

УДК 621.515

И.Е. ЕВДОКИМОВ*Научно-технический центр им. А. Люльки, Москва, Россия***РАСЧЁТ СЛОЖНОГО ТЕПЛООБМЕНА В ТУРБУЛЕНТНОМ ПОТОКЕ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ANSYS CFX**

В статье представлены результаты исследования сложного теплообмена в выходном устройстве (ВУ) авиационного двигателя: в результате расчётов получено значительное расхождение с данными экспериментов для ВУ внутреннего контура, и совпадение с результатами замеров температуры ВУ наружного контура. В ходе исследования рассматривались часть факторов, влияющих на точность расчёта и являющихся причиной ошибок и погрешности. Точность окончательного расчёта теплового состояния наружного насадка говорит о правильном выборе модели излучения и метода описания теплофизических свойств газа.

Статья будет полезна инженерам и исследователям, занимающимся расчётом теплообмена высокоскоростных турбулентных потоков в авиационных двигателях и газовых турбинах.

Ключевые слова: излучение, лучистый теплообмен, сложный теплообмен в соплах.

Введение

Теплообмен излучением является одним из существенных факторов теплового воздействия на конструкцию в газогенераторе, турбине и выходном устройстве авиационного двигателя. Кроме того, учёт переноса энергии излучением необходим для корректного расчёта задач горения в камерах сгорания. В статье [1] представлено достаточно подробное изучение влияния различных исходных параметров модели лучистого теплообмена на результат моделирования, а также получены предварительные результаты моделирования сложного теплообмена. Настоящая статья является продолжением опубликованной и представляет вниманию уточнённые результаты расчётов, а также параметры конкретных расчётных моделей, использованных в исследовании. Наиболее эффективной с точки зрения сложных тепловых расчётов является модель Средневзвешенной Суммы Серых Газов (Weighted Sum of Grey Gases), которая и была применена для расчёта свойств горячего газа.

1. Расчётная модель

Требуется рассчитать температуры элементов конструкции выходного устройства авиационного стенда для испытаний газогенератора (рис. 1).

По сравнению с моделью, которая использовалась в [1], количество элементов расчётной сетки было существенно снижено (примерно в 2 раза, с 11 млн. до 5,7 млн.), в основном, за счёт сокращения области истечения. Это позволило сократить по-

требные вычислительные ресурсы и снизить продолжительность расчёта.

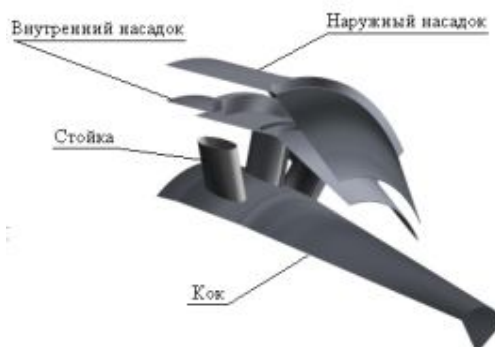


Рис. 1. Внешний вид выходного устройства газогенератора

Кроме того, в текущей сеточной модели были добавлены отверстия, через которые в расчётный домен поступал охлаждающий внутренний насадок воздух. На рис. 2 отображён вид струек тока охлаждающего воздуха совместно с конструкцией ВУ.

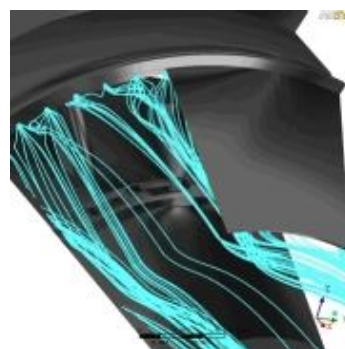


Рис. 2. Струйки тока охлаждающего воздуха под ВУ внутреннего контура

Моделирование теплообмена

Вопрос корректного моделирования конвективного теплообмена рассматривался отдельно от теплообмена излучением, и некоторые краткие результаты приведены в [2]. Отдельное рассмотрение теплообмена конвекцией связано с особенностями использования выбранной модели турбулентности и соответствующей ей требуемой толщины первой ячейки пристеночного слоя. Для проведения расчётов с учётом излучения использовались те же сеточные модели, что и для расчётов чисто конвективного теплообмена.

При моделировании излучения важно точно установить свойства излучающих и поглощающих поверхностей, а также среды, в которой происходит распространение излучения. Продукты сгорания авиационного двигателя являются газами, хорошо поглощающими и излучающими в диапазоне инфракрасных волн (CO₂ и пары H₂O).

Удобство и точность использования модели суммы серых газов в ANSYS для отношения парциальных давлений окиси углерода (IV) и воды равным 2 подтверждены в статье [3] при моделировании газогенератора Siemens. Отношение парциальных давлений углекислого газа и воды в продуктах сгорания моделируемого авиационного двигателя очень близко к 1 и требует применения других коэффициентов модели WSGG. В статье [1] лучистые потоки в газе рассчитывались по формулам, предложенным Хоттелем для эквимольной смеси H₂O и CO₂ и опубликованным в [4]. Однако, при проверке коэффициентов по табличным методикам [5], обнаружилось несоответствие используемых значений показателям серого газа (принятого по составу продуктов сгорания), и для расчёта были приняты коэффициенты, опубликованные в [6] (используемые для расчёта процессов горения). Твёрдый углерод в продуктах сгорания не учитывался: считается, что горение происходит без образования сажи. Принятые коэффициенты модели суммы серых газов приведены в табл. 1.

Таблица 1

Коэффициенты модели суммы серых газов

	$k_i, m^{-1} \cdot atm^{-1}$	b_1	$b_{2i}, 1/K$	$b_{3i}, 1/K^2$	$b_{4i}, 1/K^3$
1	4,303E-01	5,150E-01	-2,303E-04	9,779E-08	-1,4940E-11
2	7,055E+00	7,749E-02	3,399E-04	-2,297E-07	3,7700E-11
3	1,781E+02	1,907E-01	-1,824E-04	5,608E-08	-5,1220E-12

Излучающие свойства металла были заданы приблизительно. Коэффициент черноты был назначен равным 0,6. Для задания свойств излучающе-поглощающей среды была использована модель

суммы серых газов (WSGG – Weighted Sum of Gray Gases).

2. Результаты расчётов и измерений

На рис. 3. изображены линии на поверхности ВУ, соответствующие сечениям, в которых производились замеры температур.

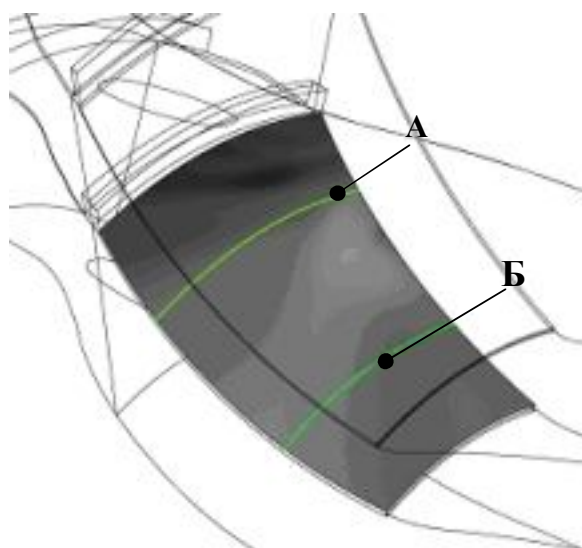


Рис. 3. Линии пересечения плоскости сечения и поверхности насадка

Результаты расчётов приведены в форме графика, на котором совмещены значения, полученные при расчёте чисто конвективного теплообмена [2] и случая сложного теплообмена с учётом излучения.

Относительные температуры, замеренные в результате испытаний, изображаются точками в зависимости от угла установки термомпары (рис. 4).

Графики распределения температур по поверхности насадка построены на основе распределения температур по линиям сечений (А и Б). Координата абсцисс на графике температур соответствует угловому положению точки на линии сечения. Изменение угла от начальной до конечной точки линии равно углу периодичности газодинамической модели.

Согласно полученным данным разброс между температурами, полученными в ходе конвективного расчёта, по сравнению со случаем сложного теплообмена составляет 44%, при этом максимальная разница по отношению к экспериментальным замерам составляет: для сечения А (ближе к фланцу крепления, рис. 3) – не более –10% в конвективной постановке, и не менее +21% при учёте излучения; для сечения Б (ближе к срезу выходного устройства) – практически стабильно равна –26% при чистой конвекции и не менее –20% при сложном теплообмене. По графику (на рис. 4) видно, что изменение температуры в расчётном случае крайне неравномерно,

особенно вблизи фланца (там, где подводится охлаждающий насадок воздух). При этом сложно установить истинный вид распределения температуры (пик вполне может «выпадать») из-за ограниченного количества термопар.

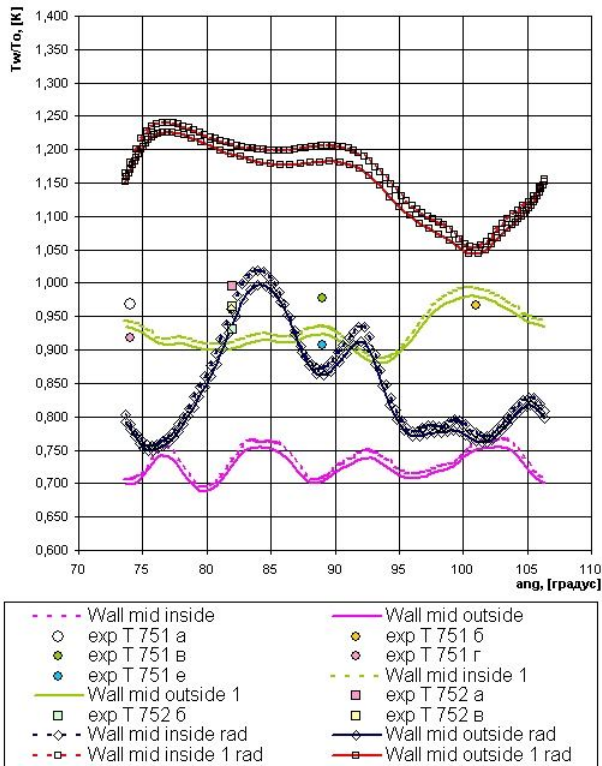


Рис. 4. График экспериментальных и расчётных температур ВУ внутреннего контура

По графику хорошо видно, что наилучшей качественной и количественной точностью обладает расчёт с учётом только конвективного теплообмена, хотя в сечении А (ближе к фланцу крепления) он имеет существенную погрешность результата. Это можно объяснить тем, что расход охлаждающего воздуха не измерялся при испытаниях, а при моделировании был задан ориентировочно: в реальности расход мог быть меньше, и струйки охлаждающего воздуха могли размываться раньше.

На рис. 5. показано влияние количества вдуваемого охлаждающего воздуха на структуру потока возле стенки насадка. В случае большего или меньшего расхода температура может быть как равномерно низкой, так и равномерно высокой соответственно. При некоторой средней величине расхода охлаждающего воздуха возможны локальные максимумы.

Всё тепло, которое получает наружный насадок, приходится на лучистую энергию, поступающую с наружной поверхности внутреннего насадка, нагретого до температур порядка 800 – 1000 °С (рис. 6).

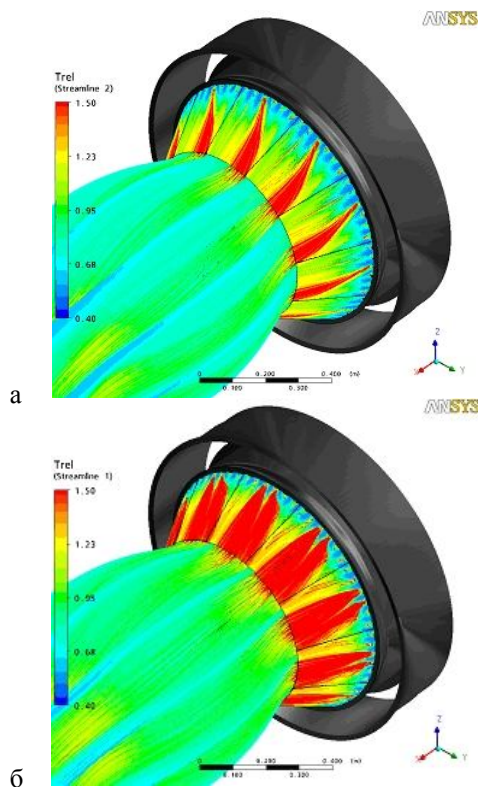


Рис. 5. Струйки основного потока, и потока охлаждающего воздуха под внутренним коническим насадком (наружный не показан): а – минимальный расход; б – максимальный расход

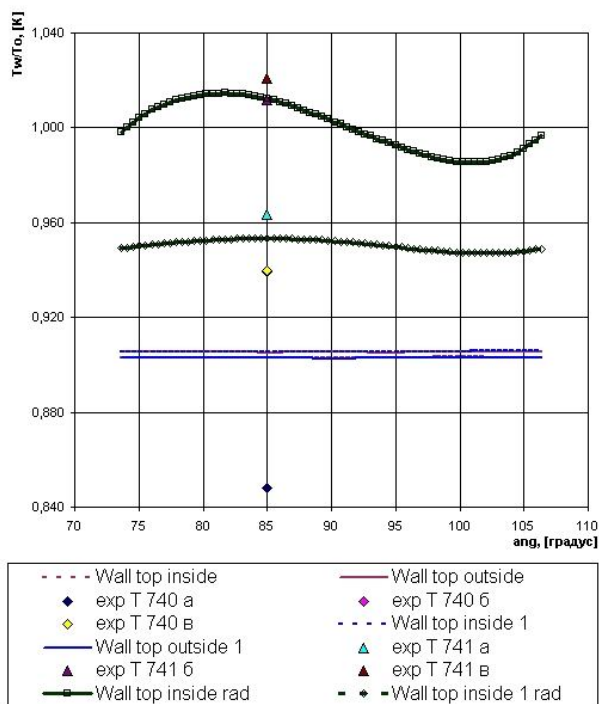


Рис. 6. График экспериментальных и расчётных температур ВУ наружного контура

Полученная тепловая энергия переизлучается в атмосферу и полностью поглощается, а так же уносится потоком воздуха наружного контура, имею-

щим несколько меньшую температуру по сравнению с поверхностью насадка, и отводится наружным воздухом, обтекающим установку в целом.

Согласно графику (рис. 6), при расчёте задачи в чисто конвективной постановке неравномерность распределения температуры по поверхности отсутствует, тогда как в реальности из-за закрученного горячего потока и неравномерного нагрева насадка внутреннего контура, лучистый поток будет приводить к неравномерному нагреву ВУ наружного контура. Очевидно, что рассматриваемых сечений мало, и для более полной картины нагрева сопловых насадков необходимо располагать большим количеством датчиков для замера температур. В целом неравномерность распределения температуры невелика, небольшой разброс между измеренными и рассчитанными температурами говорит о верно выбранном направлении исследований, и хорошей качественной картине в целом. Ниже приведён анализ факторов, выявленных в ходе серии расчётов, и сильно влияющих на конечный результат.

3. Влияние граничных условий на результат расчёта

На рис. 7 условно показаны лучистые потоки, направленные от стенки стойки и ГУ «inlet» на стенку насадка внутреннего контура.

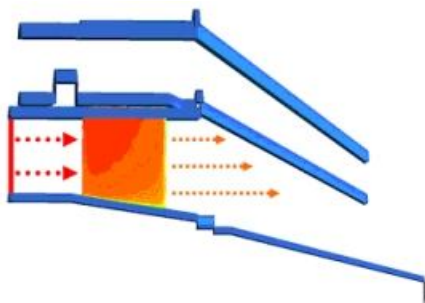


Рис. 7. Влияние граничных условий на температуру стенки внутреннего контура

Тепловое состояние стойки в данной задаче не рассчитывается, поэтому, на первый взгляд, как в большинстве чисто газодинамических расчётов, допустимо использовать граничное условие «Adiabatic wall» на стенке стойки и тогда её «температура» будет равной T^* потока газа. Так как стенка стойки влияет величину лучистых потоков в стенку насадка внутреннего контура, наряду с заданной на стенке степенью черноты, мы получим более высокие лучистые потоки в рассчитываемую стенку, благодаря тому, что полная температура газа всегда больше температуры стенки. Поэтому при учёте излучения оказывается важным задавать хотя бы ориентировочные значения средних температур *всех* «нерас-

считываемых» стенок. В данном расчёте такие дополнительные ограничения помогли снизить слишком большие лучистые потоки, приходящие на поверхность насадка от окружающих стенок и, в силу высокой энергии струи газа, незначительно сказались на параметрах самого течения.

Кроме излучения, приходящего с кока или стойки, на поверхность насадка оказывают влияние лучистые потоки от нагретых элементов турбины, заданных «чёрным телом» с определённой температурой на ГУ «inlet» (см. рис. 7). В общем случае для граничных поверхностей *домена* при расчёте излучения в ANSYS CFX может быть использовано 2 ГУ «external blackbody temperature» и «local blackbody temperature». Применение последнего ведёт к неточности расчёта поля интенсивности излучения на границе домена, поэтому с точки зрения качественной картины лучше использовать ГУ «external blackbody temperature».

Для рассматриваемой задачи причина возможных ошибок заключена в том, что максимальная температура элементов турбины определяется материалами, из которых она изготовлена, но степень черноты любого материала меньше степени черноты абсолютно чёрного тела (АЧТ). Поэтому в случае учёта лучистого потока, приходящего снаружи через ГУ внутрь домена, необходимо иметь в виду, что температура АЧТ должна быть несколько ниже температуры реальных элементов конструкции турбины. И эта разница будет пропорциональна степени черноты реальных излучающих тел.

Заключение

На основе имеющихся экспериментальных данных получена адекватная и надёжная расчётная методика, позволяющей учитывать интенсивный теплообмен с участием всех форм переноса тепла. Максимальные погрешности, достигнутые в ходе расчётов сложного теплообмена, не превышают 21% в наиболее напряжённом элементе конструкции (внутренний насадок). Для элемента конструкции, тепловое состояние которого определяется только лишь лучистыми потоками (наружный насадок) погрешности не выше 5% по абсолютному значению и равны средним значениям замеров.

На основании серии расчётов и сравнения полученных результатов с результатами натурного эксперимента выработаны общие рекомендации по численному моделированию процесса теплопереноса излучением в выходных устройствах авиационных двигателей:

1. Расчёт радиационного переноса требует выделения дополнительной памяти: рекомендованный коэффициент 1.4.

2. Модель средневзвешенной суммы газов может быть эффективно использована для описания теплофизических свойств поглощающе-излучающей среды.

3. Модель переноса излучения Discrete transfer является наиболее оптимальной при расчёте переноса излучения в газах в Ansys CFX.

Литература

1. Евдокимов И.Е. Моделирование излучения струи горячих газов в ANSYS CFX / И.Е. Евдокимов, А.А. Сорокин // Вестник двигателестроения. – Запорожье: ОАО «Мотор Сич», 2010. – Вып. 2/2010. – С. 29-33.

2. Щербаков М.А. Численное моделирование отрывных течений и теплообмена в выходном устройстве

авиационного двигателя / М.А. Щербаков, Е.Ю. Марчуков, А.А. Сорокин // Материалы VIII Международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ'2010), Алупка. – М.: Изд-во МАИ-ПРИИТ, 2010. – 624 с.

3. Impact of Radiation on the Wall Heat Load at a Test Bench Gas Turbine Combustion Chamber: Measurements and CFD Simulation / D. Dannecker, B. Noll, M. Hase, W. Krebs, K.-U. Schildmacher, R. Koch, M. Aigner // Proceedings of GT2007 ASME Turbo Expo 2007^ Power for Land, Sea and Air. – 2007.

4. Блох А.Г. Теплообмен излучением: справочник / А.Г. Блох. – М.: Энергоатомиздат, 1991. – 432 с.

5. Perry's Chemical Engineers Handbook; McGraw-Hill, USA 2004.

6. Charles E., Baukal Jr. Heat Transfer In Industrial Combustion; 2000 by CRC Press LLC.

Поступила в редакцию 01.06.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зам. зав. кафедры "Прикладная физика" В.А. Котельников, Московский авиационный институт, Москва, Россия.

РОЗРАХУНОК СКЛАДНОГО ТЕПЛООБМІНУ В ТУРБУЛЕНТНОМУ ПОТОЦІ З ВИКОРИСТАННЯМ ANSYS CFX

І.Є. Євдокімов

У статті представлені результати дослідження складного теплообміну у вихідному пристрої (ВП) авіаційного двигуна: в результаті розрахунків отримана значна розбіжність з даними експериментів для ВП внутрішнього контуру і збіг з результатами вимірів температури ВП зовнішнього контуру. В ході дослідження розглядалися частина чинників, що впливають на точність розрахунку, і помилок, що є причиною, і погрішності. Точність остаточного розрахунку теплового стану зовнішнього насадку говорить про правильний вибір моделі випромінювання і методу опису теплофізичних властивостей газу.

Стаття буде корисна інженерам і дослідникам, які займаються розрахунком теплообміну високошвидкісних турбулентних потоків в авіаційних двигунах і газових турбінах.

Ключові слова: випромінювання, променистий теплообмін, складний теплообмін в соплах.

CONVECTIVE AND RADIATIVE HEAT TRANSFER MODELLING IN THE TURBULENT FLOWS USING ANSYS CFX

I.E. Evdokimov

In the article has been investigated convective and radiative heat transfer in the turbojet exhaust nozzle. Numerical results are presented and compared with the experimental measurements. It is found great discrepancy between experimental and predicted temperatures in the main duct exhaust nozzle and high convergence in outline duct exhaust nozzle. The causes of the inaccuracy have been investigated separately. A WSGG-model (Weighted Sum of Gray Gases) selected for radiative heat transfer modeling provide a good accuracy of the experimental temperatures in the outline duct nozzle wall, where effect of the radiation is considerable.

The article is useful for specialists and researchers in the field of turbomachinery and heat exchange modeling using ANSYS CFX.

Key words: perspective engine, two-stage combustion fuel, pulse engine, detonating combustion, resonator.

Евдокимов Илья Евгеньевич – магистр техники и технологии по направлению авиа- и ракетостроения, аспирант Московского авиационного института (государственного технического университета); инженер-конструктор НТЦ им. А. Люльки (ОАО "НПО "САТУРН"), Москва, Россия.