

ТЕПЛОВЫЕ, ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГОУСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 621.431.75

РАСЧЁТНАЯ ОЦЕНКА ТЕПЛООВОГО И НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ СТенок ЖАРОВОЙ ТРУБЫ КОЛЬЦЕВОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

Анисимов В.М.* , Орлов М.Ю. , Зубрилин И.А.*****

*Самарский государственный аэрокосмический университет
им. академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет),
СГАУ, Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия*

** e-mail: vradik@mail.ru*

*** e-mail: adler65@mail.ru*

**** e-mail: zubrilin416@mail.ru*

Разработана методика расчёта теплонапряжённого состояния стенки жаровой трубы (ЖТ) камеры сгорания (КС) газотурбинного двигателя (ГТД) наземного применения с помощью программного пакета ANSYS Fluent. Исследовано влияние теплозащитного покрытия (ТЗП) на тепловое состояние стенок жаровой трубы. Выполнена доводка системы конвективно-плёночного охлаждения стенок жаровой трубы за счёт перераспределения площадей отверстий охлаждения между её поясами при сохранении суммарного расхода воздуха, идущего на охлаждение стенок жаровой трубы. Определены напряжения и деформации, возникающие вследствие прогрева стенок жаровой трубы. Созданная методика определения теплового и напряжённо-деформированного состояния стенок жаровой трубы может быть применена в расчётах камер сгорания, выполненных с использованием различных материалов жаровых труб и теплозащитного покрытия. Она позволяет выявить расчётным путём наиболее опасные с точки зрения прогара места и разработать мероприятия по их ликвидации на стадии проектирования изделия.

Ключевые слова: жаровая труба, теплозащитное покрытие, система охлаждения, тепловое состояние, напряжение и деформации, компьютерное моделирование, сопряжённая геометрическая модель.

Важной задачей проектирования и доводки камер сгорания газотурбинных двигателей и установок является обеспечение заданных долговечности и надёжности. Для решения этой проблемы температура основных элементов камеры сгорания должна находиться в диапазоне рабочих температур их

конструкционных материалов, а деформация — не превышать определённых значений. Выполнение этих условий на реальных изделиях за счёт конструктивных мероприятий возможно лишь при наличии предварительной оценки изменения температуры и деформаций элементов изделия, выполнен-

ной на этапе проектирования. Это позволит снизить материальные и временные затраты при развёртывании серийного производства.

Одним из самых температурно-нагруженных элементов камеры сгорания является стенка жаровой трубы. Это делает актуальной проблему, связанную с исследованием ее теплового и напряженно-деформированного состояния, усугубляющуюся тенденциями увеличения степени сжатия в компрессоре π_k^* и температуры газа перед турбиной T_r^* . При этом в стендовом эксперименте на натурном изделии определение того, как распределяется температура по поверхности жаровой трубы, — сложная техническая задача.

Одним из эффективных способов решения обозначенной проблемы при проектировании газотурбинной техники является использование методов численного моделирования. Следовательно, необходима разработка методик его применения.

Анализ работ по расчётам температурного состояния пластин и элементов ГТД, жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) [1—11] показал, что в них обычно отсутствует информация о методиках расчёта, используется сильное упрощение исходной геометрии камеры сгорания, не рассматривается ТЗП на поверхности жаровых труб и т.д. По этой причине в ходе проектирования камеры сгорания газотурбинной энергетической установки было решено создать и опробовать методику численного расчёта теплового состояния стенки жаровой тру-

бы с учётом наличия на ней теплозащитного покрытия и работы системы охлаждения.

Математическая модель рабочего процесса камеры сгорания была создана ранее и прошла валидацию в серии проектных работ [12—15]. Исследование проводилось с использованием методов трёхмерного моделирования и программных продуктов Fluent и Static Structural. Объектом исследования являлась камера сгорания кольцевого типа, работающая на газообразном топливе.

При выполнении исследования решались следующие задачи:

1) разработка методики определения теплового состояния стенок жаровой трубы с теплозащитным покрытием;

2) модернизация системы охлаждения стенок жаровой трубы для снижения её максимальной температуры до 1100 К согласно техническому заданию;

3) выполнение расчёта напряженно-деформированного состояния стенок жаровой трубы.

Моделирование теплового и напряженно-деформированного состояния проводилось в соответствии со схемой, представленной на рис. 1 (КЭ модель — конечно-элементная модель).

На первом этапе трёхмерного моделирования была построена объёмная геометрическая сопряжённая модель камеры сгорания, включающая как проточную часть, необходимую для моделирования газодинамических процессов, так и стенки жаровой трубы с многослойным теплозащитным покрытием для расчёта теплопередачи (рис. 2.) Для умень-

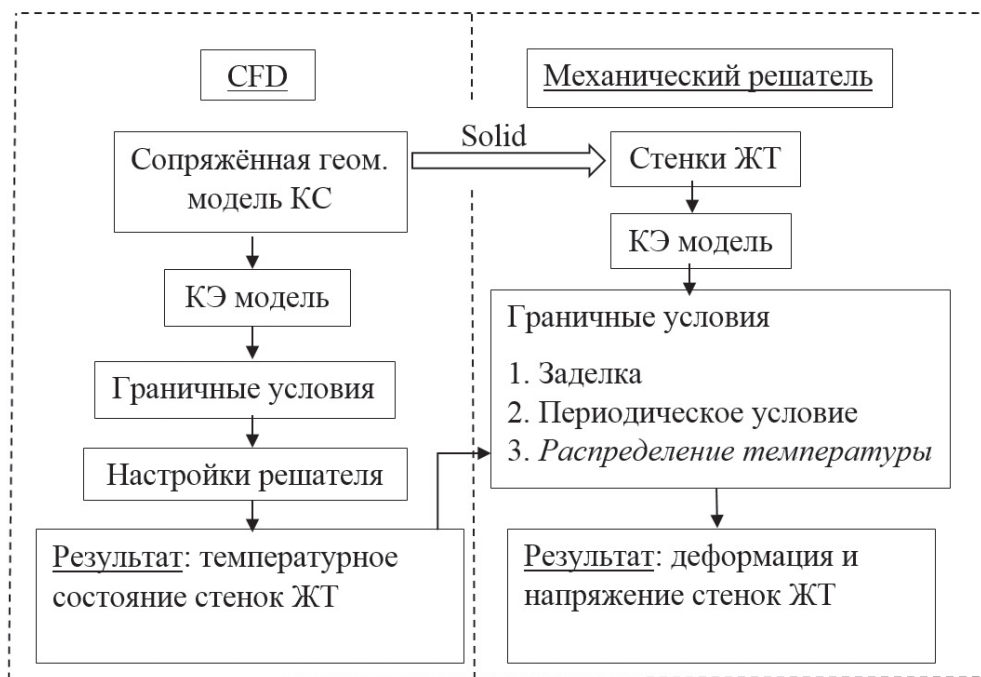


Рис. 1. Блок-схема расчёта теплового и напряженно-деформированного состояния стенок жаровой трубы

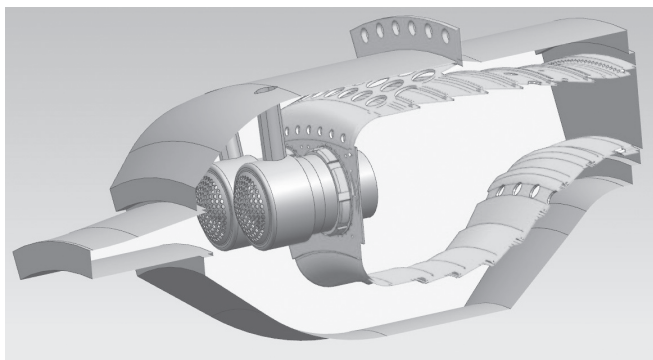


Рис. 2. Объёмная модель камеры сгорания

шения времени расчёта вместо полнообъёмной геометрической модели камеры сгорания использовался периодический двухгорелочный сектор. Построение геометрической модели выполнялось в программном комплексе NX 9.0. Использовались упрощения исходной геометрии, которые не влияли на рабочий процесс камеры сгорания.

Была сгенерирована неструктурированная конечно-элементная модель, у которой на боковых гранях обеспечивается условие идентичности сетки (рис. 3, *а*). Особенностью данной сеточной модели является конформный (узел в узел) интерфейс «газ—металл» (рис. 3, *б*). Опытным путем было установлено, что для достоверного расчёта теплового состояния стенки количество элементов по её толщине должно быть не менее пяти. Качество сетки при её генерации оценивалось с помощью ряда параметров, в том числе коэффициента скошенности, который не превышает значения 0,96.

Ранее выполненные исследования влияния математических моделей на результаты моделирования рабочего процесса в камере сгорания показали, что наилучшие результаты получаются при использовании моделей, описанных ниже.

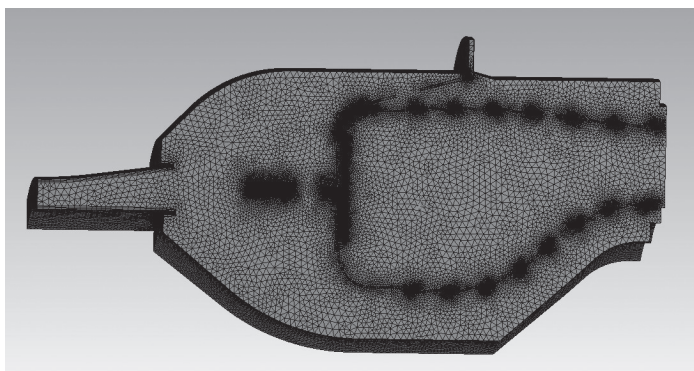
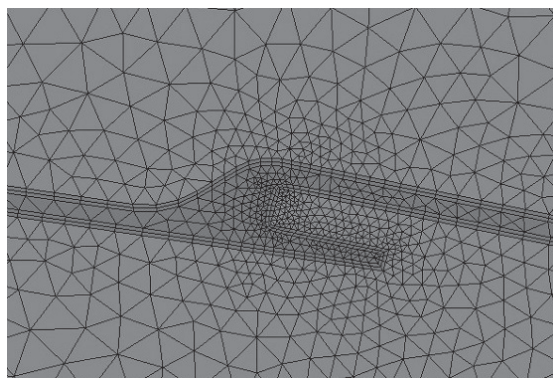
Функция Scalable Wall Function [16] использовалась вместо стандартной для улучшения присте-

ночного расчёта теплового потока. С учётом данной функции значение y^* должно быть больше 11.

В качестве модели турбулентности была выбрана «RSM» (Reynolds Stress Model), рекомендованная для расчётов циклонов, сильно закрученных потоков, вторичных течений в каналах и т.д. [17—20]. Модель Flamelet Generated Manifold была выбрана для моделирования процессов горения в камере сгорания [21]. Использовалась кинематическая и динамическая схема GRI 3.0 для моделирования механизма горения метана [22]. Для учёта обмена лучистой энергией между продуктами сгорания и окружающими их стенками была выбрана модель Discrete Ordinates, учитывающая рассеяние, анизотропию, полупрозрачность среды и влияние частиц в потоке [23].

В качестве граничных условий были использованы значения параметров на входе и выходе из камеры сгорания, расход топлива, поступающего в неё.

Материалом стенки является жаропрочный сплав с плотностью 8800 кг/м^3 . Учёт теплозащитного покрытия производился в виде оболочки на стенках жаровой трубы. Плотность материала теплозащитного покрытия составляет 6000 кг/м^3 . Распространение теплового потока в ТЗП учитывалось только в направлении, перпендикулярном поверхности стенки. Теплоёмкость C и коэффициент теплопроводности λ материала стенки и ТЗП задавались в виде зависимости от температуры T (рис. 4) [24, 25]. Теплозащитное покрытие состоит из керамического защитного и интерметаллидного связующего слоёв. В расчёте последний учитывался в виде утолщения жаровой трубы, так как их коэффициенты теплопроводности и другие физические характеристики практически одинаковы. Толщина ТЗП составляет 0,4 мм и соответствует толщине реального покрытия из данного материала, обусловленной технологическими особенностями его нанесения [26].

*а)**б)*Рис. 3. Сопряжённая конечно-элементная модель камеры сгорания (*а*) и конформный узел (*б*)

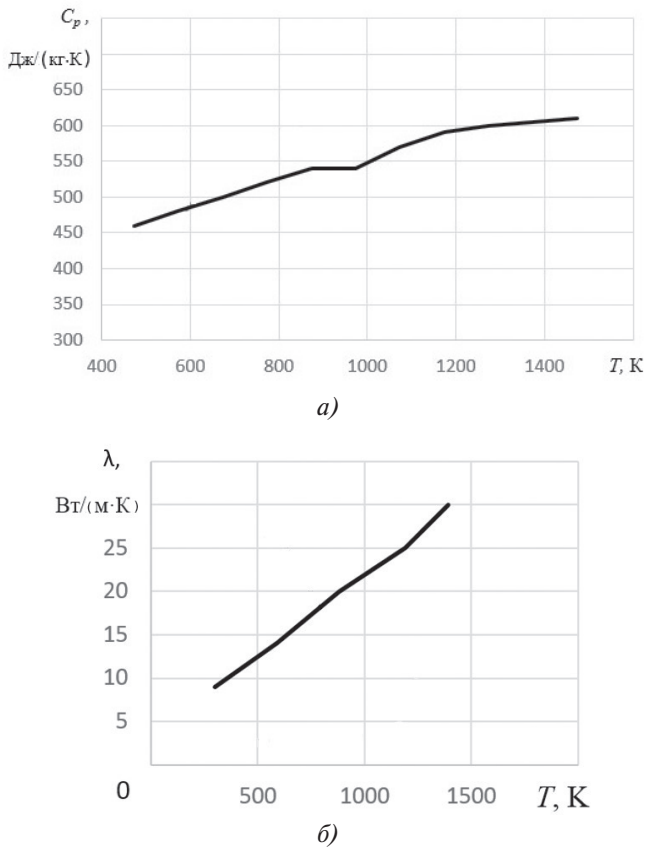


Рис. 4. Теплоёмкость (а) и коэффициент теплопроводности (б) материала стенки ЖТ

Расчёт коэффициента поглощения излучения для смеси выполнялся на основе модели взвешенных серых газов, позволяющей определять его в зависимости от локальной массовой доли водяного пара и двуокси углерода [27].

Сопряжённый расчёт проводился в нестационарной постановке и состоял из четырёх этапов. На каждом этапе задавалось своё количество временных шагов, а также своя величина временного шага. Различие временных шагов на этапах объясняется масштабностью различных физических процессов: если аэродинамические процессы при данных скоростях потока и теплообмена относительно «медленные», то процессы горения при данных граничных условиях более «быстрые» и имеют временные масштабы на порядки меньше.

Для получения достоверных результатов расчета на каждом этапе были выбраны параметры сходимости, по которым определялась степень завершенности решения задачи. На первом этапе в виде такого параметра рассматривалась концентрация CH_4 в выходном сечении камеры сгорания, на втором этапе — концентрация CH_4 , CO и температура газа на выходе из камеры сгорания. На третьем этапе таким параметром являлась температура стенки жаровой трубы. Четвертый этап использовался для проверки расчёта процессов горения с прогретой

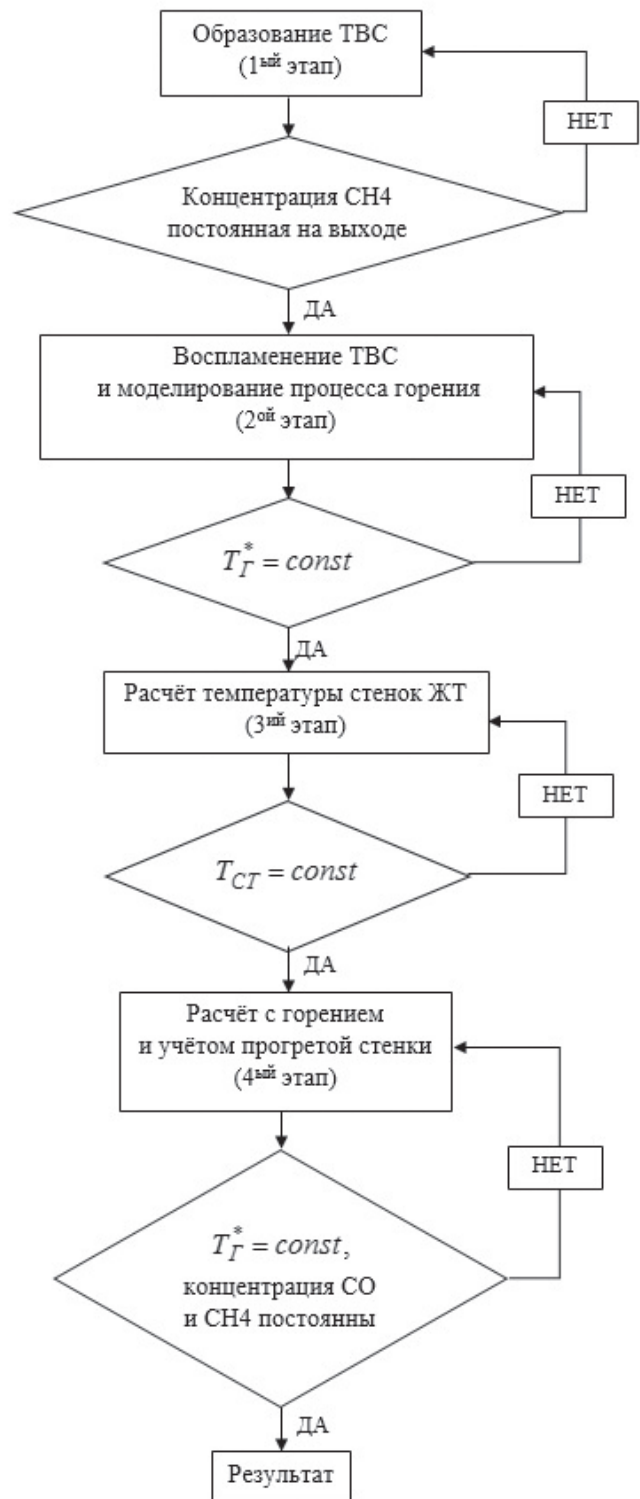


Рис. 5. Блок-схема расчёта теплового состояния стенок ЖТ

стенкой, поэтому параметр сходимости здесь тот же, что и на первом этапе (рис. 5).

Расчёт на каждом этапе продолжался до тех пор, пока каждый из выбранных параметров не сошёлся. В результате для данной задачи на каждом этапе было найдено минимальное количество временных шагов, необходимое для схождения расчёта

(табл. 1). Цикл расчётов на каждом этапе выполнялся до тех пор, пока выбранный параметр сходимости не приобретал постоянное значение.

Таблица 1

Количество временных шагов и их величина

№ этапа	Временной шаг, с	Количество временных шагов
1	5	300
2	0.0001	1000
3	5	500
4	0.0001	1000

Вначале были выполнены расчёты камеры сгорания без ТЗП и для базового варианта камеры сгорания с ТЗП толщиной 0,4 мм. На рис. 6 представлено сравнение изменения температуры по толщине стенки при расчёте с учётом и без учёта ТЗП в са-

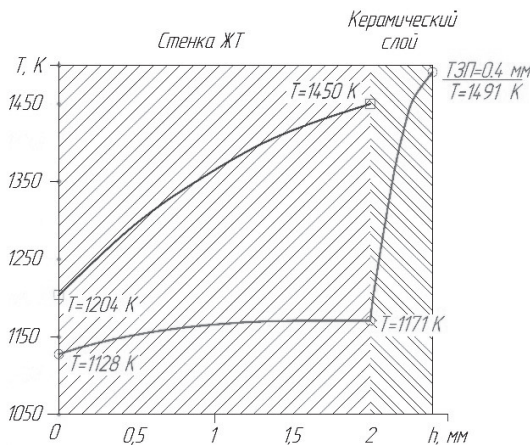


Рис. 6. Сравнение изменения температуры стенки ЖТ с керамическим покрытием и без него в самой нагретой точке ЖТ

мой нагретой точке жаровой трубы. Из рисунка видно, что без учёта ТЗП температура стенки выше примерно на 280 К.

Для трёх различных зон (рис. 7) получены графики изменения температуры стенок жаровой трубы $T_{ст}$ между горелками по длине $l_{жт}$ КС (рис. 8):

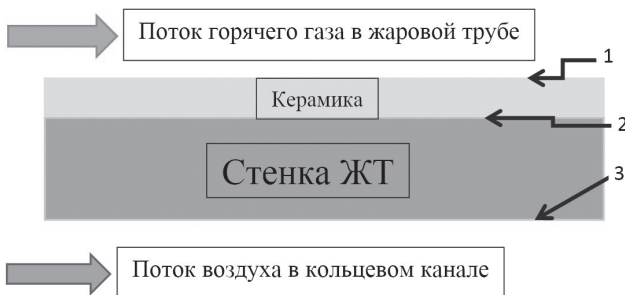
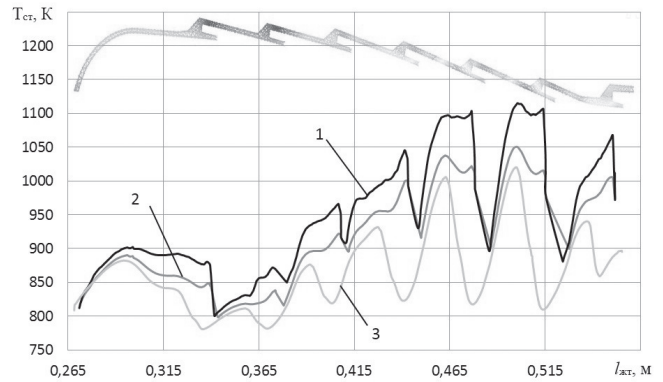
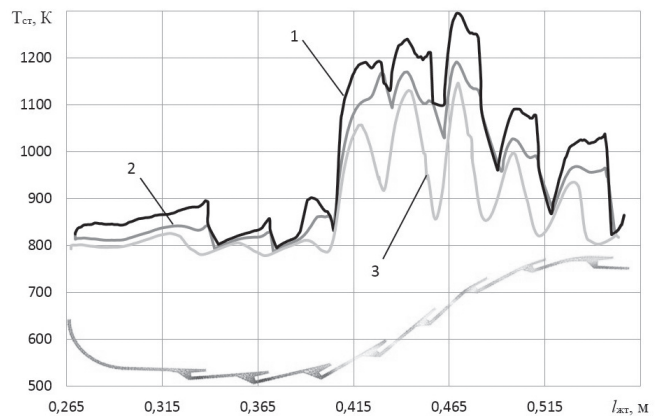


Рис. 7. Схема участков измерения температуры



а)



б)

Рис. 8. Распределение температуры на внешней (а) и на внутренней (б) стенках ЖТ: 1 — в потоке перед ТЗП; 2 — в теле за ТЗП; 3 — со стороны кольцевого канала

1) в потоке перед ТЗП со стороны «горячей» части — характеризует температуру материала теплозащитного покрытия;

2) в теле за ТЗП — характеризует температуру металла на границе с ТЗП;

3) внешняя поверхность стенки — характеризует температуру металла со стороны кольцевого канала.

Разница между первой и второй позициями определяет перепад температуры на ТЗП. Разница между второй и третьей позициями определяет перепад температуры на металлической части стенки ЖТ.

Максимальный перепад на металлической части стенки составляет 50–70 К для внутренней стенки и 40–50 К для внешней стенки.

Данные расчёта показывают, что применение теплозащитного покрытия снижает неравномерность температурного поля, а также температуру стенки жаровой трубы примерно на 19%. При этом изменение толщины ТЗП существенно не влияет на температурное состояние стенок жаровой трубы.

Для камер сгорания с отработанной технологией производства при доводке желательно использовать мероприятия, в меньшей степени вносящие изменения в технологический процесс. Поэтому основным мероприятием по доводке температурного состояния стенок ЖТ в нашем случае является изменение размеров и количества отверстий в поясах системы охлаждения. При этом суммарная площадь системы охлаждения должна выдерживаться постоянной. Результаты расчета показали, что после использования таких мероприятий для номинального режима работы двигателя удалось снизить температуру стенки ниже требуемого уровня (рис. 9). За счёт перераспределения площадей отверстий охлаждения удалось увеличить температуру в более холодной области стенки ЖТ и уменьшить в более горячей.

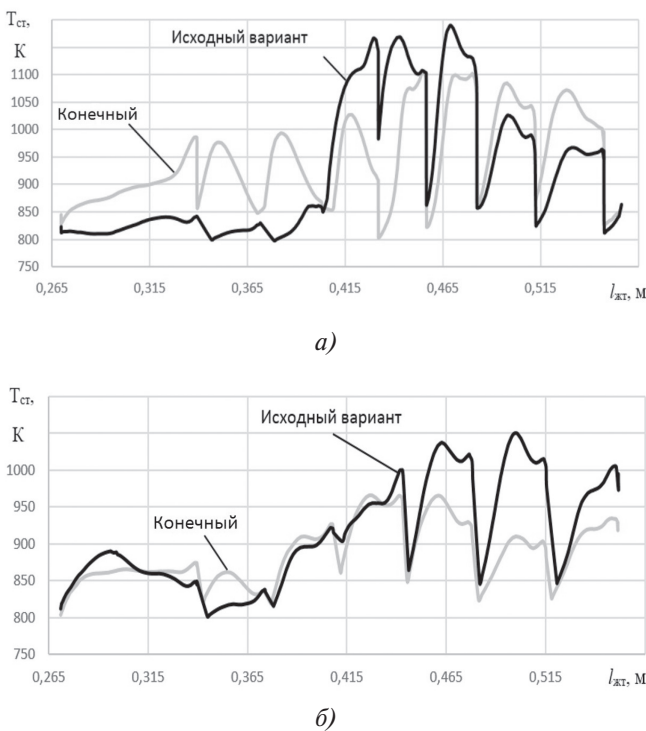


Рис. 9. Графики изменения температуры внутренней (а) и внешней (б) стенок по длине КС

На рис. 10 представлено относительное распределение площадей \bar{F} системы охлаждения исходного варианта КС и после доводки по относительной длине ЖТ \bar{l} . Величина \bar{F} характеризует относительную суммарную площадь системы охлаждения для данного сечения, приведённую к суммарной площади системы охлаждения стенок ЖТ.

Для определения напряжений и деформаций, возникающих вследствие прогрева стенок, использовался пакет ANSYS Static Structural. Импортированное в него объёмное распределение температу-

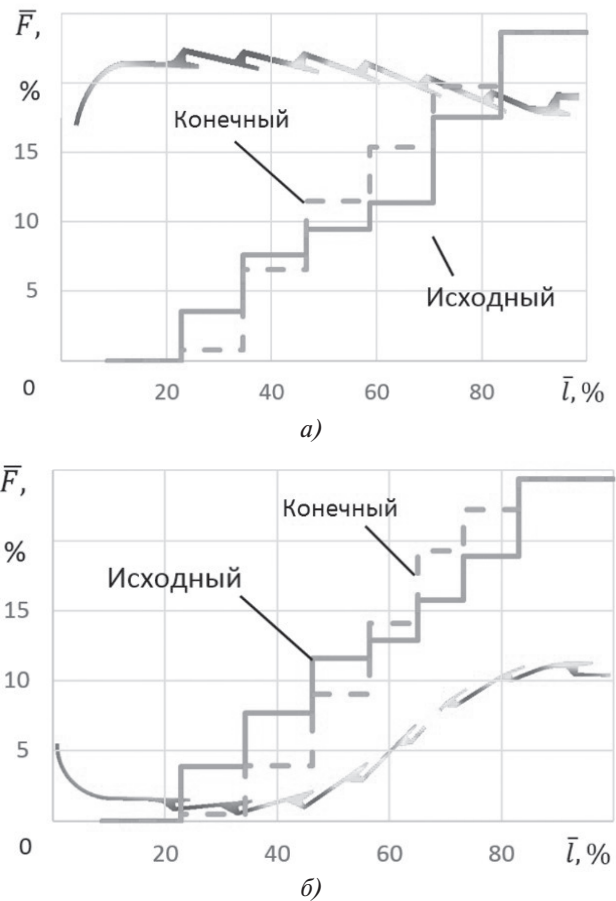


Рис. 10. Распределение относительных площадей поясов системы охлаждения внешней (а) и внутренней (б) стенок ЖТ

ры элементов КС было интерполировано на конечно-элементную сетку (рис. 11).

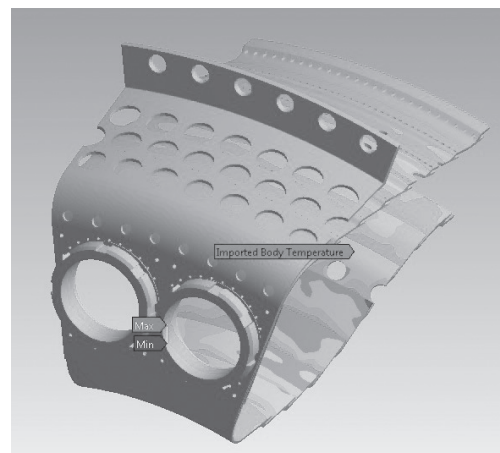
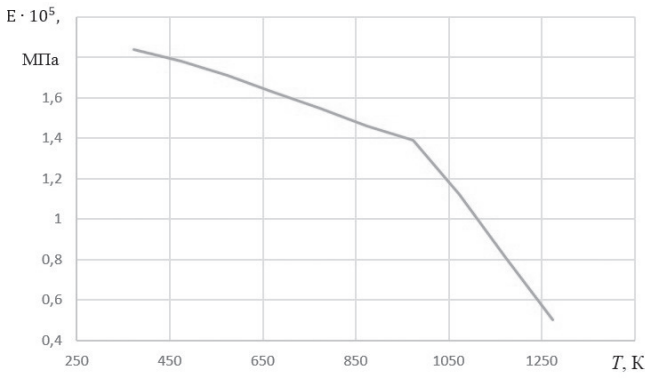


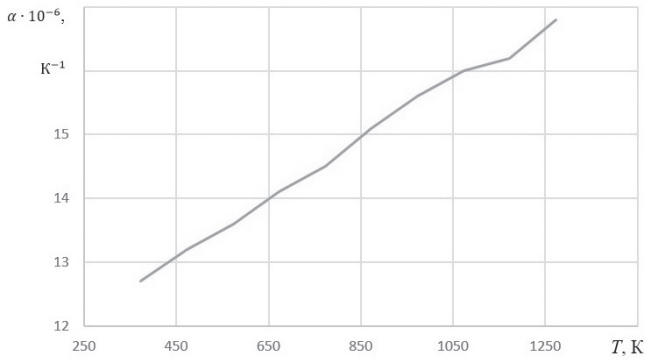
Рис. 11. Распределение температуры по стенкам ЖТ

Модуль упругости (рис. 12,а) и коэффициент линейного расширения (рис. 12,б) материала ЖТ задавались функцией от температуры [24].

Также были заданы билинейные кривые пластичности (рис. 13) для двух значений температуры материала стенок ЖТ.



а)



б)

Рис. 12. Модуль упругости (а) и коэффициент линейного расширения (б) материала стенки ЖТ

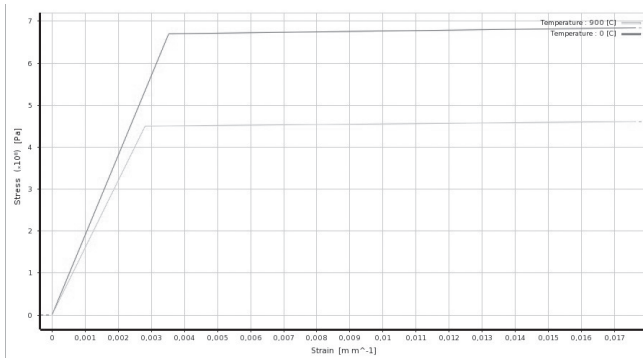
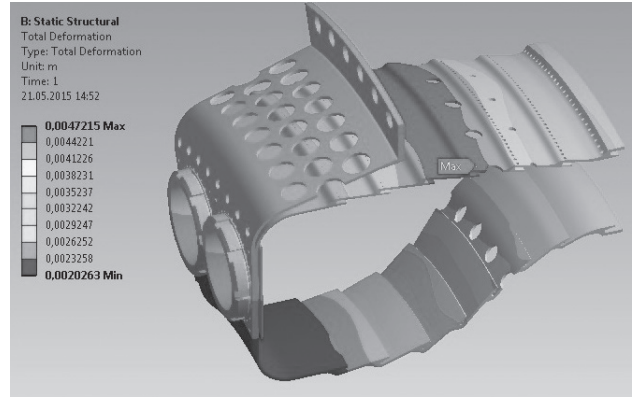


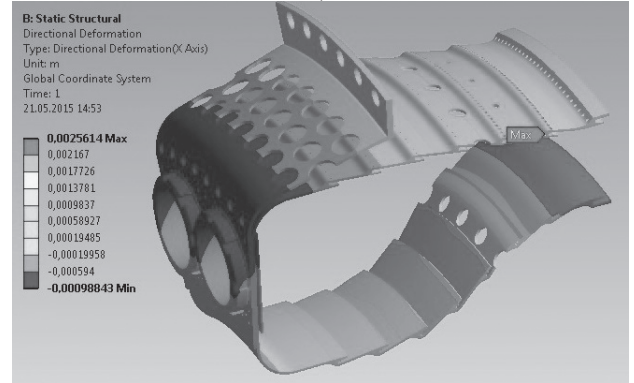
Рис. 13. Билинейные кривые пластичности

В результате расчёта напряжённого состояния были получены суммарные деформации (рис. 14,а), деформации в осевом направлении (рис. 14,б) и эквивалентные напряжения (рис. 15,а).

Полученные высокие значения напряжений объясняются наличием больших значений градиента температур вблизи отверстий охлаждения. При этом по условиям прочности максимальные температурные напряжения не должны превышать удвоенного предела текучести материала при рабочей температуре [28], который для применяемого материала равен 750 МПа. Также был рассчитан коэффициент запаса прочности по пределу текучести. Полученный результат представлен в виде распределения коэффициента запаса по объёму стенок жаровой трубы (рис. 15,б).

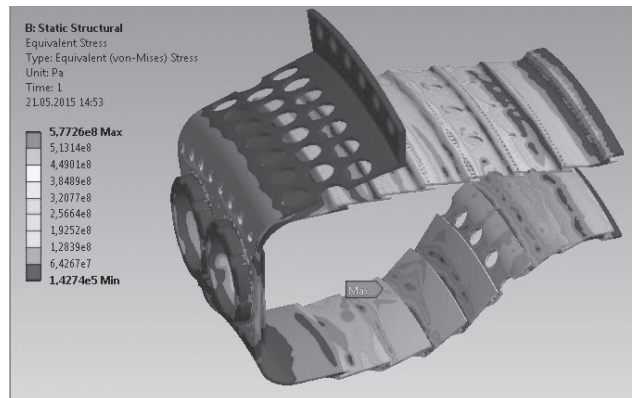


а)

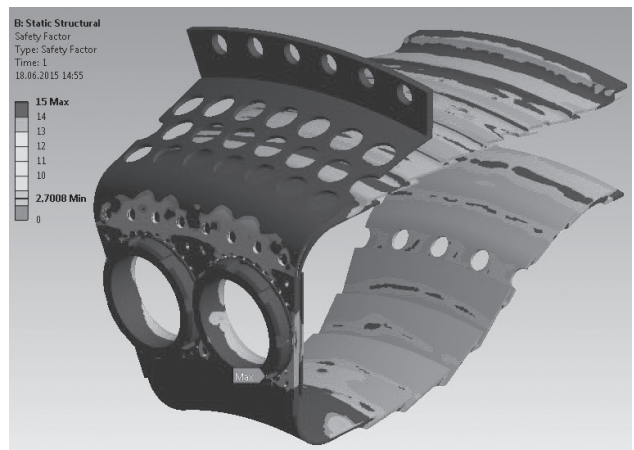


б)

Рис. 14. Суммарные деформации (а) и деформации в осевом направлении (б)



а)



б)

Рис. 15. Эквивалентные напряжения (а) и коэффициент запаса прочности по пределу текучести (б)

Предельные значения каждого из полученных параметров приведены в табл. 2.

Таблица 2

Значения напряжений и деформаций

Параметр	Значение max	Значение min
T, K	1304	659
$\epsilon, \text{мм}$	4,7	2,0
$\epsilon_x, \text{мм}$	2,6	0,99
$\sigma, \text{МПа}$	577	0,14
K_t	2,7	15

Значение коэффициента запаса прочности по пределу текучести составило 2,7. Максимальные деформации, равные 5 мм, имеют место на внешней стенке вблизи отверстий смещения. Необходимо учитывать деформации в осевом направлении из-за телескопического соединения жаровой трубы. Жаровая труба удлинилась примерно на 2,5 мм в осевом направлении на номинальном режиме работы. Полученное значение оказалось приемлемым для данной конструкции с запасом хода, равным 6 мм.

Выводы

В процессе выполнения данной работы были получены следующие результаты.

Разработаны методика и алгоритм расчёта определения теплового и напряженно-деформированного состояния стенок жаровой трубы камеры сгорания газотурбинного двигателя с помощью пакета ANSYS. Для опытной камеры сгорания расчётным путём определено температурное состояние стенки жаровой трубы ГТД. Исследовано влияние теплозащитного покрытия на тепловое состояние стенок жаровой трубы. Установлено, что использование теплозащитного покрытия снижает температуру на поверхности стенок жаровой трубы примерно на 19%, а также приводит к более равномерно распределению температурного поля.

Выполнена доводка системы плёночного охлаждения стенок жаровой трубы за счёт перераспределения площадей отверстий охлаждения между её поясами при сохранении суммарного расхода воздуха, идущего на охлаждение стенок жаровой трубы. После внедрения разработанных мероприятий удалось получить температуру стенки на номинальном режиме работы двигателя ниже требуемого уровня (1100 К).

Определены напряжения и деформации, возникающие вследствие прогрева стенок жаровой трубы. Выявлено, что максимальные напряжения воз-

никают в местах отверстий охлаждения, где присутствует максимальный температурный градиент. Рассчитан коэффициент запаса прочности по пределу текучести, равный 2,7.

Используемая в данной работе методика определения теплового и напряжённого-деформированного состояния стенок жаровой трубы может применяться в расчётах камер сгорания различной конфигурации, изготовленных из различных материалов и имеющих многослойные стенки. Она позволяет выявлять наиболее опасные температурные зоны на стенках жаровой трубы и её прогар до начала натурных испытаний.

Исследования были проведены на оборудовании центра коллективного пользования САМ-технологии в рамках соглашения RFMEFI59314X0003.

Данная работа была поддержана Министерством образования и науки Российской Федерации в рамках реализации Программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы».

Библиографический список

1. Park J.S., Moon H., Kim K.M., Kang S.H., Cho H.H. Thermal Analysis of Cooling System in a Gas Turbine Transition Piece // Proceeding of ASME Turbo Expo 2011, pp. 1-10.
2. Jeromin A., Eichler C., Noll B., Aigner M. Full 3D Conjugate Heat Transfer Simulation and Heat Transfer Coefficient Prediction for the Effusion Cooled Wall of a Gas Turbine Combustor // Proceeding of ASME Turbo Expo 2008 Power for Land, Sea and Air, pp. 1-9.
3. Bouchard D., Pucher G., Allan W.D.E. Can-Annular Combustion Chamber Surface Temperatures Measurements and Damage Signatures at Operationally Representative Conditions // Proceeding of ASME Turbo Expo 2011, pp. 1-9.
4. Jie H., Jinhai G. Local Thermal Buckling Analysis Method of Combustor Liner // Proceeding of ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea and Air, pp. 1-13.
5. Patil S., Abraham S., Tafti D., Ekkad S., Kim Y., Dutta P., Moon H.K., Srinivasan R. Experimental and Numerical Investigation of Convective Heat Transfer in a Gas Turbine Can Combustor // Proceeding of ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea and Air, pp. 1-9.
6. Da Soghe R., Bianchini C., Andreini A., Mazzei L. Thermo-Fluid Dynamic Analysis of a Gas Turbine Transition-Piece // Proceeding of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition, pp. 1-12.
7. Andreini A., Facchini B., Mazzei L., Bellocchi L., Turrini F. Assessment of Aero-Thermal Design Methodology

- For Effusion Cooled Lean Burn Annular Combustors // Proceeding of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition, pp. 1-11.
8. *Vassiliev V., Magni F., Chernyshev S., Kostege V.* Impact of the 3D Flow Effects on the Silo Combustor Thermal State // Proceeding of ASME Turbo Expo 2012, pp. 1-10.
 9. *Воробьёв А.Г.* Математическая модель теплового состояния ЖРД малых тяг // Вестник Московского авиационного института. 2007. Т. 14. № 4. С. 42-49.
 10. *Ковалева Ю.С., Богачева Д.Ю.* Оценка теплового состояния камеры сгорания жидкостных ракетных двигателей малой тяги, работающих на экологически чистых компонентах топлива // Труды МАИ. 2013. №65. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=40191>
 11. *Колесник С.А., Формалев В.Ф., Селин И.А.* Математическая модель и программный комплекс сопряжённого теплообмена между вязкими газодинамическими течениями и охлаждаемыми лопатками газовых турбин // Труды МАИ. 2015. № 80. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=56941>
 12. *Матвеев С.Г., Орлов М.Ю., Зубрилин И.А.* Исследование влияния воспламенителя, подвеса жаровой трубы и соплового аппарата турбины на характеристики камеры сгорания // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. акад. С.П. Королева. 2013. № 3. Ч.1. С. 156-162.
 13. *Матвеев С.Г., Орлов М.Ю., Зубрилин И.А., Матвеев С.С., Цыбизов Ю.И.* Влияние неравномерности параметров потока за компрессором на характеристики камеры сгорания ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. акад. С.П. Королева. 2013. № 3. Ч.1. С. 163-169.
 14. *Матвеев С.Г., Ланский А.М., Орлов М.Ю., Абрашкин В.Ю., Дмитриев Д.Н., Зубрилин И.А., Семенов А.В.* Моделирование процессов горения пропана при переводе камеры сгорания ГТД на газообразное топливо // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. акад. С.П. Королева. 2011. № 5. С. 168-178.
 15. *Матвеев С.Г., Орлов М.Ю., Абрашкин В.Ю., Зубрилин И.А., Матвеев С.С.* Моделирование аэродинамической структуры течения в камере сгорания мало-размерного ГТД с помощью САЕ-систем // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. акад. С.П. Королева. 2011. № 5. С. 179-187.
 16. *Grotjans H., Menter F.R.* Wall functions for general application CFD codes // Proceedings of the Fourth European Computational Fluid Dynamics Conference, 1998, pp. 1112-1117.
 17. *Gibson M.M., Launder B.E.* Ground Effects on Pressure Fluctuations in the Atmospheric Boundary Layer // Journal of Fluid Mechanics, 1978, pp. 491-511.
 18. *Launder B.E.* Second-Moment Closure: Present... and Future? // International Journal of Heat and Fluid Flow, 1989, vol. 10, no. 4, pp. 282-300.
 19. *Launder B.E., Reece G.J.* Progress in the Development of a Reynolds-Stress Turbulence Closure // Journal of Fluid Mechanics, vol. 68, no. 3, 1975, pp. 537-566.
 20. *Крылов Б.А., Мануйлов А.А., Федоров С.А., Юн А.А.* Основные принципы выбора моделей турбулентности, используемых при расчёте полей скоростей и температурного состояния системы охлаждения стенок жаровой трубы основной камеры сгорания газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 5. С. 111-115.
 21. *Anderson W., Bonhus D.L.* An Implicit Upwind Algorithm for Computing Turbulent Flows on Unstructured Grids // Computers & Fluids. 1994. 23(1). Pp. 1-21.
 22. *Oijen A., Goey L.P.H.* Modelling of Premixed Laminar Flames Using Flamelet-Generated Manifolds // Combustion Science and Technology. 2000. 161. Pp. 113-137.
 23. ANSYS 15.0 User's Guide.
 24. Авиационные материалы: Справочник / Под ред. Р.Е. Шалина. — М.: ВИАМ, 1989. — 566 с.
 25. *Тамарин Ю.А., Качанов Е.Б.* Свойства теплозащитных покрытий, наносимых электроннолучевой технологией // Новые технологические процессы и надёжность ГТД. ЦИАМ. 2008. Вып. 7. С. 125-144.
 26. *Юрченко И.И., Каракотин И.Н., Кудинов А.С.* Влияние свойств теплозащитных покрытий на тепловые потоки к поверхностям сверхзвуковых летательных аппаратов и методы оптимизации теплозащиты // Труды МАИ. 2011. №43. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=24786>
 27. *Coppalle A., Vervisch P.* The Total Emissivities of High-Temperature Flames // Combustion and Flame. 1983, pp. 101-108.
 28. *Старцев Н.И.* Конструкция и проектирование основных узлов и систем авиационных двигателей и энергетических установок: Учеб. — Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2013. — 774 с.

COMPUTATIONAL EVALUATION OF ANNULAR COMBUSTION CHAMBER FLAME TUBE WALLS STRESS-AND-STRAIN STATE

Anisimov V.M.* , Orlov M.Yu.** , Zubrilin I.A.***

Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolev (National Research University),
SSAU, 34, Moscovskoe shosse, Samara, 443086, Russia

* e-mail: vradik@mail.ru

** e-mail: adler65@mail.ru

*** e-mail: zubrilin416@mail.ru

Abstract

The important goal of GTE combustion chambers and installations design and workout consists in provision of the specified durability and reliability. In response to this problem, the temperature of the combustion chamber major elements should stay within the operating temperature range of their structural materials, and their deformation should not exceed the specified values.

Combustion chamber flame tube walls are some of the most heat-loaded elements. Thus, the problem associated with the study of their stress-and-strain state is particularly up-to-date. It is worsen by the existing tendencies aimed at increasing compression ratio of the compressor and gas temperature at the turbine input. Temperature distribution over compressor flame tube surface determining in the course of complete product bench testing presents a complex task. The effective method of rectifying the above said problem during gas turbine units consists in numerical modeling methods implementation, which requires developing procedures of their implementation.

Such procedure was developed while GTD combustion chamber for terrestrial surface application design. For its realization we used geometrically conjugate 3-D model of the combustion chamber, including both air-gas channel necessary for gas dynamic processes modeling, and flame tube walls with multilayer thermal-protective coating for heat transfer computation. Combustion chamber operating procedure mathematical model was developed earlier and passed validation process. Simulation was carried out in ANSYS.

Temperature distribution on the flame tube wall was obtained by computation. Based on the analysis of the obtained results we managed to reduce maximum flame tube wall temperature to the required value at the expense of apertures areas redistribution between cooling system strips. Stresses and deformations occurring due to flame tube walls heating were determined as well. It was revealed that maximum stress occur at cooling apertures locations. The value of calculated strength factor equals 2.7.

The developed procedure for combustion chamber flame tube walls thermal-and-stress states determination

can be implemented for various combustion chamber desings, materials and multi-layer walls. This procedure allows predicting the most dangerous temperature zones on the flame tube walls and burn-out in this zones prior to bench testing.

Keywords: flame tube, thermal-protective coating, cooling system, thermal state, stress and deformation, computer simulation, conjugate geometrical model.

References

1. Park J.S., Moon H., Kim K.M., Kang S.H., Cho H.H. Thermal Analysis of Cooling System in a Gas Turbine Transition Piece. *Proceeding of ASME Turbo Expo 2011*, pp. 1-10.
2. Jeromin A., Eichler C., Noll B., Aigner M. Full 3D Conjugate Heat Transfer Simulation and Heat Transfer Coefficient Prediction for the Effusion Cooled Wall of a Gas Turbine Combustor. *Proceeding of ASME Turbo Expo 2008 Power for Land, Sea and Air*, pp. 1-9.
3. Bouchard D., Pucher G., Allan W.D.E. Can-Annular Combustion Chamber Surface Temperatures Measurements and Damage Signatures at Operationally Representative Conditions. *Proceeding of ASME Turbo Expo 2011*, pp. 1-9.
4. Jie H., Jinhai G. Local Thermal Buckling Analysis Method of Combustor Liner. *Proceeding of ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea and Air*, pp. 1-13.
5. Patil S., Abraham S., Tafti D., Ekkad S., Kim Y., Dutta P., Moon H.K., Srinivasan R. Experimental and Numerical Investigation of Convective Heat Transfer in a Gas Turbine Can Combustor. *Proceeding of ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea and Air*, pp. 1-9.
6. Da Soghe R., Bianchini C., Andreini A., Mazzei L. Thermo-Fluid Dynamic Analysis of a Gas Turbine Transition-Piece. *Proceeding of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition*, pp. 1-12.
7. Andreini A., Facchini B., Mazzei L., Bellocci L., Turrini F. Assessment of Aero-Thermal Design Methodology For Effusion Cooled Lean Burn Annular Combustors. *Proceeding of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition*, pp. 1-11.
8. Vassiliev V., Magni F., Chernyshev S., Kostege V. Impact of the 3D Flow Effects on the Silo Combustor Thermal State. *Proceeding of ASME Turbo Expo 2012*, pp. 1-10.

9. Vorob'ev A.G. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2007, vol. 14, no. 4, pp. 42-49.
10. Kovateva Yu.S., Bogacheva D.Yu. *Trudy MAI*, 2013, no. 65, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=40191>
11. Kolesnik S.A., Formalev V.F., Selin I.A. *Trudy MAI*, 2015, no. 80, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=56941>
12. Matveev S.G., Orlov M.Yu., Zubrilin I.A. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika S.P. Koroleva*, 2013, no. 3, part 1, pp. 156-162.
13. Matveev S.G., Orlov M.Yu., Zubrilin I.A., Matveev S.S., Tsybizov Yu.I. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika S.P. Koroleva*, 2013, no. 3, part 1, pp. 163-169.
14. Matveev S.G., Lanskii A.M., Orlov M.Yu., Abrashkin V.Yu., Dmitriev D.N., Zubrilin I.A., Semenov A.V. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika S.P. Koroleva*, 2011, no. 5, pp. 168-178.
15. Matveev S.G., Orlov M.Yu., Abrashkin V.Yu., Zubrilin I.A., Matveev S.S. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika S.P. Koroleva*, 2011, no. 5, pp. 179-187.
16. Grotjans H., Menter F.R. Wall functions for general application CFD codes. *Proceedings of the Fourth European Computational Fluid Dynamics Conference*, 1998, pp. 1112-1117.
17. Gibson M.M., Launder B.E. Ground Effects on Pressure Fluctuations in the Atmospheric Boundary Layer. *Journal of Fluid Mechanics*, 1978, pp. 491-511.
18. Launder B.E. Second-Moment Closure: Present... and Future? *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 1989, vol. 10, no. 4, pp. 282-300.
19. Launder B.E., Reece G.J. Progress in the Development of a Reynolds-Stress Turbulence Closure. *Journal of Fluid Mechanics*, 1975, vol. 68, no. 3, pp. 537-566.
20. Krylov B.A., Manuilov A.A., Fedorov S.A., Yun A.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2010, vol. 17, no. 5, pp. 111-115.
21. Anderson W., Bonhus D.L. An Implicit Upwind Algorithm for Computing Turbulent Flows on Unstructured Grids. *Computers & Fluids*, 1994, no. 23(1), pp. 1-21.
22. Oijen A., Goey L.P.H. Modelling of Premixed Laminar Flames Using Flamelet-Generated Manifolds. *Combustion Science and Technology*, 2000, no. 161, pp. 113-137.
23. *ANSYS 15.0 User's Guide*.
24. Shalin R.E. *Aviatsionnye materialy* (Aviation materials), Moscow, NPO "VIAM", 1989, 566 p.
25. Tamarin Yu.A., Kachanov E.B. *Novye tekhnologicheskie protsessy i nadezhnost' GTD*. *TsIAM*, 2008, issue 7, pp. 125-144.
26. Yurchenko I.I., Karakotin I.N., Kudinov A.S. *Trudy MAI*, 2011, no. 43, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=24786>
27. Coppalle A., Vervisch P. The Total Emissivities of High-Temperature Flames. *Combustion and Flame*, 1983, pp. 101-108.
28. Startsev N.I. *Konstruktsiya i proektirovanie osnovnykh uzlov i sistem aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok* (Design and engineering of major components and systems of aircraft engines and power plants), Samara, SSAU, 2013, 774 p.