

УДК 621.515

Расчёт сложного теплообмена выходного устройства воздушно-реактивного двигателя

Евдокимов И. Е.

Аннотация

В статье приведены результаты моделирования сложного теплообмена выходного устройства (ВУ) стенда для испытания газогенератора авиационного двигателя в сравнении с данными экспериментальных замеров температур. Также в статье приводятся результаты подбора модели спектральных свойств газа, позволившего существенно повысить точность расчёта, несмотря на объективную сложность моделируемого течения, характеризующегося высокими скоростями газа и неравномерностью потока в целом. Все расчёты были осуществлены в коммерческом пакете вычислительной газодинамики ANSYS CFX, попутно излагаются особенности расчёта в данном программном комплексе.

Статья полезна специалистам и исследователям в области теплообмена, использующим ANSYS CFX.

Ключевые слова: излучение; сложный теплообмен;

Введение

Теплообмен излучением является одним из существенных факторов воздействия на конструкцию в газогенераторе, турбине и выходном устройстве авиационного двигателя. Кроме того, учёт переноса энергии излучением необходим для корректного расчёта задач горения в газогенераторах. 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.

В настоящей статье представлены уточнённые результаты расчёта, дополненные некоторыми фактами и особенностями расчёта, установленными в процессе моделирования. Информация, относящаяся сугубо к расчёту излучения, радиационным моделям, их параметрам, и теплофизическим свойствам газов существенно сокращена, так как результаты работ по этим темам уже изложены в [1].

Постановка задачи

При проведении испытаний газогенератора на определённых режимах было обнаружено несоответствие ожидаемой и реальной тепловой нагрузки на стенки внутреннего насадка выхлопного устройства (см. рис. 1), что привело к неисправности конструкции.

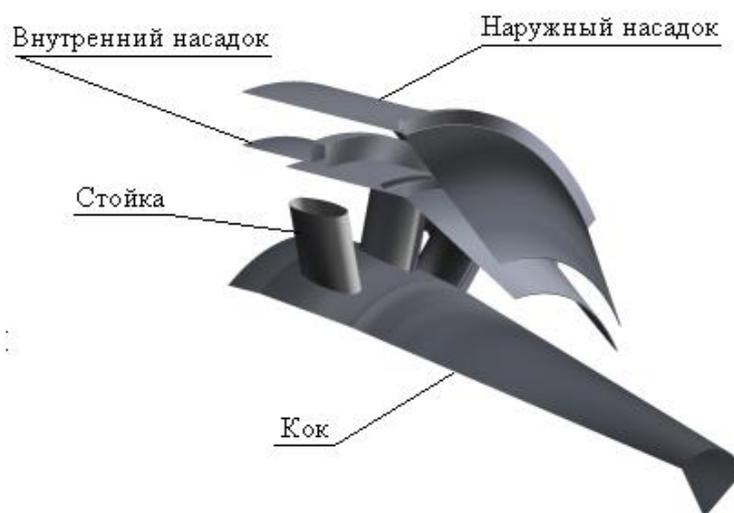


Рис. 1. Внешний вид выхлопного устройства газогенератора

Для проведения испытаний на форсированных режимах, а также для исключения поломок в дальнейшем, были предприняты меры по оптимизации конструкции: термостойкость стенки была увеличена за счёт толщины материала, а также был изменён угол установки стоек крепления внутреннего насадка для более благоприятного обтекания стойки. Рекомендации по изменению конструкции основывались на серии расчётов в чисто конвективной постановке, поэтому требовалось смоделировать теплообмен в физических условиях, приближенных к реальности, а также проверить адекватность методов расчёта, исходных и начальных данных модели излучения по отношению к экспериментальным данным.

Конечно-элементная модель

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.). Это позволило сократить требуемые вычислительные ресурсы и снизить продолжительность расчёта.



Рис. 1. Вид струек тока охлаждающего воздуха под ВУ внутреннего контура.

Кроме того, в текущей сеточной модели были добавлены отверстия, через которые поступал охлаждающий внутренний насадок воздуха. На рис. 1 отображён вид струек тока охлаждающего воздуха совместно с конструкцией ВУ.

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.

В настоящей уточнённой модели для более полного соответствия задачи физическим условиям дополнительно моделировалось охлаждение внутреннего конического насадка.

При моделировании излучения практически 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. Излучающие

свойства металла были заданы ориентировочно. 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).

Удобство и точность использования модели суммы серых газов в ANSYS для отношения парциальных давлений окиси углерода (IV) и воды равному 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. Однако в реальности небольшое образование сажи происходит всегда, что играет важное значение для теплофизических свойств обтекаемых продуктами сгорания поверхностей, помимо изменения свойств самого газа (особенно в камерах сгорания).

Таблица 1. Принятые коэффициенты Модели Суммы Серых Газов

	$k_i, m^{-1} * atm^{-1}$	b_i	$b_{i2}, 1/K$	$b_{i3}, 1/K^2$	$b_{i4}, 1/K^3$
1	4,3030E-01	5,1500E-01	-2,3030E-04	9,7790E-08	-1,4940E-11
2	7,0550E+00	7,7490E-02	3,3990E-04	-2,2970E-07	3,7700E-11
3	1,7810E+02	1,9070E-01	-1,8240E-04	5,6080E-08	-5,1220E-12

Схема эксперимента

Вид конструкции в целом был показан на рис. 1. Тепловое состояние элементов конструкции контролировалось с помощью 15 термопар, размещённых на наружном и внутреннем коническом насадке. При испытаниях термопары располагались таким образом, чтобы дублировать (или троировать, в зависимости от сечения и теплонапряжённости участка) измерения в соответствующих точках (выбранных после гидродинамического расчёта). Нумерация термопар не показана, однако, для того, чтобы график распределения температуры (например, рис. 5) был понятен, следует отметить, что последняя цифра в номере термопар обозначает сечение, в котором производился замер. Номер термопары в сечении Б на единицу больше номера термопар в сечении А.

Схема сечений насадка представлена на рис. 2, схема расположения термопар изображена на рис. 3.

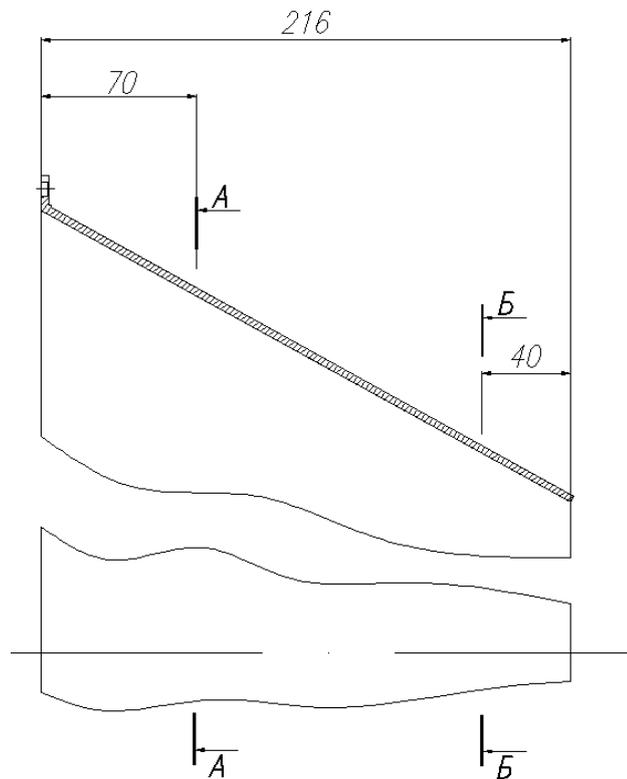


Рис. 2. Схема сечений внутреннего насадка

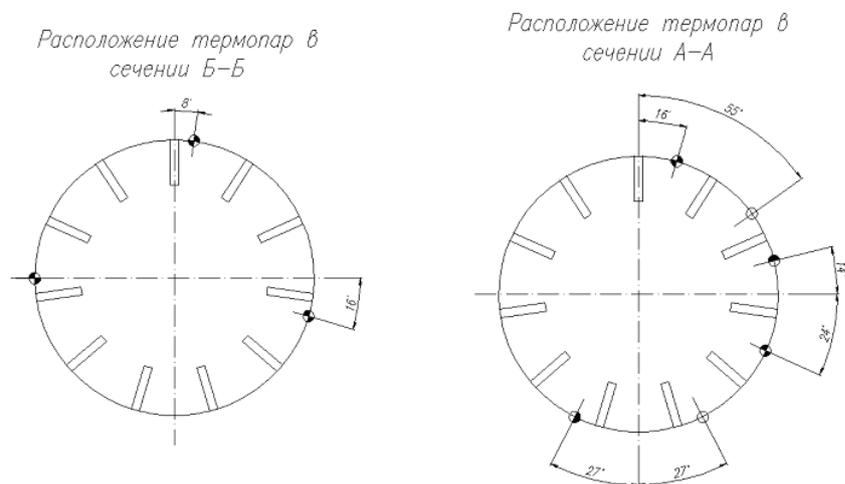


Рис. 3. Схема расположения термопар с учётом периодичности

Схема расположения термопар для ВУ наружного контура не показана ввиду её полного соответствия (за исключением количества точек). Следует отметить, что для контроля температуры ВУ наружного контура использовалось меньше датчиков по сравнению с внутренним контуром (6 штук на 2 сечения).

Результаты измерений и расчётов

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 термопары (рис. 5).

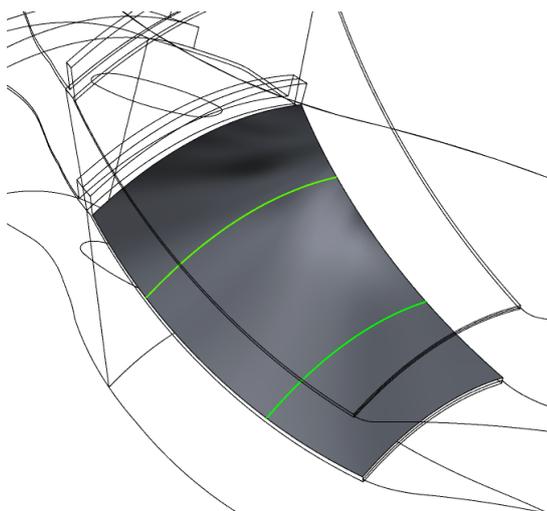


Рис. 4. Линии пересечения плоскости сечения и поверхности насадка

На рис. 4. изображены линии на поверхности ВУ, соответствующие сечениям А и Б, которые изображены на рис. 2. Графики распределения температур по поверхности насадка построены на основе распределения температур по данным линиям, с тем лишь отличием, что для графиков в качестве абсциссы взята не длина линии, а угловое положение каждой точки. Изменение угла от начальной до конечной точки линии соответствует 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 замерам составляет: для сечения А (ближе к фланцу крепления) – 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 (см. рис. 5) 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 (это связано с тем, что рекомендуемое положение датчиков в точке максимального нагрева было сложно рассчитать из-за существенной неравномерности закрученного потока; ещё по одному датчику нет данных, он, по-видимому, вышел из строя).

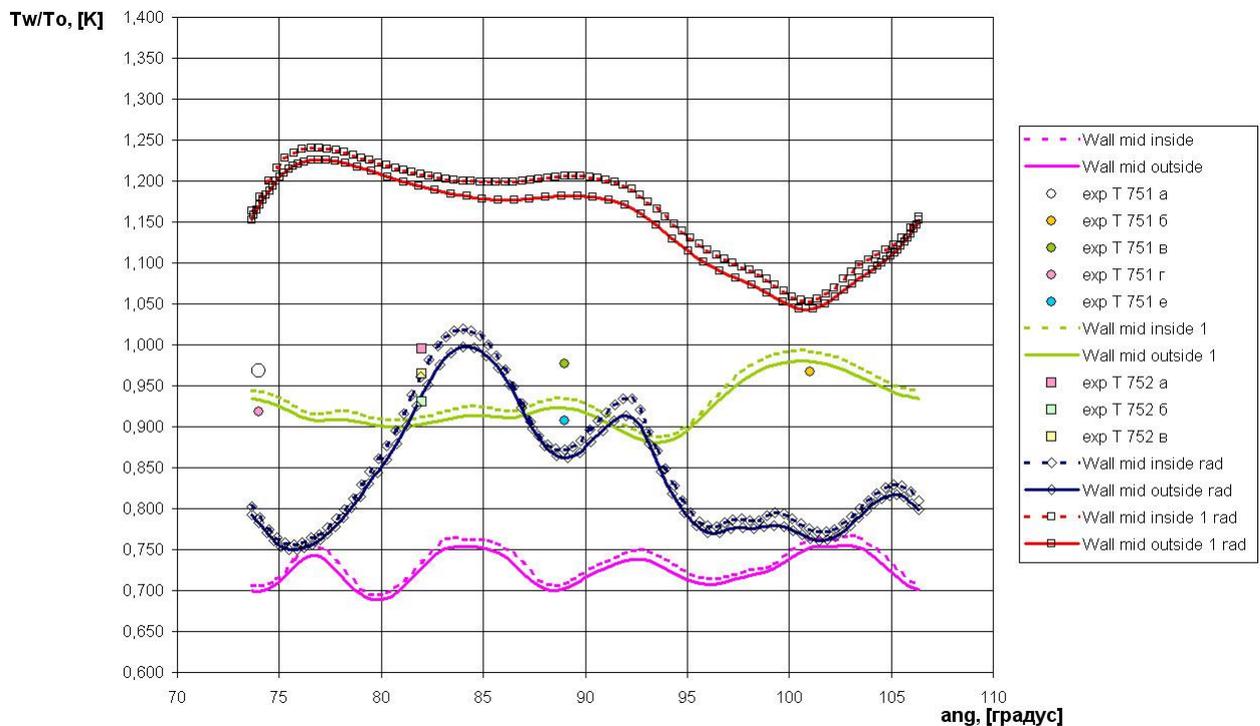


Рис. 5. График экспериментальных и расчётных температур внутреннего насадка

По графику хорошо видно, что наилучшей качественной и количественной точностью обладает чисто конвективный расчёт, хотя в сечении А он имеет существенную погрешность результата. На первый взгляд это можно объяснить тем, что расход охлаждающего воздуха не измерялся при испытаниях, а при моделировании был задан ориентировочно: в реальности струйки охлаждающего воздуха могли размываться раньше. Обратимся к рис. 6, из него мы можем понять, как струйки охлаждающего воздуха «поджимаются» основным потоком, обладающим гораздо большей температурой и полным давлением. Разумеется, это влияет на результат моделирования, но уже ближе к сечению Б, и, как раз в этом месте максимального поджатия струек холодного воздуха поверхность насадка нагрета до наибольшей температуры. Таким образом в случае большего или меньшего расхода температура может быть как равномерно низкой, так и равномерно высокой, и при «среднем» расходе возможны максимумы.

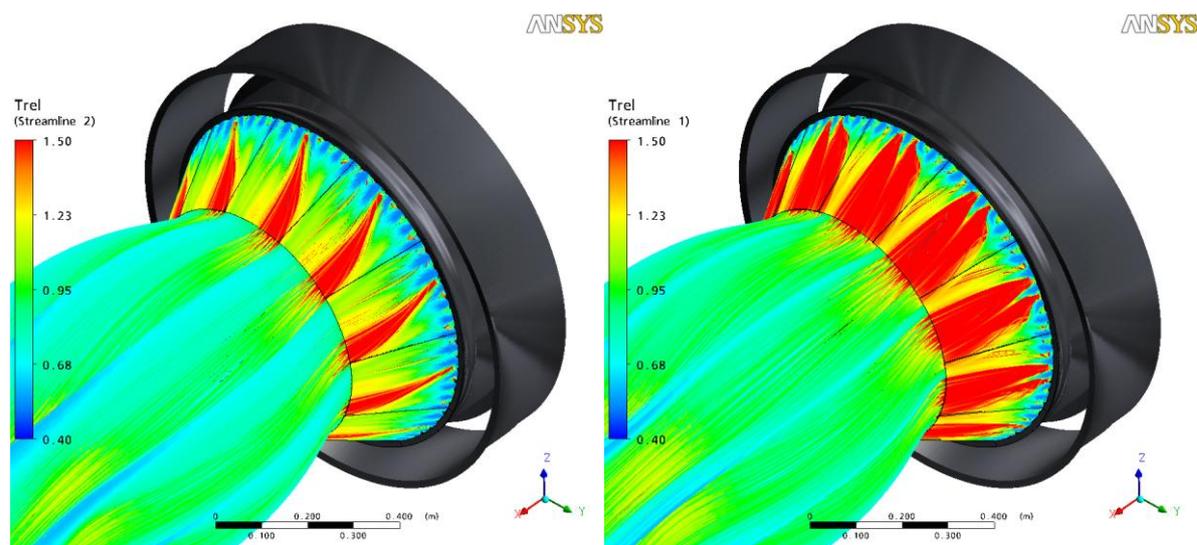


Рис. 6. Струйки основного потока, и потока охлаждающего воздуха под внутренним коническим насадком (наружный не показан): слева расход $2 \cdot G_{cool}$, справа G_{cool}

Далее рассмотрим график температур наружного насадка (см. рис. 7). Всё тепло, которое получает наружный насадок, приходится на лучистую энергию, поступающую с наружной поверхности внутреннего насадка, нагретого до температур порядка $800-1000^{\circ}\text{C}$. Далее полученная тепловая энергия переизлучается в атмосферу, поглощаясь ей без остатка, уносится потоком воздуха наружного контура, имеющим несколько меньшую температуру по сравнению с поверхностью насадка, и отводится наружным воздухом, обтекающим установку в целом.

Согласно графику (рис. 7), 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 ВУ внутреннего контура, лучистый поток будет приводить к неравномерному нагреву ВУ наружного контура. Очевидно, что рассматриваемых сечений мало, и для более полной картины хотелось бы располагать большим количеством датчиков для замера температур. Однако, в силу того, что насадок наружного контура прогревается гораздо меньше внутреннего, он также менее нуждается в контроле температуры конструкции. В целом неравномерность распределения температуры очень невелика и то, что мы видим на рис. 7, является лишь обманом выбранного масштаба, но весьма небольшой разброс между измеренными и рассчитанными температурами говорит о верно выбранном направлении исследований, и хорошей качественной картине в целом. Ниже приведён небольшой анализ факторов, выявленных в ходе неоднократных расчётов, и сильно сказывающихся на конечном результате.

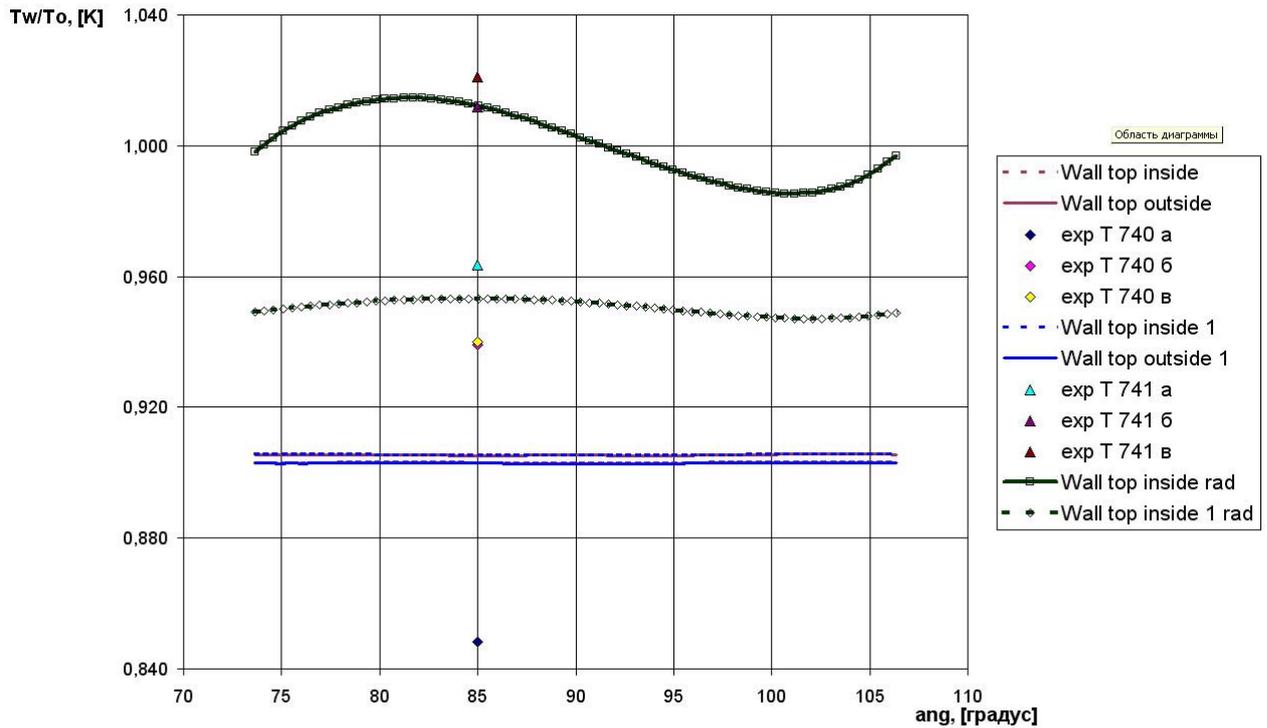


Рис. 7. График экспериментальных и расчётных температур наружного насадка

Влияние граничных условий на результат расчёта

В большинстве случаев, когда требуется расчёт конкретного элемента конструкции, нет нужды в моделировании узла или изделия целиком, особенно, если геометрия конструкции сложна сама по себе. Поэтому бывает выгодно ограничиться конкретно тем элементом конструкции, расчёт которого необходим. Однако оказывается, что в случае расчёта лучистых потоков невозможно просто так выбрать те или иные граничные условия (ГУ), которые могли бы подходить к обычному гидродинамическому расчёту течения.

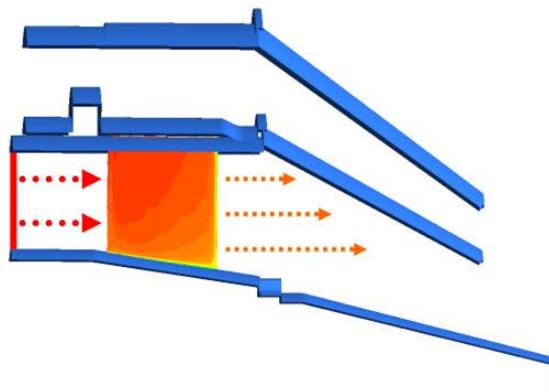


Рис. 8. Влияние граничных условий на температуру стенки внутреннего контура

Для примера, на рис. 8 условно показаны лучистые потоки, направленные от стенки стойки и ГУ “inlet” на стенку ВУ 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. Однако такое условие не означает, что температура стойки будет равна произвольному значению. В данном случае её «температура» будет равной T^* потока газа, и данная температура будет влиять на лучистый теплообмен с ВУ внутреннего контура, наряду с заданной на стенке степенью черноты. Поэтому при учёте излучения оказывается важным задавать хотя бы ориентировочные значения средних температур всех нерассчитываемых стенок. В данном случае 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 течении.

Далее, помимо излучения кока или стойки, на поверхность насадка приходят лучистые потоки от нагретых элементов турбины, температура которых максимальна по сравнению с остальными элементами конструкции авиационного двигателя. Поэтому данное обстоятельство является вторым важным фактором, влияющим на точность расчёта. Подобные факторы (как и излучение в атмосферу) учитываются заданием температуры абсолютно чёрного тела на всех общих ГУ домена. Температуру чёрного тела на ГУ “inlet” в данном случае также предстоит выбирать ориентировочно.

Заключение

Учитывая сложность поставленной задачи и относительную скудость экспериментальных данных, можно констатировать успешное достижение основной цели расчётов – получение адекватной и надёжной расчётной методики, позволяющей учитывать интенсивный теплообмен с участием всех форм переноса тепла. Максимальные погрешности, достигнутые в ходе расчётов сложного теплообмена, не превышают -20% и +21% в наиболее напряжённом элементе конструкции (внутренний насадок). Для элемента конструкции, тепловое состояние которого определяется только лишь дополнительными лучистыми потоками (наружный насадок) погрешности не выше 5% по абсолютному значению и равны средним значениям замеров. Именно благодаря тому, что при испытаниях осуществлялся контроль температурного состояния всего ВУ, мы можем рассматривать результаты эксперимента в комплексе и имеем основания утверждать, что цель расчётов достигнута.

Библиографический список

1. Евдокимов И.Е., Сорокин А.А., Моделирование излучения струи горячих газов в ANSYS CFX // Вестник двигателестроения. – З.: ОАО «Мотор Сич», 2010. – Вып. 2/2010. – с. 29-33.
2. Щербаков М.А., Марчуков Е.Ю., Сорокин А.А., Численное моделирование отрывных течений и теплообмена в выходном устройстве авиационного двигателя. Материалы VIII Международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ'2010), Алушта -М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. – 624с.
3. Dannecker D., Noll B., Hase M., Krebs W., Schildmacher K.-U, Koch R., Aigner M., Impact of Radiation on the Wall Heat Load at a Test Bench Gas Turbine Combustion Chamber: Measurements and CFD Simulation, Proceedings of GT2007 ASME Turbo Expo 2007^ Power for Land, Sea and Air, 2007.
4. Блох А.Г., Теплообмен излучением: Справочник. – 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;

Сведения об авторах

Евдокимов Илья Евгеньевич, аспирант Московского авиационного института (государственного технического университета), магистр техники и технологии; инженер-конструктор НТЦ им. Ляльки (ОАО "НПО "САТУРН"). МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993; тел.: (499) 158-41-22, 8-926-40-60-824; e-mail: evdokimov.ilya@gmail.com