двигателей было решено подобрать оптимальную конструкцию диффузора с точки зрения как обеспечения минимального уровня потерь давления, так и выбросов окислов азота (NO_x). Для исследования с использованием численного моделирования было выбрано пять различных конструкций диффузоров (варианты 1-5), отличавшихся длиной

преддиффузорной части и степенью диффузорности (табл.1), При выборе профиля диффузоров расстояние от входа в диффузор до фронтальной плиты сохранялось неизменным. Угол раскрытия на начальном участке был принят равным 7,4 град, а степень диффузорности не превышала 2,06. Принципиально конструкции диффузоров отличались длиной преддиффузора и способом его профилирования, а также формой корпуса КС в области диффузора.

Таблица 1- Геометрические характеристики диффузоров

Вариант №	Степень диффузорности	Длина преддиффузора а	Расстояние от преддиффузора до фронтальной плиты	Вид преддиффузора
1	1,82	167	90	Прямой
2	1,54	110	147	Прямой
3	2,00	167	90	Профилированный
4	2,06	192,8	64,2	Профилированный
5	1,80	192,8	64,2	Профилированный

Расчет течений в диффузорах выполнялся в программном пакете ANSYS на многопроцессорном персональном компьютере и суперкомпьютере «Сергей Королёв», имеющих следующие основные характеристики. Персональный компьютер: процессор Intel(R) Core™ i7 CPUX980 @ 3.33 GHz, оперативная память - 24 Гб. Суперкомпьютер «Сергей Королёв»: 896 процессоров 2xIntelXeon X5560, 2.80GHz; общая оперативная память 1,3125 Тб.

Геометрическая модель диффузора представляла собой 3D модель, созданную в пакете NX и соответствующую сектору в

1/27 реальной КС, на основе которой путём выделения газодинамической области была создана неструктурированная сеточная расчётная модель. Первоначально были выполнены расчёты для «холодной продувки» камеры сгорания, соответствующей стендовым испытаниям, с целью оценки её аэродинамического совершенства. В качестве модели турбулентности была выбрана реализованная в Ansys Fluent полуэмпирическая модель $k-\varepsilon$ Realizable. Начальные условия для расчёта приведены в табл. 2.

Таблица 2 - Начальные условия для моделирования течения в КС с условиями «холодной продувки» (соответствуют секторной модели 1/27 реальной камеры)

Положение граничной зоны	Параметр	Размерность	Значение*
Вход в КС	Массовый расход воздуха	кг/с	0,213
	Полная температура воздуха	К	425

	Интенсивность турбулентности	%	5
	Гидравлический диаметр	м	0,0262
Выход из КС	Осредненное по площади статическое давление воздуха	Па	101325

Массовый расход подбирался из условия обеспечения значения приведенной скорости в диффузоре $\lambda=0,311$.

В ходе расчёта с условиями «холодной продувки» были получены следующие результаты (табл. 3).

Таблица 3 – Основные результаты численного расчёта

Параметр	Размерность	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4	Вариант 5
Расчётная приведённая скорость на входе в диффузор λ	-	0,311	0,311	0,311	0,311	0,311
Расчётные потери полного давления в диффузоре	%	1,62	1,81	1,32	1,25	1,18
Расчётные потери полного давления в КС	%	5,96	6,03	5,8	4,57	5,86

Из табл. 3 видно, что по величине суммарных потерь полного давления в камере сгорания вариант №4 имеет наилучшие показатели, а для варианта №2 характерны самые высокие

потери, обусловленные образованием крупных зон завихрений. Затем был выполнен расчёт КС для условий, соответствующих взлётному режиму (табл.4).

Таблица 4 - Начальные условия для взлётно режима

Положение граничной зоны	Параметр	Размерность	Значение*
Вход в КС	Полное давление воздуха	Па	3009352
	Полная температура воздуха	К	820
	Интенсивность турбулентности	%	5
	Гидравлический диаметр	м	0,0265
	Массовая концентрация O_2	%	23
	Массовая концентрация N_2	%	77
Выход из КС	Массовый расход воздуха	кг/с	3,1319

В качестве критерия сходимости при расчёте процессов горения был использован сигнальный параметр – полная температура на выходе. Так как при решении задачи в стационарной постановке её значение на

выходе из КС по итерациям не изменялось, графики изменения полного давления и его это свидетельствовало о сошедшемся потерь по длине жаровой трубы, решении. Полученные в результате расчёта представлены на рис. 2.

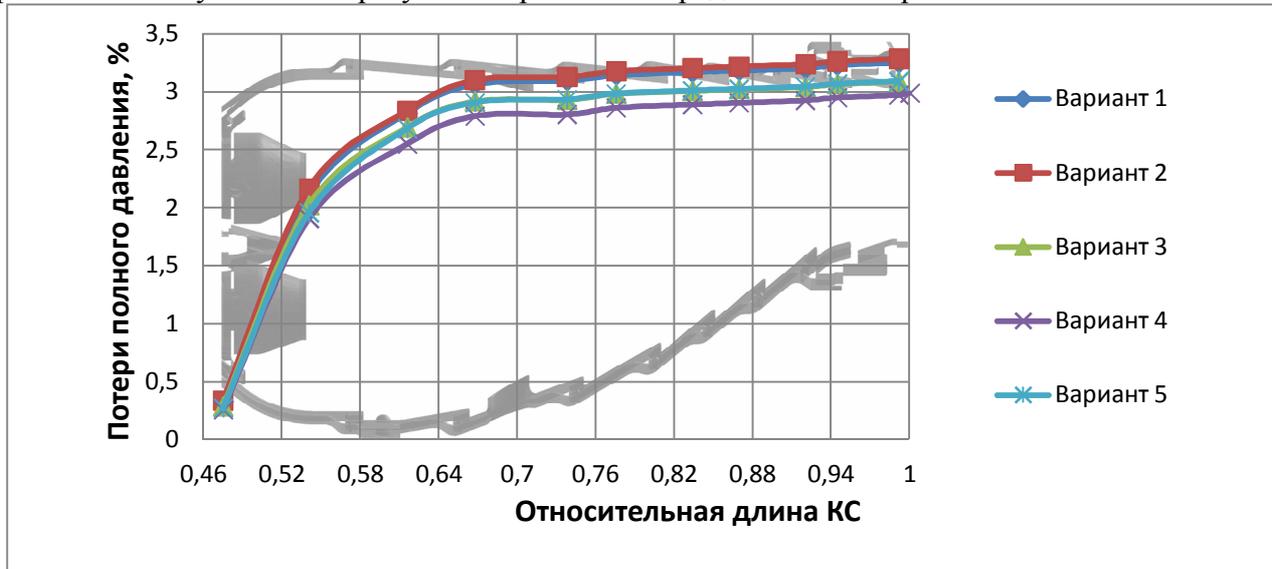


Рис. 2. График изменения потерь полного давления в жаровой трубе

Из рисунка видно, что качественное изменение этих характеристик по длине камеры сгорания аналогично для всех рассмотренных вариантов диффузоров. Между тем значения потерь полного давления на выходе из завихрителей фронтального устройства отличаются для различных вариантов диффузоров. Это связано с организацией течения в диффузорах и разницей потерь полного давления для каждого из них. Резкое увеличение потерь полного давления наблюдается во фронтальной плите, где происходит сильное искривлений линий тока, и в зоне горения за завихрителями, что связано с подводом тепла к рабочему телу. Перераспределение расходов воздуха между зоной горения и зоной разбавления повлияло на характеристики выходного поля

температуры. Радиальная неравномерность поля температур определялась по формуле (рис.3):

$$\Theta_h^{max} = \frac{\bar{T}_{jmax}^* - T_k^*}{\bar{T}_\Gamma^* - T_k^*},$$

где Θ_h^{max} - максимальная радиальная неравномерность поля температур;

\bar{T}_{jmax}^* - максимальная из средних температур в радиальной эпюре;

T_k^* - температура воздуха на входе в КС;

\bar{T}_Γ^* - среднеарифметическая температура по результатам замера поля.

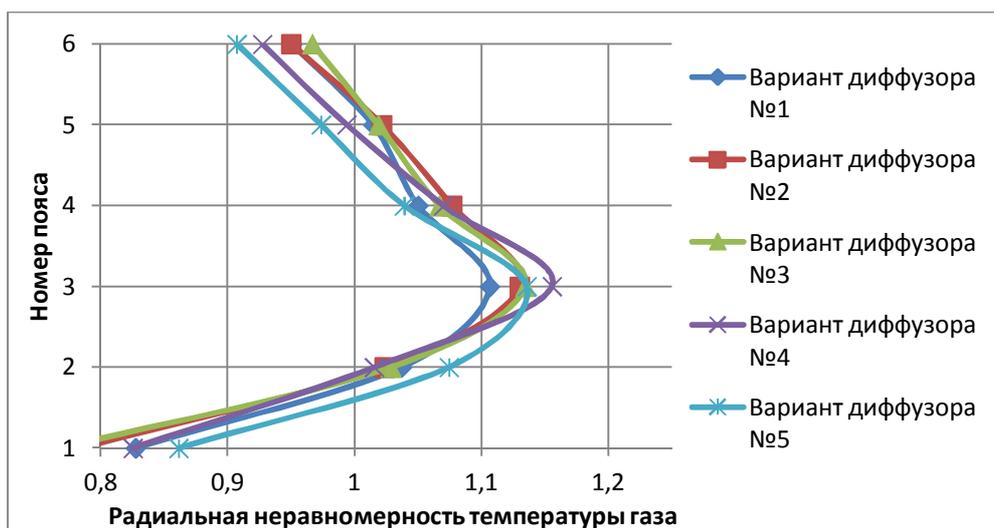


Рис. 3. Эюра радиальной неравномерности поля температур на выходе из КС

Из приведённой эюры видно, что положение зоны с высокой температурой не изменяется в зависимости от варианта диффузора. Отсюда следует вывод о том, что конструкция диффузора для данной КС практически не влияет на вид поля температур на выходе, а доводка камеры сгорания по этому параметру должна осуществляться за счёт оптимизации распределения воздуха в зоне смешения.

Расчеты выбросов NO_x вначале проводились для камеры сгорания с диффузором № 4, имеющим наименьшие потери полного давления в КС при расчёте без горения. В качестве расчётных режимов были выбраны взлётный и крейсерский, начальные условия для последнего представлены в табл. 5.

Таблица 5 - Начальные условия для крейсерского режима

Положение граничной зоны	Параметр	Размерность	Значение*
Вход в КС	Полное давление воздуха	Па	1198674
	Полная температура воздуха	К	740
	Интенсивность турбулентности	%	5
	Гидравлический диаметр	м	0,0265
	Массовая концентрация O_2	%	23
	Массовая концентрация N_2	%	77
Выход из КС	Массовый расход воздуха	кг/с	3,1319

На взлётном режиме распределение температур в объёме ЖТ отличается от распределения температур на крейсерском режиме (рис.4). При этом структура течения и относительные расходы газа в жаровой трубе принципиально не меняются (рис.5). Это может быть связано с перераспределением топлива в зоне горения.

В соответствии с расчётами на базе модели распыла топлива, предложенной Шмидтом, на взлётном режиме имеет место более мелкое распыливание, что ведёт к быстрому испарению капель топлива из-за высоких параметров рабочего тела на входе в КС (T_k , P_k^*).

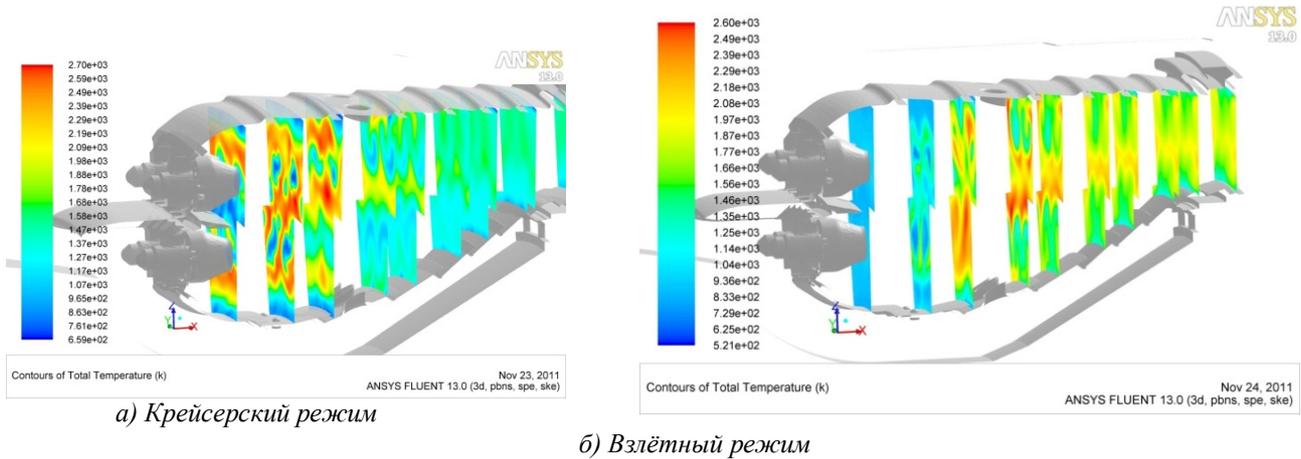


Рис. 4. Распределение температур в объёме ЖТ

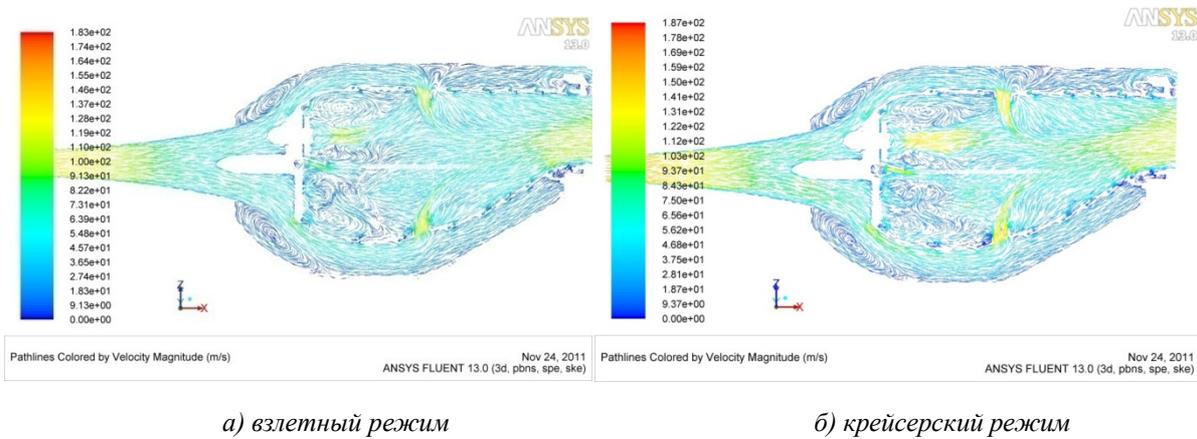


Рис. 5. Линии тока в продольном сечении КС

Расчитанные характеристики камеры сгорания с диффузором №4 на взлётном и крейсерском режимах работы двигателя показали, что концентрация NOx для них на выходе из КС равны 567 и 476 ppm.

Далее расчёты по оценке выбросов NOx на крейсерском режиме были выполнены для всех вариантов диффузоров (табл. 6).

Таблица 6 - Эмиссионные характеристик КС с различными вариантами диффузоров

Вариант диффузора	№1	№2	№3	№4	№5
Концентрация NOx на выходе из КС, ppm	87%	84%	100%	65%	99%

Таким образом, в рамках проведённого исследования удалось выбрать оптимальную конструкцию диффузора малотоксичной КС, обеспечивающую невысокие потери полного давления и минимальный уровень выбросов NOx. Расчёт, выполненный для условий, соответствующих взлётному режиму, показал, что конструкция диффузора для проектируемой КС не влияет на вид эпюры радиальной неравномерности поля температур на выходе из неё. Разработанные подходы к расчёту и выбору оптимальной

конструкции диффузоров КС продемонстрировали возможность их эффективного использования на практике. В настоящее время проводятся работы по верификации данных численного моделирования расчёта диффузоров на базе экспериментальных данных и доработки используемой методики расчёта с целью достижения требуемой точности.

OPTIMIZATION OF DESIGN DIFFUSER OF GTE COMBUSTION CHAMBER WITH USING CAE-SYSTEMS

© 2012 M. Y. Orlov, S. S. Matveev, V. S. Zinkovskiy

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

When using computer technology design of diffuser combustion chambers GTE specific problems arise, solutions are considered in this paper.

GTE combustion chamber, diffuser, computer-aided design, computer-aided engineering, high-performance computing, support modeling.

Информация об авторах

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.

Матвеев Сергей Сергеевич, инженер, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: sergey2160@mail.ru. Область научных интересов: применение CAE/CAD-технологий в расчётах процессов горения и турбулентных течений.

Зинковский Виктор Сергеевич, инженер, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: ttr2005@mail.ru. Область научных интересов: методы моделирования камер сгорания ГТД, процессов горения и смесеобразования.

Orlov Michail Yuryevich, Candidate of Technical Science, associate professor of the head of heat engineering and heat-engine department of Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolov (National Research University). E-mail: adler65@mail.ru. Area of research: experimental research of combustion chambers, emissions and formation of hazardous substances.

Matveev Sergey Sergeevich, Engineer of Laboratory of Scientific and Educational Center of gas dynamic Research of Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolov (National Research University). E-mail: sergey2160@mail.ru. Area of research: application of CAE / CAD-technologies in the processes of combustion and turbulent flows.

Zinkovskiy Victor Sergeevich, Engineer of Laboratory of Scientific and Educational Center of gas dynamic Research of Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolov (National Research University). E-mail: ttr2005@mail.ru. Area of research: combustion, mixing.