

УДК 621.515

**И.Е. Евдокимов, А.А. Яковлев**

*Московский авиационный институт, г. Москва, Россия*

## **ТЕПЛООБМЕН В ВЫХОДНОМ УСТРОЙСТВЕ МАЛОГАБАРИТНОГО АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ: ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТ**

*В статье исследуется теплообмен в выходном устройстве (ВУ) малогабаритного авиационного двигателя ТС-21. Основной акцент сделан на численных расчетах математической модели в пакете ANSYS CFX. Проведен анализ соответствия расчетных температур экспериментальным, полученным методом тепловизионной съемки. Также анализируется зависимость результата решения от параметров математической модели и, конкретно, степени дискретизации пристеночного слоя. В результате получено хорошее соответствие математической модели экспериментальным данным, рассмотрены пути повышения качества экспериментального исследования.*

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

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

### **Введение**

Проведенная работа является промежуточным звеном к самостоятельным расчетам лучистых потоков от элементов конструкции двигательной установки. Для успешного определения характеристик эмиссии инфракрасного (ИК) излучения необходимо иметь проверенные математические модели, описывающие теплообмен вблизи излучающих поверхностей и располагать точными результатами относительно теплового состояния элементов излучающей системы.

При этом, для описанной цели важно получить не только верные интегральные характеристики, но и иметь в распоряжении точные поля температур, особенно в случае наличия его существенной неравномерности.

Применяемый для экспериментального исследования метод ИК-съемки позволяет сразу получить пространственное распределение температур поверхности, не нуждается в установке какого-либо дополнительного оборудования, однако, требует ответственного подхода к исследованию теплофизических свойств рассматриваемой поверхности.

В работе [1] была проведена оценка метода определения лучистых потоков при помощи тепловизора. В настоящей работе, в целях экономии ресурсов, используются те же экспериментальные данные, но для проверки тепловой модели.

### **Экспериментальная установка**

Исследования проводились на стенде, оснащенном модифицированным турбостартером ТС-21 (см. рис. 1).



Рис. 1. Внешний вид ТС-21 с соплом

Оригинальная конструкция турбостартера была изменена: вместо турбины 2 ступени и выходного вала установлено центральное тело и коническое дозвуковое сопло. Сам двигатель установлен на стенд, оснащенный устройством измерения тяги. Выхлопные газы отводятся в эксгаустер, представляющий собой протяженную трубу диаметром в два раза большим диаметром сопла.

### **Математическая модель**

Цель работы состояла в моделировании теплообмена при различных значениях  $y^+$  на стенке сопла (рис. 2), без значительного снижения относительных параметров качества сетки (например, коэффициента роста элементов).

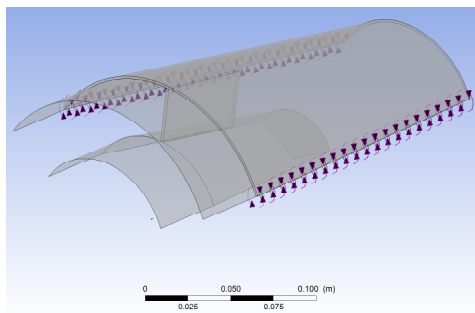


Рис. 2. Стенка сопла со стойкой и центральным телом

Средние параметры итоговых расчетных сечек, использованных для расчета теплообмена при  $y^+ = 6$  и  $y^+ = 20$  приведены в таблицах 1 и 2 соответственно.

Таблица 1

Средние параметры сетки при  $y^+ = 6$

Domain Name	Orthog. Angle	Exp. Factor	Aspect Ratio
FLUID	33.6	46	301
SOLID	67.1	5	10
Global	33.6	46	301

Таблица 2

Средние параметры сетки при  $y^+ = 20$

Domain Name	Orthog. Angle	Exp. Factor	Aspect Ratio
FLUID	22.4	222	60
SOLID	67.1	5	10
Global	22.4	222	60

Во всех случаях качество сетки, вообще говоря, не удовлетворяет требованиям ANSYS CFX, однако, в обоих расчетах количество «плохих» элементов не превышает одного процента от общего количества элементов в сетке.

В итоге, для менее подробной сетки  $y^+=20$ , общее количество элементов составило 5004483, для  $y^+ = 6$  - 6387200.

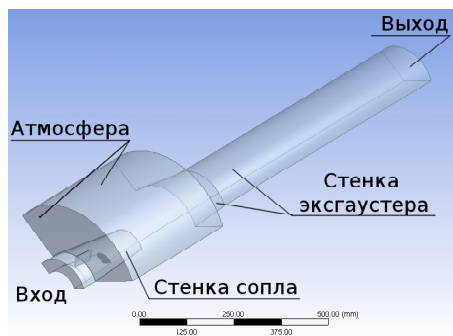


Рис. 3. Схема граничных условий задачи

Граничные условия задачи назначались, исходя из известного расчета турбостартера по среднему сечению. Принятые значения параметров приведены в таблице 3.

Таблица 3

Граничные условия расчета

Граничное условие	Значение параметров	Дополнительные условия
Вход (Inlet)	$m=0,377333$ кг/с	$T^*=933,394$ К
Атм-ра (Atm)	Rel. Press = 0 (Pa)	-
Выход (Outlet)	Rel. Press = 0 (Pa)	-

Кроме того, согласно расчету двигателя по среднему сечению, на входе в сопло задавалась закрутка потока. Угол абсолютной выходной скорости равен  $\alpha = 45^{\circ}06'53''$ .

### Результаты расчетов

Относительная достоверность трехмерного газодинамического расчета контролировалась по имеющимся данным расчета по среднему диаметру, которые практически совпали. Исходными данными к расчету в CFX служил расход и направление потока. Более точная проверка требует соответствующего экспериментального оборудования. Исходя из того, что целью расчета является получение адекватной тепловой модели, и выработка надежной методики моделирования теплового состояния излучающих элементов двигателя, достаточным является контроль расчетной и экспериментальной температур поверхностей, имеющих важное значение для последующих расчетов. Такой подход чреват сложностями при выявлении ошибок и неточностей модели, однако, экономичен и позволяет работать только с тем оборудованием, которое имеется в наличии.

Ниже приведены изображения расчетных температурных полей, полученных для задач с различной сеткой.

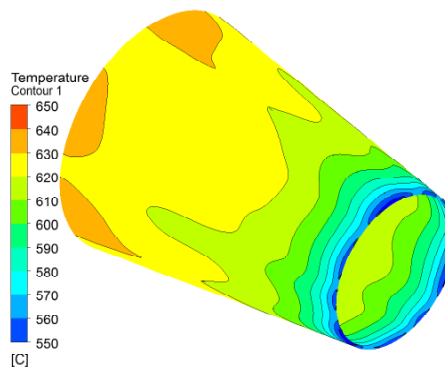


Рис. 4. Расчетная температура  $y^+ = 20$

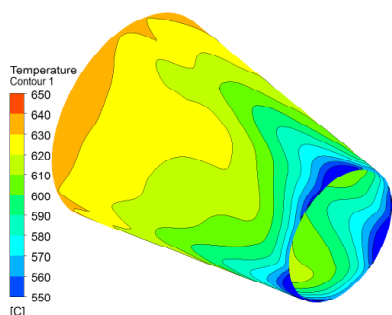


Рис. 5. Расчетная температура  $y^+ = 6$

Решения, представленные на рис. 4 и 5, не имеют существенных различий в экстремальных температурах, достигаемых на расчетной поверхности, однако, поля температур существенно различны — это хорошо видно по линиям изотерм. Приведем изображение разницы значений температур в каждой точке поверхности.

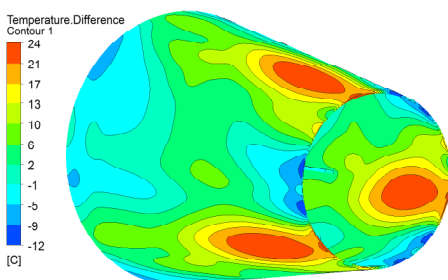


Рис. 6. Разность расчетных температур

На рис. 6. хорошо виден локализованный характер разницы в решении, полученном при более подробной дискретизации пограничного слоя, относительно задачи с менее подробным разбиением пограничного слоя и большим первым элементом у стенки.

В целом большая относительная погрешность находится как раз в зоне эффектов, порождаемых вихрем, образующимся из-за продольной стойки (см. рис. 7).

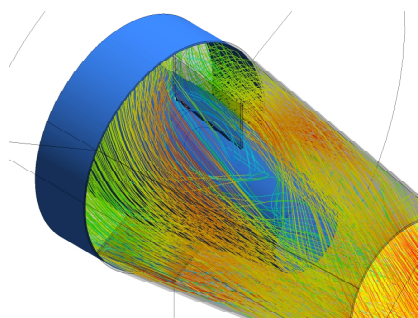


Рис. 7. Линии тока в сопле

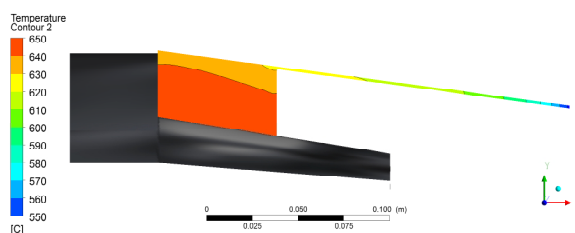


Рис. 8. Тепловое состояние стойки и стенки сопла

Максимальные расчетные температуры в конструкции, по понятным причинам, достигаются в стойке сопла (рис. 8). При замерах температур тепловизором, это место является труднодоступным, поэтому результаты приведены для справки.

### Результаты тепловизионной съемки

Изначально, тепловизионная съемка двигателя ТС-21 использовалась в целях проверки программы расчета лучистых потоков. Поэтому используемый массив экспериментальных данных с прошедших запусков отличается тем, что тепловизор был установлен на некотором расстоянии от двигателя (примерно 2 м), под углом к соплу. Установка контрольной термопары была затруднена в силу формы сопла и сложности конечной проверки показаний. Для более надежных измерений, включающих в себя определение степени черноты поверхности объекта, необходима работа с конкретными образцами материала, либо установка нескольких термопар на поверхностях сопла. Предварительные расчеты помогают определить удобное положение для размещения датчиков.

Несмотря на то, что точное определение степени черноты в технике тепловизионной съемки занимает ключевое положение, при ограниченных возможностях, допустимо назначать степень черноты материала экспертным образом, исходя из марки материала, состояния излучающей поверхности и температуры. Недостатком этого метода является его субъективность.

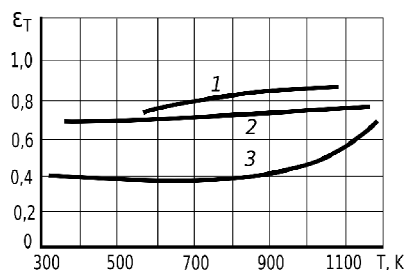


Рис. 9. Степень черноты жаропрочных сплавов в зависимости от температуры: 1 - сталь типа X18H10, поверхность в состоянии поставки, окислена; 2 - сталь типа X18H10, поверхность окислена на воздухе при 1373 К в течение 30 мин.; 3 - сталь типа X18H10, поверхность механически полирована

При назначении степени черноты использовалось, во-первых, руководство [3], поставляемое вместе с тепловизором, во-вторых, справочник [4], данные из которого приведены на рис. 9. Материал сопла — жаропрочный сплав X18H10. В диапазоне длинных волн 8-14 мкм в [3] отсутствуют данные для окисленной нержавеющей стали при температуре примерно 600 °С. Для обработанной песком нержавеющей стали при 700 °С интегральная по спектру степень черноты равна 0,7, для сплава 8% никеля, 18% хрома при 500 °С — 0,35.

По сравнению с [3], данные [4] более полны (один из графиков приведен на рис. 10). Также в [4] приведена формула для расчета степени черноты шероховатой поверхности:

$$\varepsilon_{\text{ш}} = \varepsilon(1 + 2,8(1 - \varepsilon)^2).$$

При степени черноты исходного материала 0,35, степень черноты шероховатого, вычисленная по формуле, равна 0,76. Это хорошо согласуется с степенью черноты 0,7 для поверхности, обработанной песком, и данными графика на рис. 10.

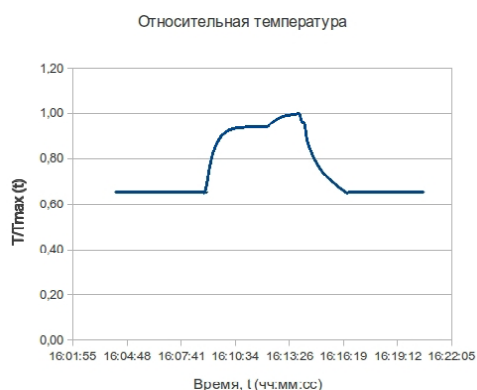


Рис. 10. Режим работы двигателя (по отношению температур)

На рис. 10 приведен график изменения температуры в некоторой точке поверхности, по которому можно составить представление о режиме работы двигателя. Максимум графика соответствует  $\eta = 86\%$ , полка перед максимумом  $\eta = 62\%$ . Далее работа будет производиться с изображениями, снятыми 16:13:45-16:13:57 (температурные поля незначительно варьируются по значению температур), т.е. с расчетом на то, что следом за первой полкой идет вторая, на уровне  $T/T_{\text{max}} = 1$ .

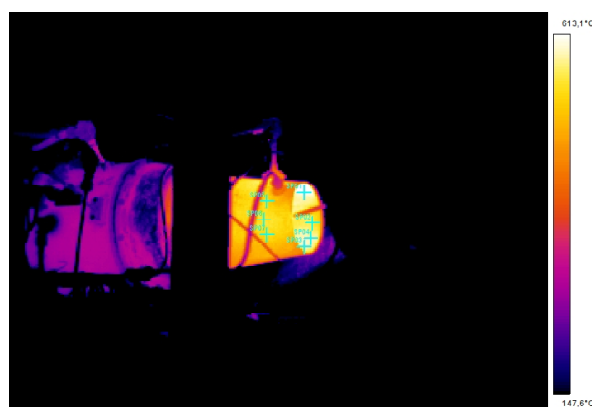


Рис. 11. Термограмма двигателя  $t = 16:13:57$ , с расположением точек замера температур

Таблица 4

Результаты измерений и расчетов

Точка	$T_{p-t}, \text{C}$	$T_{\text{изм}}, \text{C}$	$\Delta, \%$
SP01	600	606	-1
SP02	575	541	+6,2
SP03	585	577	+1,1
SP04	560	576	-2,8
SP05(нар.)	615	525	+17,1
SP06(нар.)	605	534	+13,2
SP07(нар.)	590	530	+11,3

В таблице 4 приведены результаты расчета и термографических измерений для точек, изображенных на рис. 11. Точность измерений не рассчитывалась в силу того, что степень черноты назначалась экспертным образом. Также никак не была учтена форма сопла, т.е. различные угловые коэффициенты, под которыми наблюдается коническая поверхность с одной точки. Внесение таких поправок требует серьезной работы с полученными результатами и в этом случае будет необходима цифровая обработка выходных данных тепловизора. Все изложенные факторы так или иначе влияют на расчет и в сумме могут давать значительную погрешность.

### Заключение

В целом, выбранный метод моделирования адекватно отражает температурное состояние со-

пла и, в среднем, дает небольшую погрешность результата, поэтому работы в направлении создания работоспособной и пригодной для точных тепловых расчетов математической модели сопла в комплексе ANSYS CFX будут продолжены.

В качестве приоритетных направлений будущей работы необходимо выделить:

а) подробную съемку тепловизором поверхностей сопла, для получения четкой картины градиентов температурного поля (съемка с близких расстояний).

б) увеличение точности и совершенствование техники термографии применительно к данному случаю, т.е. измерение степени черноты образцов материала сопла, либо установка двух-трех контрольных термодатчиков на поверхностях, видимых под прямым углом.

в) возможное использование системы зеркал для наблюдения поверхностных температур стойки сопла.

В перспективе, выполнение вышеизложенных пунктов позволит проверить методику расчета в

программном комплексе ANSYS CFX, с учетом многих параметров расчетных моделей.

### Литература

1. Евдокимов, И.Е., Николаенко, В.С., Яковлев, А.А., Филиппов, Г.С., Яценко, Б.Ю., Исследование тепловой заметности малогабаритного авиационного двигателя, V Всероссийская научно-техническая конференция молодых специалистов. Материалы конференции: Уфимск. моторостр. произв. объединении. – Уфа, УМПО 2011. – 108 С.

2. Евдокимов И.Е., Сорокин А.А., Моделирование излучения струи горячих газов в ANSYS CFX // Вестник двигателестроения. – 3.: ОАО «Мотор Сич», 2010. – Вып. 2/2010. – С. 29-33.

3. ThermoCAM Researcher Professional, User's manual, FLIR v. 2.9, 2009.

4. Криксунов, Л.З., Справочник по основам инфракрасной техники. - М.: Советское радио, 1978. - С. 86.

*Поступила в редакцию 01.06.2012*

### **I.E. Evdokimov, A.A. Yakovlev. Convective and radiative heat transfer modeling in the turbulent flows using ANSYS CFX**

*In the article has been investigated heat exchange in the small-scale turbojet TS-21 exhaust nozzle. The main accent is made on numerical calculations of mathematical model in ANSYS CFX package. Calculated temperature gradients are presented and compared with experimental measurements given by infrared thermography. Also dependence of the given results from the discretisation parameters of the near-wall layer was found. It was obtained a good compliance of mathematical model to experimental data, ways of improvement of quality of an experimental study are considered.*

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

**Key words:** *heat exchange, heat transfer, numerical simulations.*