

УДК 004.94

Компьютерный анализ теплового состояния задней подвески авиационного газотурбинного двигателя в условиях огневых испытаний

К.Ю. Мохов¹, Д.В. Семенов¹, Л.Ю. Гомзинов¹,
К.В. Шулепов¹, А.А. Рябов¹, А.А. Каровецкий²,
А.А. Мусеев², Ю.Н. Журенков², Н.Н. Кортиков^{2,3}

¹ ООО «СИНЦ»

² АО «ОДК-Климов»

³ Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого

Thermal state simulation of the rear gas turbine engine support during fire resistance tests

K.Y. Mokhov¹, D.V. Semenov¹, L.Y. Gomzikov¹,
K.V. Schulepov¹, A.A. Ryabov¹, A.A. Karovetsky²,
A.A. Museev², Y.N. Zhurenkov², N.N. Kortikov^{2,3}

¹ Sarov Engineering Center LLC

² ODK-Klimov JSC

³ Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University

Обеспечение пожарной безопасности и огнестойкости авиационного двигателя является одним из основных требований НЛГ33.17. Для проверки соответствия разработанного газотурбинного двигателя требованию огнестойкости и огненепроницаемости, как правило, проводят специальные огневые испытания. Проверка огнестойкости и огненепроницаемости газотурбинного двигателя только на основе экспериментального подхода требует значительных затрат и без предварительного расчетного анализа не гарантирует положительных результатов испытаний, выполняемых на завершающих этапах разработки изделия. Приведены методические рекомендации по численному расчету теплового состояния детали в условиях воздействия горелки для подтверждения требований огненепроницаемости согласно НЛГ33.17. Рассмотрены различные подходы к моделированию факельного горения для получения близких к эксперименту тепловых полей. Валидация проведена на основании полноразмерных экспериментальных данных по огневым испытаниям задней подвески газотурбинного двигателя.

EDN: AOUGBV, <https://elibrary/aougby>

Ключевые слова: компьютерное моделирование, тепловое состояние, огневые испытания, огненепроницаемость элементов, НЛГ33.17

One of the key requirements for airplane gas turbine engine safety is compliance with FAR33.17 fire safety rules. Validation of the fire safety compliance is typically performed through fire testing. An experimental approach is quite expensive, performed at the final stage of gas turbine engine development and does not guarantee first pass yield without a preliminary numerical analysis. The article describes methodological recommendations for numerical assessment of an assembly thermal state under fire exposure from a calibrated burner to confirm fireproof requirements in accordance with FAR33.17. The study is focused on different approaches for burner fire simulation to obtain thermal state close to the

experiment. Validation of the numerical results is performed on full-size experimental data of the rear AGTE support under fire exposure.

EDN: AOUGBV, <https://elibrary/aougby>

Keywords: numerical simulation, thermal state, fire tests, elements fireproof, FAR33.17

Современные возможности компьютерного моделирования позволяют описывать характерные для огневых испытаний тепловые процессы с достаточно высокой точностью, что подтверждают многие научные публикации, в частности [1–8], показывающие хорошую сходимость расчетных и экспериментальных данных.

Однако, несмотря на многочисленные научные исследования до сих пор не сформирован единый подход к моделированию работы горелки и воздействия ее пламени на мишень. Так, пламя моделируют горячим воздухом [1, 2, 5]. Тепловое воздействие горелки заменяют коэффициентами теплоотдачи, подобранными по результатам испытаний [6]. Предложены подходы к заданию пламени горелки с учетом излучения продуктов сгорания [5, 7] и происходящих химических реакций [3, 8]. В работе [8] использовано одно уравнение (глобальная реакция), описывающее перевод начальных продуктов сгорания в конечные, а в статье [3] — детальный механизм горения, содержащий 17 реагентов и 25 химических реакций.

Цель работы — рассмотрение подходов к моделированию воздействия керосиновой горелки на мишень, обсуждение возникающих в связи с этим неопределенностей и сравнение полученных расчетных данных с результатами натурного эксперимента.

Постановка задачи. Согласно требованиям НЛГ33.17(b*) [9], выполнена оценка огне-непроницаемости элементов заднего узла крепления газотурбинного двигателя (ГТД). Внешний вид и цифровая модель корпуса камеры сгорания (КС) с элементами заднего узла крепления ГТД, установленного на подложке испытательного стенда, приведены на рис. 1, где красной стрелкой указано направление воздействия струи горелки.

Испытания проводили согласно требованиям ISO 2685 [10], РЦ-D33.3(7) [11] и РЦ-АП 33.17 [12], в рамках которых элементы заднего узла крепления ГТД подвергали воздействию керосиновой горелки в течение времени $t = 15$ мин. Помимо тепловой нагрузки при испытаниях и расчете к корпусу КС прикладывали

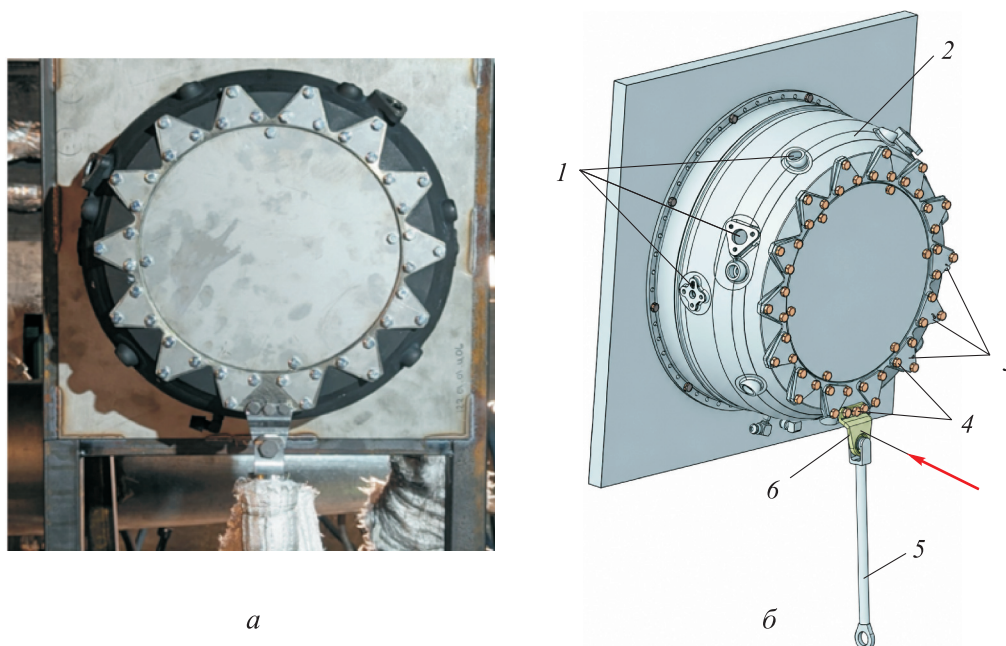


Рис. 1. Внешний вид (а) и цифровая модель (б) корпуса КС с элементами заднего узла крепления ГТД:
1 — штуцеры; 2 — корпус КС; 3 — треугольные заглушки; 4 — болты; 5 — тяга приложения нагрузки;
6 — проушина с подшипником

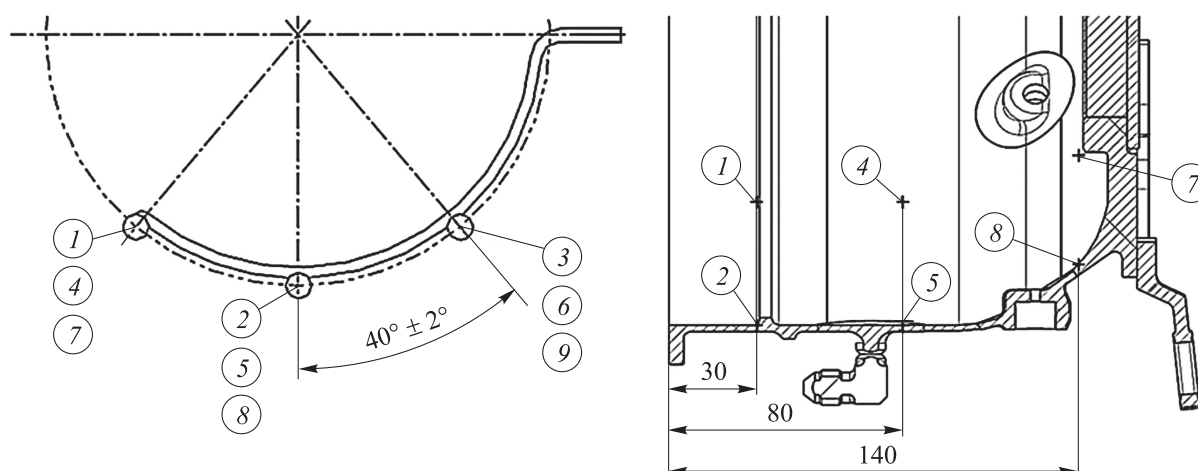


Рис. 2. Схема расположения термопар на корпусе КС испытания на стенде

усилие, действующее вдоль оси тяги (рис. 1, б) и имитирующее перегрузку на ГТД: сначала $n_1 = 1,5g$, затем $n_2 = 12g$.

Для измерения температуры на корпус КС устанавливали девять термопар (ТП), схема расположения которых показана на рис. 2, где 1–9 — ТП1...ТП9.

Этапы испытаний на огнестойкость. Испытания на огнестойкость выполняли на стенде СОИ-7, внешний вид которого показан на рис. 3. На первом этапе проверяли однородность распределения и соответствие уровней температуры пламени T и плотности теплового потока q керосиновой горелки в области мишени нормативным данным: $T = 1100 \pm 80^\circ\text{C}$ и $q = 116,0 \pm 10,0 \text{ кВт/м}^2$. На

втором этапе проводили исследования по воздействию пламени горелки на корпус КС согласно программе сертификационных испытаний. На третьем этапе вновь осуществляли поверочную оценку параметров горелки — температуры и плотности теплового потока.

Калибровка горелки по температуре. Для обеспечения нормированных параметров после прогрева горелки в течение 5 мин ее пламя направляли на гребенку термопар 2 (см. рис. 3). Результаты калибровки горелки по температуре до начала огневых испытаний приведены на рис. 4, где черные линии — границы допустимой температуры. Видно, что значения установившихся температур на всех термопарах укладываются в требуемый нормативный диапазон: $T = 1100 \pm 80^\circ\text{C}$. Поверочные значения темпе-

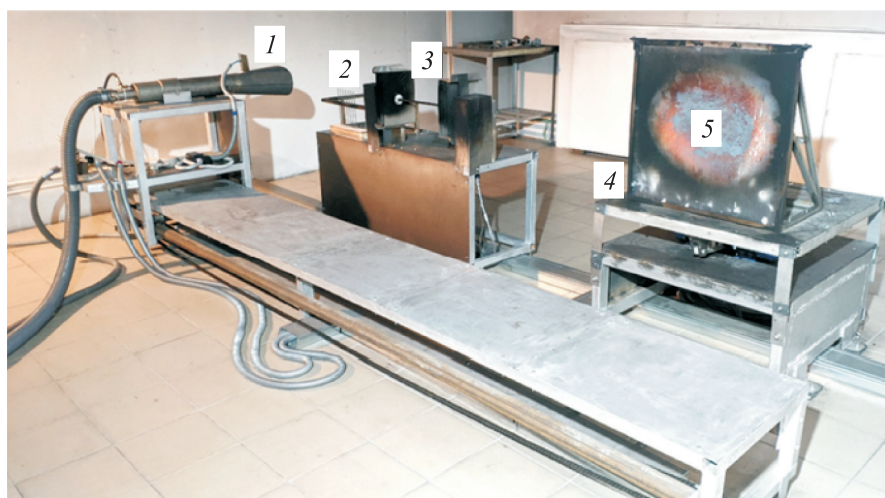


Рис. 3. Внешний вид стенда огневых испытаний СОИ-7:
1 — керосиновая горелка; 2 — гребенка термопар; 3 — калориметр;
4 — вибростол; 5 — место установки испытуемого образца

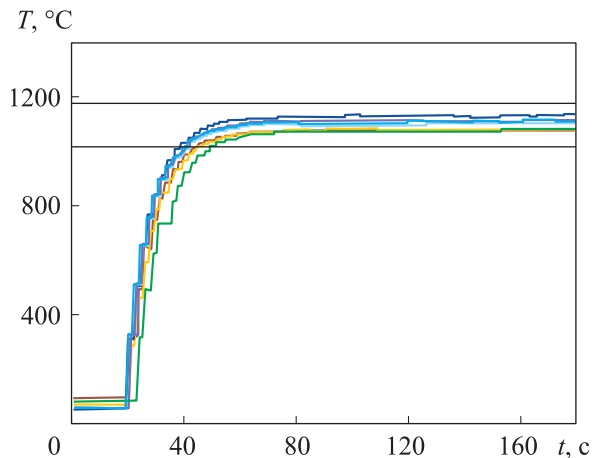


Рис. 4. Зависимости температуры пламени горелки T в точках расположения термопар ТП1 (—), ТП2 (—), ТП3 (—), ТП4 (—), ТП5 (—), ТП6 (—) и ТП7 (—) от времени первичной калибровки t

ратур после испытания оказались близкими к уровням, показанным на рис. 4.

Для обеспечения идентичных характеристик воздействия пламени при цифровых испытаниях выполняли численную калибровку горелки — проверку однородности и уровней температуры ее пламени на гребенке термопар на основе численного решения уравнений Навье — Стокса методом конечных объемов [13].

Математическая модель распространения горячего газа основана на решении трехмерных уравнений Навье — Стокса, замыкаемых двухпараметрической моделью турбулентности. Согласно работе [2], наилучшее совпадение результатов расчета и эксперимента обеспечивает модель Realizable K-Epsilon (Shear Driven) Two-Layer All y^+ wall treatment [14, 15]. Использован отдельный алгоритм решения уравнений (segregated solver), схема второго порядка точности по пространству, однокомпонентный газ принят несжимаемым и описан уравнением состояния идеального газа, гравитация направлена вдоль оси OZ . Модель излучения не применялась.

Динамическая вязкость газа μ и коэффициент теплопроводности λ в соответствии с законом Сазерленда заданы следующими зависимостями от температуры T :

$$\mu = 1,716 \cdot 10^{-5} \frac{273,15 + 111,00}{T + 111,00} \left(\frac{T}{273,15} \right)^{\frac{3}{2}} \text{ Па} \cdot \text{с}; \quad (1)$$

$$\lambda = 0,024 \frac{273,15 + 194,00}{T + 194,00} \left(\frac{T}{273,15} \right)^{\frac{3}{2}} \text{ Вт} / (\text{м} \cdot \text{К}).$$

Удельная теплоемкость задана полиномом

$$c_p = 909,528 + 0,327T - 1,024 \cdot 10^{-4} T^2 + 1,50 \cdot 10^{-8} T^3 - 8,023 \cdot 10^{-13} T^4.$$

Калибровка горелки по плотности теплового потока. На стенде использовали медную трубку, через которую пропускали заданный поток воды. Во время воздействия пламени горелки на медную трубку определяли установившийся перепад температуры воды между входом и выходом. На основании этих данных находили плотность теплового потока от пламени горелки [10]. Результаты калибровки горелки перед испытаниями по плотности теплового потока приведены на рис. 5, где горизонтальными линиями обозначены границы диапазона. Поверочная калибровка горелки после испытаний аналогична показанной на рис. 5.

Для цифровых испытаний также проведена калибровка горелки. Набор настроек компьютерной модели аналогичен набору модели калибровки температуры. Важным требованием при создании сеточной модели является обеспечение высоты первого пристеночного элемента ($\Delta h \approx 0,05$ мм), что удовлетворяет критерию $y^+ \leq 1$. В пристеночном элементе 24 слоя. Достаточность пространственного разрешения определена проверкой на сеточную сходимость.

Существуют различные подходы к калибровке расчетной модели горелки по плотности теплового потока. Рассмотрим три из них.

Первый подход к калибровке расчетной модели горелки по плотности теплового потока без учета лучистого теплового потока от нее. На входной границе раструба горелки задавали температуру горячего газа $T = 1180$ °С. Скорость истечения газа на выходе из раструба горелки подбирали так, чтобы плотность теплового потока от нее соответствовала нормативному по-

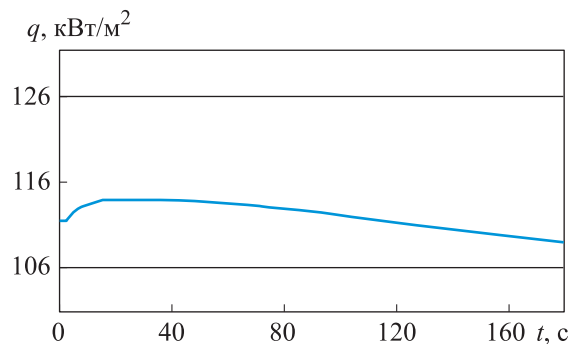


Рис. 5. Результаты калибровки горелки перед испытаниями по плотности теплового потока

Таблица 1

**Параметры горелки для расчета
теплового состояния корпуса КС
при использовании разных подходов**

Параметр	Значение при подходе		
	1	2	3
Температура газа, °С	1180	1180	1180
Скорость истечения газа на выходе из горелки, м/с	11	10	13
Расчетная плотность теплового потока, кВт/м ²	116,4	121,0	117,5
Температура поверхности горелки, °С		1180	1180
Степень черноты поверхности горелки	—	0,8	0,8
Степень черноты поверхности мишени	—	0,2	0,2

казателю. Для цифровых испытаний использовали модель идеального газа со свойствами воздуха при заданной температуре. Параметры модели горелки, выбранные для расчета теплового состояния корпуса КС, приведены в табл. 1.

Зависимости плотности теплового потока q от скорости истечения газа из горелки v без учета и с учетом лучистого теплового потока от нее приведены на рис. 6. Видно, что скорость истечения газа на выходе из раструба горелки для достижения плотности теплового потока $q = 116,0 \pm 10,0$ кВт/м² изменяется в диапазоне 9,5...12,5 м/с. Так как плотность теплового потока во время первичной калибровки не превышала 116,0 кВт/м², в цифровой модели принята скорость истечения газа $v = 11,0$ м/с, обеспечивающая наиболее близкую к эксперименту плотность теплового потока $q_{ц.м} = 116,4$ кВт/м².

Несмотря на простоту задания компьютерной модели горелки, для зоны прямого воздействия такой подход обеспечил неплохое совпадение расчетных и экспериментальных данных [1].

Второй подход к калибровке расчетной модели горелки по плотности теплового потока с учетом лучистого теплового потока от горелки. В отличие от первого подхода здесь учтено излучение теплоты с горячей поверхности горелки, нагревающейся до температуры $T = 1180$ °С. Излучение с этой поверхности дополнительно нагревает мишень. Наибольший вклад лучистое излучение вносит на начальном

этапе, когда тонкостенная горячая поверхность горелки воздействует на холодную толстостенную мишень, температура мишени в начальный момент времени $T_{нач} = 40$ °С. Помимо поглощения теплоты от излучения, мишень также теряет теплоту из-за собственного излучения при нагреве, что проявляется на его более поздних этапах. Для учета лучистого теплообмена использована модель излучения с поверхности на поверхность (Surface to Surface — S2S) [16, 17]. Параметры горелки, выбранные для расчета теплового состояния корпуса КС, также приведены в табл. 1.

Преимущество второго подхода перед первым заключается в более детальном учете особенностей физических процессов, что обеспечивает более точное предопределение динамики нагрева и остывания мишени.

Недостатками подхода являются большие потребные вычислительные и временные ресурсы вследствие необходимости расчета матрицы видимости, а также неопределенность при указании степени черноты поверхности мишени. Помимо отсутствия точного начального значения этого параметра, зависящего от материала и способа обработки, необходимо учитывать его изменение в ходе эксперимента за счет осаждения сажи на поверхности мишени.

По сравнению с мишенью, показанной на рис. 1, а, у мишени после испытаний (рис. 7) наблюдается значительное изменение степени черноты поверхности мишени.

Степень черноты меди в зависимости от обработки и окисленности металла может варьироваться в широком диапазоне [18], что обусловило необходимость исследования зависимости плотности теплового потока от скорости

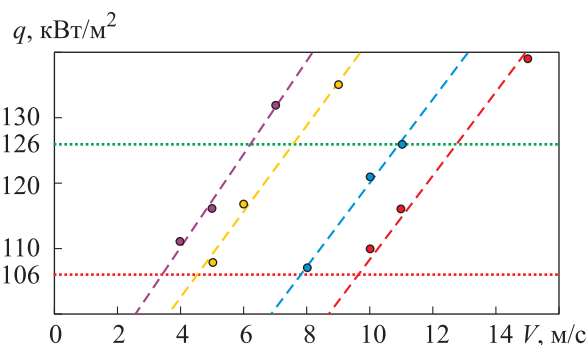


Рис. 6. Зависимости плотности теплового потока q от скорости истечения газа на выходе из горелки v без учета (•) и с учетом лучистого теплового потока от горелки при степени черноты поверхности мишени $\epsilon = 0,2$ (•), $0,4$ (•), $0,8$ (•)



Рис. 7. Внешний вид мишени после испытаний

истечения газа на выходе из горелки с учетом лучистого теплового потока от горелки при различных значениях степени черноты поверхности медной трубки.

Результаты этого исследования приведены на рис. 6. Видно, что различные значения степени черноты поверхности мишени позволяют добиться требуемой плотности теплового потока при скорости истечения газа на выходе из горелки $v = 3,5 \dots 11,0$ м/с. Чем меньше скорость истечения газа на выходе из горелки, тем ниже плотность теплового потока, воздействующего на мишень. Для обеспечения близкого к максимальному воздействию на мишень выбраны параметры горелки с достаточно низкой степенью черноты поверхности мишени ($\epsilon = 0,2$).

Математическая модель второго подхода совпадает с описанной выше моделью, за тем исключением, что добавлена модель лучистого теплообмена S2S.

Третий подход к калибровке расчетной модели горелки по плотности теплового потока с учетом теплового излучения продуктов сгорания. Здесь учтено излучение продуктов сгорания. Вместо воздуха модель идеального газа имела свойства многокомпонентного газа с продуктами сгорания. Для учета излучения от факела использована модель дискретных ординат (Discrete Ordinate Model — DOM) [19, 20]. Параметры горелки, обеспечивающие нормированные показатели по тепловому потоку и выбранные в качестве граничных условий для расчета теплового состояния корпуса КС, приведены в табл. 1.

Преимущество третьего подхода перед вторым заключается в более точном описании ди-

намики нагрева элементов детали, находящихся вне прямой видимости горелки, обтекаемых пламенем.

Недостатком третьего подхода является необходимость задания параметров излучения пламени. Моделирование пламени выполнено без учета химических реакций при предположении, что формирование всех продуктов сгорания происходит до выхода из раструба горелки. Коэффициент поглощения задан в соответствии с моделью взвешенной суммы серых газов (Weighted Sum of Grey Gases — WSGG) [21]. Согласно [22], светимость газа определяется в первую очередь концентрацией CO_2 и H_2O .

В модели использованы экспериментально полученные спектры поглощения CO_2 и H_2O , описанные в работе [23]. Применена наиболее простая модель для описания излучения газов, так как более сложные модели требуют значительного количества экспериментальных параметров, в частности спектр-зависимые коэффициенты поглощения, которые, как правило, недоступны в процессе разработки ГТД. Для более полного описания излучения пламени в дальнейших работах планируется его моделирование с учетом моделей горения и детальных механизмов реакций сгорания керосина.

Математическая модель распространения горячего газа основана на моделях, применяемых в первом подходе. При этом в третьем подходе использован многокомпонентный не сжимаемый газ, описываемый уравнением состояния идеального газа, однако истекающий из горелки газ содержит CO_2 , O_2 , H_2O и N_2 .

Динамическая вязкость для смеси задана зависимостью от температуры в соответствии с законом Сазерленда (1), удельная теплоемкость смеси вычислена с учетом массовой доли каждого компонента

$$\phi_{\text{mix}} = \sum_{i=1}^N Y_i \phi_i,$$

где Y_i и ϕ_i — массовая доля и значимость свойства i -й компоненты смеси.

Удельная теплоемкость каждой компоненты смеси представлена полиномами седьмой степени [24]. Для моделирования излучения использована модель DOM с четырьмя ординатами. В работе [5] рекомендовано применять модель с шестнадцатью лучами, однако результаты проведенного нами сравнения свидетельствуют о минимальных различиях между моделями по получаемым тепловым полям, причем

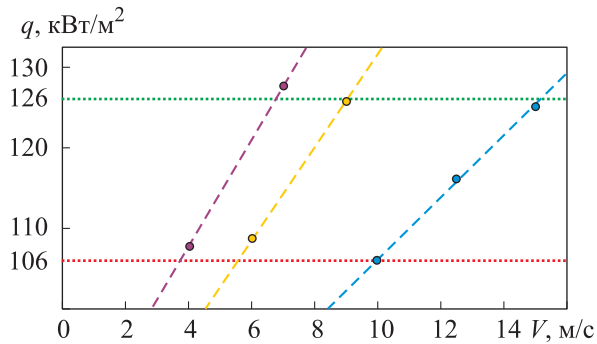


Рис. 8. Зависимости плотности теплового потока q от скорости истечения газа на выходе из горелки v с учетом лучистого теплового потока от горелки при степени черноты поверхности мишени $\varepsilon = 0,2$ (•), $0,4$ (•) и $0,8$ (•)

потребность в расчетных ресурсах увеличивается почти в 2 раза.

Весьма важным также является значение степени черноты поверхности мишени. Зависимости плотности теплового потока q от скорости истечения газа из горелки v с учетом лучистого теплового потока от горелки при различных значениях степени черноты поверхности мишени, полученные с использованием модели DOM, приведены на рис. 8. Для удобства сравнения результатов, как и при втором подходе, для расчетов выбрана степень черноты поверхности мишени $\varepsilon = 0,2$. Скорость истечения воздуха на выходе из горелки подобрана для получения плотности теплового потока, близкой к экспериментальным значениям.

Сравнение результатов натурных и цифровых испытаний. Точность рассматриваемых подходов оценена путем сравнения численных результатов с данными испытаний по воздействию пламени горелки на корпус КС. Газодинамические расчеты распространения пламени, а также тепловые расчеты деталей КС проведены на основе программного обеспечения Simcenter STAR-CCM+ 17.02 [24]. Перед моделированием теплового состояния корпуса КС выполнена проверка на сеточную сходимость.

Итоговая конечно-объемная модель (рис. 9) с подтвержденной сеточной сходимость содержала 15,9 млн конечных объемов в газовой области и 9,5 млн элементов для описания процессов теплопереноса в твердом теле (элементы конструкции). Для построения сетки использованы гексагональные конечные объемы. Параметры пристеночных слоев и модели турбу-

лентности идентичны примененным ранее при калибровке модели.

Результаты исследования с использованием первого подхода. Расчетные и экспериментальные зависимости температуры T от времени t в точках установки термопар в переднем (ТП7, ТП8), среднем (ТП4, ТП5) и дальнем (ТП1, ТП2) относительно горелки измерительных поясах на корпусе КС приведены на рис. 10, а–в. Так как термопары ТП1 и ТП3, ТП4 и ТП6, а также ТП7 и ТП9 установлены попарно симметрично относительно вертикальной плоскости, их экспериментальные кривые изменения температуры во времени близки. Также близки между собой и расчетные температурные кривые в парных точках установки термопар.

Анализ полученных результатов показывает, что корпус КС быстро прогревается (примерно в течение 6...8 мин) и происходит стабилизация температур. Максимальная температура корпуса КС ($T_{\max} \approx 800$ °С) возникает в переднем поясе (ТП7, ТП8), что на $\Delta T = 380$ °С (32 %) меньше, чем температура пламени горелки. В среднем и дальнем поясах в плоскости симметрии корпуса (ТП2 и ТП5) температуры не превышают уровень $T \approx 660...700$ °С, а на боковых поверхностях (ТП1, ТП4) достигают несколько больших значений ($T \approx 740...760$ °С).

Как видно из рис. 10, расчетные температуры в течение 15 мин работы горелки во всех поясах нарастают медленнее, чем экспериментальные, и не стабилизируются. В переднем поясе температура, определенная путем расчета, возрастает до $T \approx 925$ °С, что на $\Delta T \approx 125$ °С (+16 %) больше, чем температура, полученная при испытаниях. В среднем поясе максимальная расчетная температура достигает $T \approx 850$ °С, что превышает экспериментальный уровень на $\Delta T \approx 100$ °С (+12 %). В дальнем поясе расчет по-

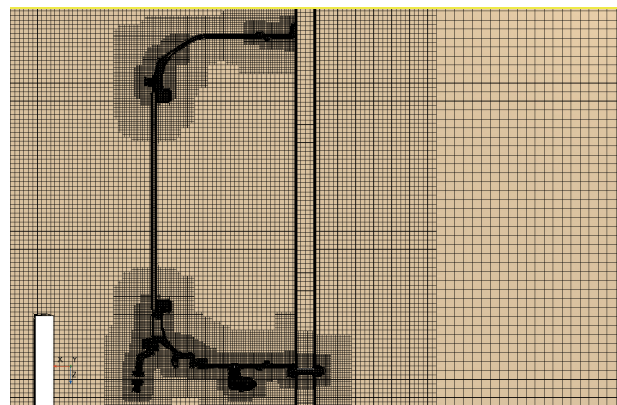


Рис. 9. Конечно-объемная модель корпуса КС

казывает максимальный уровень $T = 650 \dots 710^\circ\text{C}$, что на $\Delta T \approx 50^\circ\text{C}$ (-7%) меньше, чем в опыте.

Моделирование с использованием первого подхода показывает меньшую скорость возрастания температуры корпуса КС в начале прогрева и отсутствие ее стабилизации в течение 15 мин. Отличие максимальных расчетных температур корпуса КС от экспериментальных составляет $\Delta = 7 \dots 16\%$. Аналогичная картина при сравнении экспериментальных и расчетных данных при использовании такого подхода наблюдается и в других работах [2, 5].

Таким образом, первый подход лишь условно позволяет определять тепловое поле корпуса КС под действием горелки: модель некорректно описывает интенсивность нагрева и не позволяет с высокой точностью рассчитывать распределение температуры по поверхности детали.

Результаты исследования с использованием второго подхода. В рамках этого подхода степень черноты поверхности деталей заранее неизвестна. Испытуемый корпус КС изготовлен из материала ВТ5-1, его внешняя поверхность окрашена в черный цвет, а внутренняя — в серебристый, у внешней поверхности степень черноты больше, чем у внутренней. Известно

[18], что для полированного титана степень черноты $\epsilon = 0,5$, а при повышении температуры титана например, ВТ6, степень черноты может возрастать до $\epsilon = 0,95$ [25].

Поэтому для анализа чувствительности результатов вычислений к степени черноты внешней поверхности титана проведена серия предварительных расчетов. В первой серии расчетов для внешней и внутренней поверхностей выбрана степень черноты соответственно: $\epsilon_{\text{внешн}} = 0,3$ и $\epsilon_{\text{внутр}} = 0,2$, во второй — $\epsilon_{\text{внешн}} = 0,9$, $\epsilon_{\text{внутр}} = 0,7$. Результаты расчета приведены на рис. 11, где пунктирными линиями показаны экспериментальные данные, а сплошными и штриховыми — расчетные с низкими и высокими значениями степени черноты соответственно.

Как видно из рис. 11, для переднего пояса (ТП7, ТП8) высокая степень черноты позволяет несколько интенсифицировать нагрев детали в начальный момент времени, различие по температуре на этапе разогрева достигает $\Delta T = 50 \dots 70^\circ\text{C}$. Для среднего (ТП4, ТП5) и дальнего (ТП1, ТП2) поясов влияние степени черноты на интенсивность нагрева почти отсутствует. При этом на завершающем этапе испытаний вследствие более интенсивной потери теплоты в процессе излучения горячей мишенью во всех

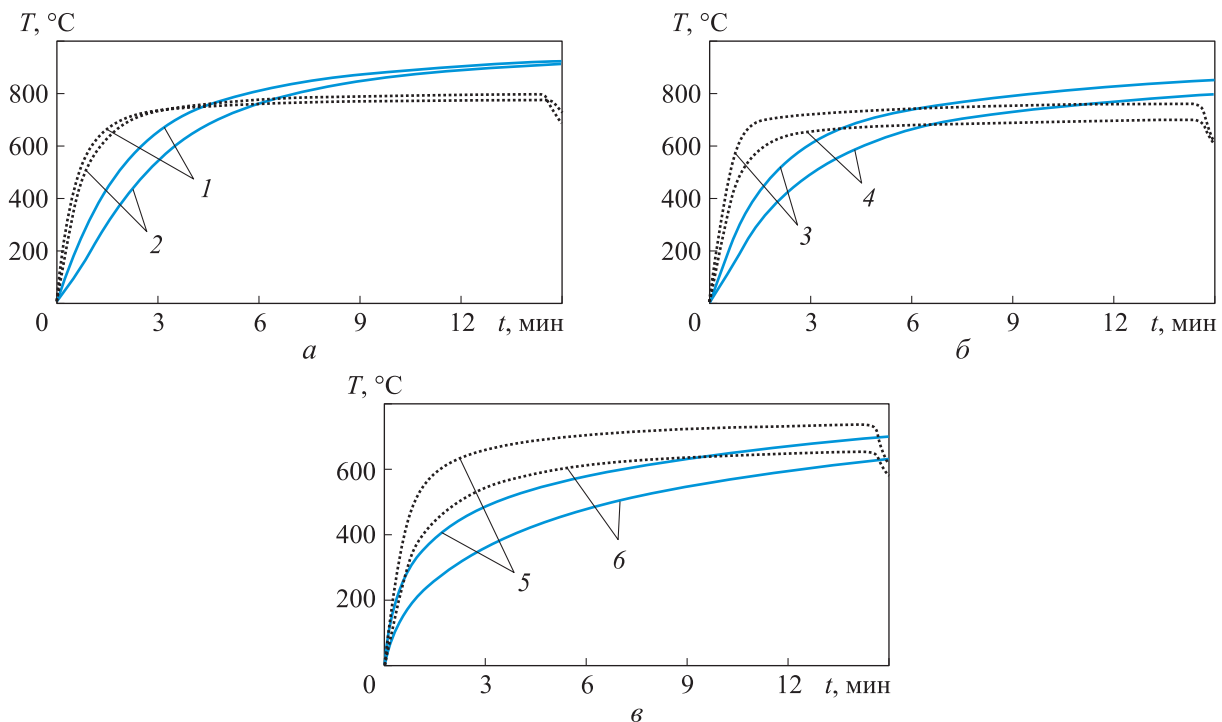


Рис. 10. Расчетные (сплошные линии) и экспериментальные (пунктирные линии) зависимости температуры T в точках расположения термопар ТП7 (1), ТП8 (2), ТП4 (3), ТП5 (4) и ТП1 (5), ТП2 (6) от времени t без учета лучистого теплового потока от горелки

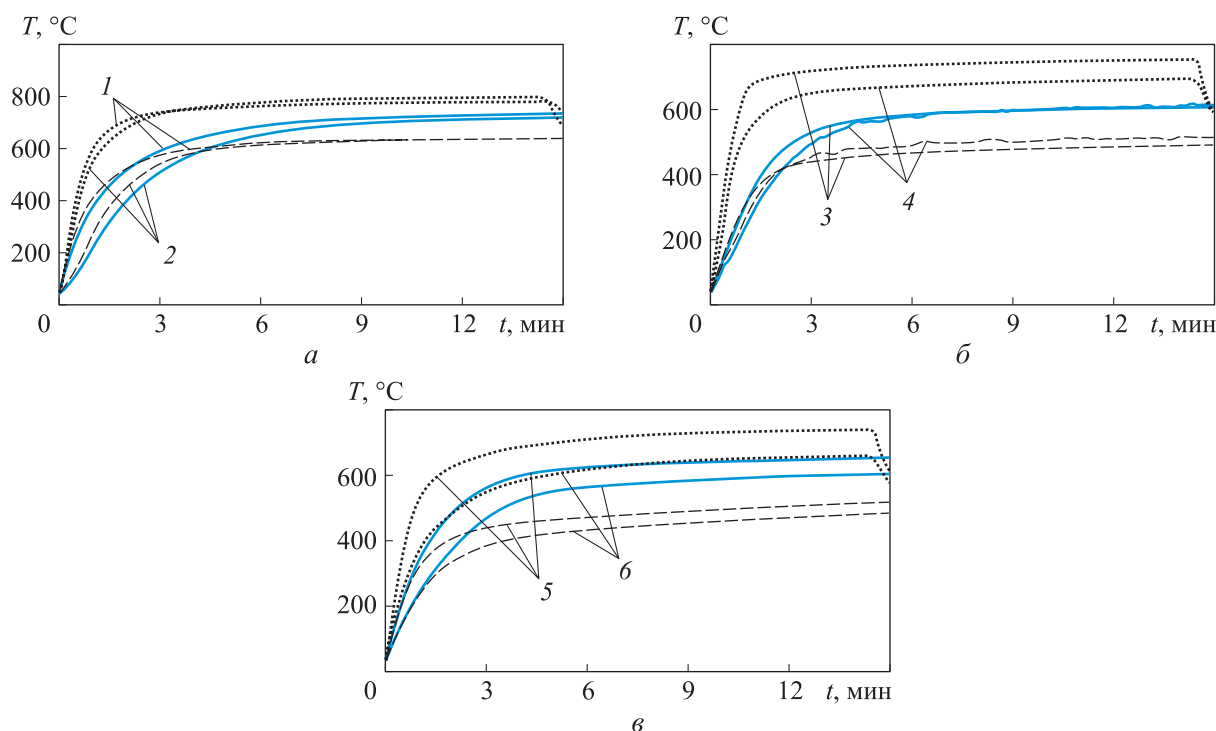


Рис. 11. Расчетные (сплошные линии) и экспериментальные (пунктирные и штриховые линии) зависимости температуры T от времени t в точках расположения термопар ТП7 (1), ТП8 (2), ТП4 (3), ТП5 (4) и ТП1 (5), ТП2 (6) с учетом лучистого теплового потока от горелки

поясах наблюдается снижение максимальной расчетной температуры на $\Delta T \approx 100^\circ\text{C}$ относительно расчетного значения для варианта с меньшей степенью черноты.

Следует отметить, что, несмотря на то, что при таком подходе задана более высокая расчетная плотность теплового потока от горелки ($q_{\text{ц.м}} = 121,0 \text{ кВт/м}^2$ против $q_{\text{эксп}} = 116,0 \text{ кВт/м}^2$ в эксперименте) по всем термопарам расчетные температуры не достигают экспериментальных значений. Для переднего пояса (ТП7, ТП8) при небольших значениях степени черноты расчетные данные оказались меньше экспериментальных на $\Delta T \approx 50 \dots 80^\circ\text{C}$ (до -10%), для среднего пояса (ТП4, ТП5) — на $\Delta T \approx 85 \dots 150^\circ\text{C}$ (более -21%), для дальнего пояса (ТП2, ТП2) — на $\Delta T \approx 60 \dots 90^\circ\text{C}$ (до -12%).

Значительное отклонение расчетных значений температуры от экспериментальных на завершающем этапе испытаний, по-видимому, является следствием того, что термопары не находятся в зоне прямой видимости горелки, основное излучение от раструба горелки направлено на проушину крепления. Для корректного учета нагрева детали требуется учесть излучение продуктов сгорания при распространении вдоль корпуса КС.

Результаты исследования с использованием третьего подхода. Для удобства анализа результатов использованы те же степени черноты поверхности, что во втором подходе: $\epsilon_{\text{внешн}} = 0,3$ и $\epsilon_{\text{внутр}} = 0,2$.

Результаты сравнения расчетных и экспериментальных данных приведены на рис. 12. Видно, что за исключением термопары ТП4 предложенный подход позволяет достаточно точно описывать тепловые поля корпуса КС на заключительном этапе испытаний. В переднем поясе (ТП7, ТП8) расчетная температура $T \approx 740 \dots 760^\circ\text{C}$, что на $\Delta T \approx 40 \dots 60^\circ\text{C}$ ($-7,5\%$) меньше экспериментальных значений. В среднем и дальнем поясах расчетные температуры в плоскости симметрии корпуса (ТП2, ТП5) не превышают $T \approx 660 \dots 680^\circ\text{C}$, что почти полностью совпадает с данными эксперимента: меньше на $\Delta T \approx 20^\circ\text{C}$ (-3%). На боковых поверхностях (ТП1, ТП4) различие несколько большее: для ТП1 расчетные температуры меньше экспериментальных на $\Delta T \approx 50^\circ\text{C}$ (-7%).

Отдельно следует отметить результаты по термопаре ТП4, где разность расчетных и экспериментальных температур $\Delta T \approx 120^\circ\text{C}$ (-16%). Возможной причиной такого различия являются продолжающиеся химические реак-

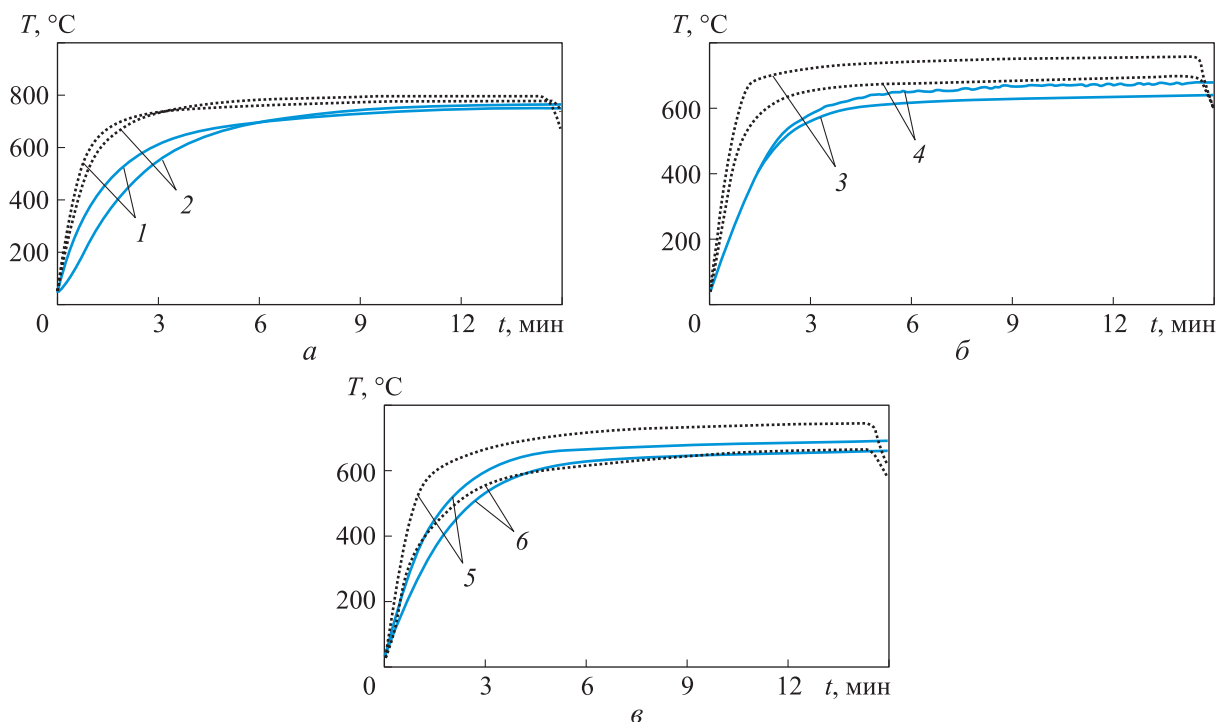


Рис. 12. Расчетные (сплошные линии) и экспериментальные (пунктирные линии) зависимости температуры T от времени t в точках расположения термопар ТП7 (1), ТП8 (2), ТП4 (3), ТП5 (4) и ТП1 (5), ТП2 (6) с учетом теплового излучения продуктов сгорания

Таблица 2

Расчетные и экспериментальные значения температур корпуса КС

Пояс	Термопара	$T_{\text{экс}}, ^\circ\text{C}$	$T_1, ^\circ\text{C}$	$\Delta_1, \%$	$T_2, ^\circ\text{C}$	$\Delta_2, \%$	$T_3, ^\circ\text{C}$	$\Delta_3, \%$
Передний	ТП8	800	900	+12,5	710	-11,3	760	-5,0
	ТП7, ТП9	780	900	+15,4	720	-7,7	740	-5,0
Средний	ТП5	700	800	+14,3	680	-2,9	680	-2,8
	ТП4, ТП6	760	850	+11,8	640	-15,8	640	-15,8
Задний	ТП2	660	630	-4,5	660	0,0	660	0,0
	ТП1, ТП3	750	710	-5,3	690	-8,0	690	-8,0

ции горения на выходе из горелки, что не учтено в рассматриваемых моделях. Для уточнения данной гипотезы необходимо провести моделирование горелки с учетом химических реакций, происходящих в процессе горения.

Расчетные и экспериментальные значения температур корпуса КС, установившихся в течение 15 мин прогрева, приведены в табл. 2, где индекс «1» соответствует первому подходу, индекс «2» — второму, индекс «3» — третьему. Видно, что в рамках первого подхода расчетные температуры в переднем и среднем поясах больше экспериментальных на 2...15 %, а в заднем поясе — меньше примерно на 5 %. При втором подходе у всех трех поясов расчетные температуры оказались ниже опытных на

3...16 %. С помощью третьего подхода удалось добиться максимальной близости расчетных и экспериментальных установившихся температур по всем термопарам, за исключением ТП4.

Следует отметить, что при приемлемой близости расчетных и экспериментальных установившихся температур корпуса КС, достигнутых за 15 мин прогрева, в течение первых 5...6 мин нагрев корпуса КС при испытаниях происходит заметно быстрее, чем при расчете.

Во всех случаях нестационарный расчет выполнен с помощью кластерных ресурсов на 135 ядрах процессора IntelXeonCPU (3,7 ГГц). При первом подходе время расчета составило 13,75 ч, при втором — 18,5 ч, при третьем — 24 ч.

Выводы

1. Разработанная модель горелки с учетом излучения продуктов сгорания позволяет существенно повысить точность предопределения установившихся температур корпуса КС в условиях огневых испытаний по сравнению с моделью без учета лучистого теплового потока от горелки. В первом случае расчетная погрешность снижается на 5...12 %, во втором — до 0...8 %.

2. На начальном этапе прогрева (через 1 мин) погрешность численной оценки модели горелки с учетом излучения продуктов сгорания остается неприемлемо высокой и равной

37,2 %, у модели без учета лучистого теплового потока от горелки — 48,4 %. Для уточнения расчетной динамики прогрева корпуса КС в начале испытаний при моделировании горелки необходимо учитывать химические реакции, протекающие при горении топлива.

3. Приемлемость погрешности определения установившихся температур корпуса КС на заключительном этапе огневых испытаний, а также заключение об успешности прохождения огневых испытаний необходимо оценивать с учетом прочности конструкции под нагрузкой, что будет выполнено при дальнейших исследованиях.

Литература

- [1] Mokhov K.Y., Kudryavtsev A.Y., Voronkov O.V. et al. Numerical simulation of fire resistance test for gas turbine component using coupled CFD/FEM approach. *Int. J. Aerosp. Eng.*, 2020, vol. 2020, no. 1, art. 8867708, doi: <https://doi.org/10.1155/2020/8867708>
- [2] Grange N., Chetehouna K., Gascoin N. et al. Numerical investigation of the heat transfer in an aeronautical composite material under fire stress. *Fire Saf. J.*, 2016, vol. 80, pp. 56–63, doi: <https://doi.org/10.1016/j.firesaf.2016.01.005>
- [3] Prieler R., Mayrhofer M., Eichhorn M. et al. Development of a numerical approach based on coupled CFD/FEM analysis for virtual fire resistance tests—Part A: Thermal analysis of the gas phase combustion and different test specimens. *FAM*, 2018, vol. 43, no. 1, pp. 34–50, doi: <https://doi.org/10.1002/fam.2666>
- [4] Prieler R., Gerhardter H., Landfahner M. et al. Development of a numerically efficient approach based on coupled CFD/FEM analysis for virtual fire resistance tests—part B: deformation process of a steel structure. *FAM*, 2020, vol. 44, no. 5, pp. 704–723, doi: <https://doi.org/10.1002/fam.2846>
- [5] Михеева М.В., Ханталин Д.С., Шепель В.Т. Численная модель огнестойкости элементов газотурбинных двигателей из алюминиевых сплавов. *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*, 2022, № 69, с. 23–32, doi: <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2022.69.03>
- [6] Качалин К.В., Костенко А.О., Шепель В.Т. Сертификация оборудования авиационного ГТД на основе анализа. *Вестник УГАТУ*, 2012, т. 16, № 2, с. 76–81.
- [7] Холманова М.А. Обеспечение огнестойкости корпуса вентилятора авиационного ГТД. Дисс. ... канд. тех. наук. Рыбинск, РГАТУ, 2022. 174 с.
- [8] Wang Z., Jia F., Galea E.R. et al. Computational fluid dynamics simulation of a post-crash aircraft fire test. *J. Aircr.*, 2013, vol. 50, no. 1, pp. 164–175, doi: <https://doi.org/10.2514/1.C031845>
- [9] Приказ Росавиации N 820-П. Об утверждении норм летной годности двигателей воздушных судов НЛГ 33 от 17.11.2022.
- [10] ISO 2685. *Aircraft. Environmental test procedure for airborne equipment. Resistance to fire in designated fire zones*. 1998.
- [11] Рекомендательный циркуляр РЦ-D33.3(7). Проведение огневых испытаний компонентов двигателя на огнестойкость и огнестойкость.
- [12] Рекомендательный циркуляр № РЦ-АП 33.17. *Пожарная безопасность*. Москва, МАК, 2003.
- [13] Лойцянский Л.Г. *Механика жидкости и газа*. Москва, Дрофа, 2003. 840 с.
- [14] Rodi W. Experience with two-layer models combining the k-epsilon model with a one-equation model near the wall. *29th Aerospace Sciences Meeting*, 1991, paper AIAA 91-0216, doi: <https://doi.org/10.2514/6.1991-216>

- [15] Shih T.-H., Liou W.W., Shabbir A. et al. *A new K-epsilon eddy viscosity model for high reynolds number turbulent flows: model development and validation*. NASA-TM-106721. NASA, 1994. 33 p.
- [16] Modest M.F. *Radiative heat transfer*. Academic Press, 2003. 822 p.
- [17] Siegel R., Howell J.R. *Thermal radiation heat transfer*. Hemisphere Publishing Co, 1992. 1072 p.
- [18] Кутателадзе С.С. *Теплопередача и гидродинамическое сопротивление*. Москва, Энергоатомиздат, 1990. 365 с.
- [19] Koch R., Becker R. Evaluation of quadrature schemes for the discrete ordinates method. *J. Quant. Spectrosc. Radiat. Transfer*, 2004, vol. 84, no. 4, pp. 423–435, doi: [https://doi.org/10.1016/S0022-4073\(03\)00260-7](https://doi.org/10.1016/S0022-4073(03)00260-7)
- [20] Lathrop K.D., Carlson B.G. *Discrete ordinates angular quadrature of the neutron transport equation*. Report LA-3186. Los Alamos Scientific Laboratory, 1965. 48 p.
- [21] Holman J.P. *Heat transfer*. McGraw Hill, 2001. 665 p.
- [22] Исаченко В.П., Осипова В.А., Сукомел А.С. *Теплопередача*. Москва, Энергия, 1975. 488 с.
- [23] Hottel A.H., Sarofim A. *Radiative transfer*. McGraw-Hill, 1967. 520 p.
- [24] STAR-CCM+ v17.02. *Siemens PLM software*, 2022.
- [25] Постыляков А.Ю., Шварц Д.Л., Михайленко А.М. Определение коэффициента излучения титановых сплавов ВТ-0 и ВТ6 после нагрева при повышенных температурах. В: *Труды XII Конгресса прокатчиков*. Т. 1. Москва, Грин Принт, 2019, с. 242–246.

References

- [1] Mokhov K.Y., Kudryavtsev A.Y., Voronkov O.V. et al. Numerical simulation of fire resistance test for gas turbine component using coupled CFD/FEM approach. *Int. J. Aerosp. Eng.*, 2020, vol. 2020, no. 1, art. 8867708, doi: <https://doi.org/10.1155/2020/8867708>
- [2] Grange N., Chetehouna K., Gascoin N. et al. Numerical investigation of the heat transfer in an aeronautical composite material under fire stress. *Fire Saf. J.*, 2016, vol. 80, pp. 56–63, doi: <https://doi.org/10.1016/j.firesaf.2016.01.005>
- [3] Prieler R., Mayrhofer M., Eichhorn M. et al. Development of a numerical approach based on coupled CFD/FEM analysis for virtual fire resistance tests—Part A: Thermal analysis of the gas phase combustion and different test specimens. *FAM*, 2018, vol. 43, no. 1, pp. 34–50, doi: <https://doi.org/10.1002/fam.2666>
- [4] Prieler R., Gerhardter H., Landfahner M. et al. Development of a numerically efficient approach based on coupled CFD/FEM analysis for virtual fire resistance tests-part B: deformation process of a steel structure. *FAM*, 2020, vol. 44, no. 5, pp. 704–723, doi: <https://doi.org/10.1002/fam.2846>
- [5] Mikheeva M.V., Khantalin D.S., Shepel V.T. Numerical model of fire permeability of GTE elements made of aluminum alloys. *Vestnik PNPU. Aerokosmicheskaya tekhnika* [PNRPU Aerospace Engineering Bulletin], 2022, no. 69, pp. 23–32, doi: <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2022.69.03> (in Russ.).
- [6] Kachalin K.V., Kostenko A.O., Shepel V.T. Certification of the equipment aviation GTD on the basis of the analysis. *Vestnik UGATU*, 2012, vol. 16, no. 2, pp. 76–81. (In Russ.).
- [7] Kholmanova M.A. *Obespechenie ognenepronitsaemosti korpusa ventilyatora aviatsionnogo GTD*. Diss. kand. tekhn. nauk [Ensuring fireproofing of the fan housing of an aircraft gas turbine engine. Kand. tech. sci. diss.]. Rybinsk, RGATU Publ., 2022. 174 p. (In Russ.).
- [8] Wang Z., Jia F., Galea E.R. et al. Computational fluid dynamics simulation of a post-crash aircraft fire test. *J. Aircr.*, 2013, vol. 50, no. 1, pp. 164–175, doi: <https://doi.org/10.2514/1.C031845>
- [9] Prikaz Rosaviatsii N 820-P. *Ob utverzhdenii norm letnoy godnosti dvigateley vozdukhnykh sudov NLG 33 ot 17.11.2022* [Order of the Federal Air Transport Agency No. 820-P. On approval of the airworthiness standards for aircraft engines NLG 33 of 17.11.2022.]
- [10] ISO 2685. *Aircraft. Environmental test procedure for airborne equipment. Resistance to fire in designated fire zones*. 1998.

- [11] Rekomendatelnyy tsirkulyar RTs-D33.3(7). *Provedenie ognevykh ispytaniy komponentov dvigatelya na ognestoykost i ognenepronitsaemost* [Advisory Circular RC-D33.3(7). Conducting fire tests of engine components for fire resistance and fire tightness.]. (In Russ.).
- [12] Rekomendatelnyy tsirkulyar № RTs-AP 33.17. *Pozharnaya bezopasnost* [Advisory circular No. RC-AP 33.17. Fire safety]. Moscow, MAK, 2003. (In Russ.).
- [13] Loytsyanskiy L.G. *Mekhanika zhidkosti i gaza* [Fluid and gas Mechanics]. Moscow, Drofa Publ., 2003. 840 p. (In Russ.).
- [14] Rodi W. Experience with two-layer models combining the k-epsilon model with a one-equation model near the wall. *29th Aerospace Sciences Meeting*, 1991, paper AIAA 91-0216, doi: <https://doi.org/10.2514/6.1991-216>
- [15] Shih T.-H., Liou W.W., Shabbir A. et al. *A new K-epsilon eddy viscosity model for high reynolds number turbulent flows: model development and validation*. NASA-TM-106721. NASA, 1994. 33 p.
- [16] Modest M.F. *Radiative heat transfer*. Academic Press, 2003. 822 p.
- [17] Siegel R., Howell J.R. *Thermal radiation heat transfer*. Hemisphere Publishing Co, 1992. 1072 p.
- [18] Kutateladze S.S. *Teploperedacha i gidrodinamicheskoe soprotivlenie* [Heat transfer and hydrodynamic resistance]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1990. 365 p. (In Russ.).
- [19] Koch R., Becker R. Evaluation of quadrature schemes for the discrete ordinates method. *J. Quant. Spectrosc. Radiat. Transfer*, 2004, vol. 84, no. 4, pp. 423–435, doi: [https://doi.org/10.1016/S0022-4073\(03\)00260-7](https://doi.org/10.1016/S0022-4073(03)00260-7)
- [20] Lathrop K.D., Carlson B.G. *Discrete ordinates angular quadrature of the neutron transport equation*. Report LA-3186. Los Alamos Scientific Laboratory, 1965. 48 p.
- [21] Holman J.P. *Heat transfer*. McGraw Hill, 2001. 665 p.
- [22] Isachenko V.P., Osipova V.A., Sukomel A.S. *Teploperedacha* [Heat transfer]. Moscow, Energiya Publ., 1975. 488 p. (In Russ.).
- [23] Hottel A.H., Sarofim A. *Radiative transfer*. McGraw-Hill, 1967. 520 p.
- [24] STAR-CCM+ v17.02. *Siemens PLM software*, 2022.
- [25] Postlyakov A.Yu., Shvarts D.L., Mikhaylenko A.M. [Determination of the emissivity of titanium alloys VI-0 and VT6 after heating at elevated temperatures]. V: *Trudy XII Kongressa prokatchikov*. T. 1 [In: Proceedings of the XII Congress of Rolling Workers. Vol. 1]. Moscow, Grin Print Publ., 2019, p. 242–246. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 28.11.2025

Информация об авторах

МОХОВ Константин Юрьевич — директор ООО «СИНЦ» (607328, Саров, Российская Федерация, ул. Парковая, д. 1, стр. 3, e-mail: info@saec.ru).

СЕМЕНОВ Дмитрий Викторович — научный сотрудник. ООО «СИНЦ» (607328, Саров, Российская Федерация, ул. Парковая, д. 1, стр. 3, e-mail: info@saec.ru).

ГОМЗИКОВ Леонид Юльевич — кандидат технических наук, начальник сектора трехмерного математического моделирования. ООО «СИНЦ» (607328, Саров, Российская Федерация, ул. Парковая, д. 1, стр. 3, e-mail: info@saec.ru).

ЩУЛЕПОВ Константин Викторович — начальник отдела «ТМП». ООО «СИНЦ» (607328, Саров, Российская Федерация, ул. Парковая, д. 1, стр. 3, e-mail: info@saec.ru).

Information about the authors

МОКHOV Konstantin Yuryevich — Director. Sarov Engineering Center LLC (607328, Sarov, Russian Federation, Parkovaya St., Bldg. 1, Block 3, e-mail: info@saec.ru).

SEMENOV Dmitry Viktorovich — Researcher. Sarov Engineering Center LLC (607328, Sarov, Russian Federation, Parkovaya St., Bldg. 1, Block 3, e-mail: info@saec.ru).

GOMZIKOV Leonid Yulyevich — Candidate of Science (Eng.), Head of the 3D Mathematical Modeling Sector. Sarov Engineering Center LLC (607328, Sarov, Russian Federation, Parkovaya St., Bldg. 1, Block 3, e-mail: info@saec.ru).

SHCHULEPOV Konstantin Viktorovich — Head of the CFD Department. Sarov Engineering Center LLC (607328, Sarov, Russian Federation, Parkovaya St., Bldg. 1, Block 3, e-mail: info@saec.ru).

РЯБОВ Александр Алексеевич — доктор физико-математических наук, научный руководитель. ООО «СИНЦ» (607328 Саров, Российская Федерация, ул. Парковая, д. 1, стр. 3, e-mail: info@saec.ru).

RYABOV Alexander Alekseevich — Doctor of Science (Physics and Math), Scientific Supervisor. Sarov Engineering Center LLC (607328, Sarov, Russian Federation, Parkovaya St., Bldg. 1, Block 3, e-mail: info@saec.ru).

КАРОВЕЦКИЙ Алексей Алексеевич — ведущий инженер-конструктор АО «ОДК-Климов» (194100, Санкт-Петербург, Российская Федерация, ул. Кантемировская, д. 11, стр. 1, e-mail: karovec.a@klimov.ru).

KAROVETSKY Alexey Alekseevich — Lead Design Engineer. ODK-Klimov JSC (194100, St. Petersburg, Russian Federation, Kantemirovskaya St., Bldg. 11, Block 1, e-mail: karovec.a@klimov.ru), SPIN-code: 3163-3524.

МУСЕЕВ Александр Александрович — заместитель начальника ОКБ по расчетам. АО «ОДК-Климов» (194100, Санкт-Петербург, Российская Федерация, ул. Кантемировская, д. 11, стр. 1, e-mail: klimov@klimov.ru).

MUSEEV Alexander Alexandrovich — Deputy Head of the Simulation Design Bureau. ODK-Klimov JSC (194100, St. Petersburg, Russian Federation, Kantemirovskaya St., Bldg. 11, Block 1, e-mail: klimov@klimov.ru).

ЖУРЕНКОВ Юрий Николаевич — главный конструктор ВК-650. АО «ОДК-Климов» (194100, Санкт-Петербург, Российская Федерация, ул. Кантемировская, д. 11, стр. 1, e-mail: klimov@klimov.ru).

ZHURENKOV Yury Nikolaevich — Chief Designer of VK-650 engine. ODK-Klimov JSC (194100, St. Petersburg, Russian Federation, Kantemirovskaya St., Bldg. 11, Block 1, e-mail: klimov@klimov.ru).

КОРТИКОВ Николай Николаевич — доктор технических наук, профессор Высшей школы атомной и тепловой энергетики Института энергетики. Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, ведущий инженер АО «ОДК-Климов» (194100, Санкт-Петербург, Российская Федерация, ул. Кантемировская, д. 11, стр. 1, e-mail: n-kortikov@yandex.ru).

KORTIKOV Nikolay Nikolaevich — Doctor of Science (Eng.), Professor of the Higher School of Nuclear and Thermal Energy, Institute of Energy. Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University; Lead Engineer. ODK-Klimov JSC (194100, St. Petersburg, Russian Federation, Kantemirovskaya St., Bldg. 11, Block 1, e-mail: n-kortikov@yandex.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Мохов К.Ю., Семенов Д.В., Гомзиков Л.Ю., Шулепов К.В., Рябов А.А., Каровецкий А.А., Мусеев А.А., Журенков Ю.Н., Кортиков Н.Н. Компьютерный анализ теплового состояния задней подвески авиационного газотурбинного двигателя в условиях огневых испытаний. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2026, № 9, с. 128–141.

Please cite this article in English as:

Mokhov K.Y., Semenov D.V., Gomzikov L.Y., Schulepov K.V., Ryabov A.A., Karovetsky A.A., Museev A.A., Zhurenkov Y.N., Kortikov N.N. Thermal state simulation of the rear gas turbine engine support during fire resistance tests. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2026, no. 9, pp. 128–141.