

УДК 621.45.038.74

Определение внутренних напряжений, возникающих в теплозащитном покрытии элементов конструкции двигательной установки при изменении температуры окружающей среды

Е.С. Ушакова, В.Г. Тупоногов

ФГАОУ ВО «Уральский федеральный университет первого Президента России Б.Н. Ельцина»

Determination of internal stresses arising in the structural elements heat-protective coating of the propulsion system at alterations in the ambient temperature

E.S. Ushakova, V.G. Tuponogov

Ural Federal University

На этапе разработки ракетного двигателя твердого топлива конфигурацию теплозащитного покрытия элементов конструкции выбирают исходя из условия обеспечения работоспособности изделия на самых теплонапряженных режимах работы. Однако при транспортировании и хранении двигательной установки в теплозащитных покрытиях возникают внутренние напряжения, обусловленные различными значениями температуры на поверхности и внутри изделия, которые могут привести к растрескиванию покрытия с последующим прогаром стенки в процессе работы двигателя. Предложена методика определения внутренних напряжений изделия на этапе разработки при изменении температуры окружающей среды с использованием численного моделирования в качестве дополнения проектных расчетов. Проведена апробация предложенной методики с использованием экспериментальных данных для заднего днища камеры сгорания. Рассчитаны поля температур и определены области с максимальными значениями внутренних напряжений, способных привести к разрушению покрытия. Приведены конструктивные и технологические способы уменьшения возникающих внутренних напряжений. Сформулированы возможные пути уточнения данных, полученных в результате испытаний и расчетным путем с использованием предложенной математической модели.

EDN: OXYBLK, <https://elibrary/oxyblk>

Ключевые слова: ракетный двигатель твердого топлива, теплозащитное покрытие, термоциклирование, численное моделирование, напряженно-деформированное состояние

The heat-protective coating configuration of the solid fuel rocket engine design elements is selected at its development stage based on the requirement to ensure system operability in the most heat-stressed operation modes. However, internal stresses arise in the heat-protective coating during the propulsion system transportation and storage due to different temperatures on the surface and inside the system, which could lead to cracks in the coating with subsequent wall burnout during the engine operation. The paper proposes a technique

to determine internal stresses at alteration in the ambient temperature using numerical simulation as a supplement to design computation at the system development stage. The proposed technique was tested using experimental data for the combustion chamber rear bottom. Temperature fields were computed, and areas with maximum values of the internal stresses that could lead to the coating destruction were identified. The paper presents design and technological methods to reduce the resulting internal stresses. It formulates possible ways of clarifying the data obtained as a result of tests and by computation using this mathematical model.

EDN: OXYBLK, <https://elibrary/oxyblk>

Keywords: solid fuel rocket engine, heat-protective coating, thermal cycling, numerical simulation, stress-strain state

При работе ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ) внутренняя поверхность камеры сгорания подвергается воздействию продуктов сгорания твердого топлива с высокими значениями температуры (до 3800 К), давления (10 МПа и более) и содержанием конденсированной фазы [1, 2].

В соответствии с преобладанием того или иного механизма теплообмена (свободной или вынужденной конвекции, излучения) внутренний объем РДТТ условно разделяют на зону осевого движения газа в зазорах между цилиндрической поверхностью корпуса и зарядом, объем между передним днищем и торцом заряда, предсопловой объем, область критического сечения и выходной раструб сопла.

В предсопловом объеме образуются завихрения, вызванные скачкообразным расширением потока газа на выходе из области между корпусом и зарядом в объем с большим свободным поперечным сечением, вследствие чего поверхность заднего днища омывается хаотичными вихрями и потоками, движущимися в различных направлениях с относительно высокой скоростью [3].

Чтобы исключить прогар стенок корпуса и днищ камеры сгорания используют теплозащитные покрытия (ТЗП), тип и марку которых определяют в зависимости от защищаемой зоны, времени работы РДТТ, массового расхода и состава продуктов сгорания, окислительного потенциала и т. д.

Для защиты внутренней поверхности заднего днища от воздействия высокой температуры в предсопловом объеме может служить резина на основе полиуретанового, нитрильного или бутил-каучуков, поскольку такие покрытия обладают низкими теплопроводностью и газопроницаемостью, высокой адгезионной прочностью.

На этапе проектирования конструкцию ТЗП выбирают исходя из условия обеспечения рабо-

тоспособности при самых теплонапряженных режимах работы изделия [4]. Однако вследствие разницы значений температур на поверхности и внутри изделия при циклическом нагреве и охлаждении в процессе транспортирования и хранения РДТТ в системе металл — резина могут возникать внутренние напряжения, обусловленные различными значениями модуля упругости материалов [5].

Воздействие внутренних напряжений способно привести к растрескиванию ТЗП [6] и возможному прогару стенки, в частности, заднего днища в процессе работы РДТТ, что на этапе проектирования изделия обуславливает необходимость [7] дополнительно проводить расчет внутренних напряжений, возникающих в ТЗП при изменении температуры окружающей среды (ОС).

Цель исследования — разработка методики и определение внутренних напряжений, возникающих в ТЗП элементов конструкции двигательной установки (ДУ) при изменении температуры ОС, посредством математического моделирования на примере заднего днища РДТТ.

Математическая модель. Расчетная модель основана на определении напряжений путем численного моделирования с применением двумерной расчетной модели [8]. Методика расчета подразделена на два этапа: тепловой расчет и расчет на прочность [9].

Тепловой расчет. Для определения поля температур элемента конструкции при изменении температуры ОС использовано нестационарное дифференциальное уравнение теплопроводности

$$\frac{\delta T}{\delta \tau} = a \nabla^2 T. \quad (1)$$

Здесь T — температура, К; τ — время, с; a — коэффициент температуропроводности, $\text{м}^2/\text{с}$,

$$a = \frac{\lambda}{c\rho},$$

где λ — коэффициент теплопроводности; c — удельная массовая теплоемкость; ρ — плотность.

Для интегрирования уравнения (1) в качестве граничного условия, характеризующего взаимодействие сборочной единицы с ОС, задано условие 3-го рода — наружная поверхность изделия обменивается теплотой со средой известной температуры по закону Ньютона — Рихмана

$$q = \alpha_k |T_{\text{окр}} - T_{\text{пов}}|, \quad (2)$$

где q — удельный тепловой поток через единицу поверхности изделия, Вт/м²; α_k — коэффициент теплоотдачи, Вт/(м²·К); $T_{\text{окр}}$ — температура ОС, К; $T_{\text{пов}}$ — температура поверхности элемента конструкции, К.

В целях определения граничных условий (2) на внутренней поверхности изделия изменение температуры объема воздуха внутри сборочной единицы получено экспериментальным путем.

Расчет на прочность. Значения внутренних деформаций ϵ , вызванных изменением температуры ОС и обуславливающих возникновение температурных напряжений в изделии, определяются выражением [10]

$$\epsilon_x = \epsilon_y = \epsilon_z = \alpha \Delta T,$$

где $\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z$ — деформации, полученные путем численного моделирования относительно прямоугольной системы координат; α — коэффициент линейного расширения, 1/К; ΔT — изменение температуры элемента конструкции, К.

Для оценки напряженно-деформированного состояния (НДС) элементов конструкции использован подход, базирующийся на теории энергии формоизменения (теории Мизеса —

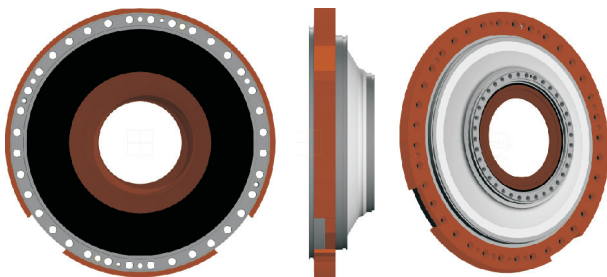


Рис. 1. 3D-модель заднего днища ДУ

Хенки) [11]. Согласно этой теории, элемент конструкции начинает разрушаться (или недопустимо деформироваться) при условии $\sigma_{\text{экв}} \geq [\sigma_B]$, где $\sigma_{\text{экв}}$ — эквивалентное напряжение по Мизесу, МПа; $[\sigma_B]$ — предел прочности материала элемента конструкции при растяжении, МПа.

Эквивалентное напряжение по Мизесу вычисляется следующим образом:

$$\sigma_{\text{экв}} = \sqrt{\frac{1}{2} [(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2]},$$

где $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ — главные напряжения, определенные путем численного моделирования напряженного состояния, МПа.

В данном исследовании влияние касательных напряжений на НДС и возможное адгезионное разрушение элементов конструкции не рассматривалось.

Разработанные математическая модель и методика расчета могут быть использованы для определения внутренних напряжений, возникающих в ТЗП элементов конструкции РДТТ при изменении температуры ОС.

Постановка задачи. В качестве объекта исследования выбрано заднее днище ДУ стартовой ступени. Расчет внутренних напряжений в ТЗП заднего днища проведен в модулях Transient Thermal и Transient Structural программы ANSYS 2022. Цель расчета — определение и оценка внутренних напряжений в ТЗП № 1,

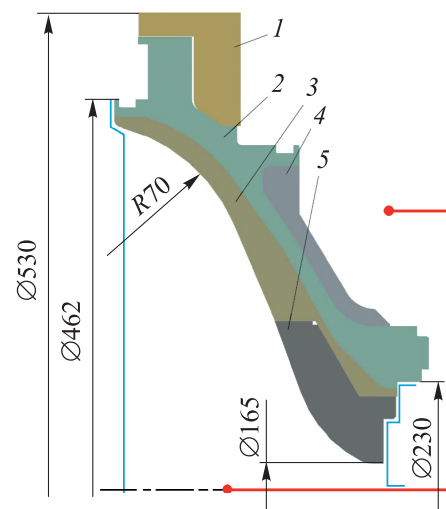


Рис. 2. Расчетная схема заднего днища ДУ с условным обозначением термопар (•) и заглушек (—):

1 — стеклотекстолит; 2 — титановый сплав; 3 и 4 — ТЗП № 1 и № 2; 5 — прессматериал

Таблица 1

Теплофизические свойства материалов элементов заднего днища ДУ

Параметр	Температура, °С	Материал				
		Титановый сплав	ТЗП № 1 (резина)	Пресс-материал	Стекло-текстолит	ТЗП № 2
Плотность ρ , кг/м ³	20	4430	1220	1400	1800	530
Коэффициент теплопроводности λ , Вт/(м·К)	-50	–	0,33	–	–	–
	20	8,370	0,360	0,580	0,310	0,098
	100	9,21	0,40	0,65	–	0,11
Удельная теплоемкость c_p , Дж/(кг·К)	-50	–	1190	–	–	–
	20	–	1330	1185	–	1281
	100	–	1510	1507	990	1382
	200	586	1550	–	1050	1506
Модуль упругости E , ГПа	-50	–	6,20	–	–	–
	20	115,00	0,28	1,30	30,00	0,08
	100	–	–	–	–	0,05
Коэффициент линейного расширения $\alpha \cdot 10^6$, 1/К	-50	–	55	13	–	–
	20	–	43,5	13,0	–	–
	100	8,4	–	16,8	18,0	143,0
	200	–	43,0	16,8	17,0	124,0
Коэффициент Пуассона μ	-50	–	0,22	–	–	–
	20	0,36	0,35	0,25	0,35	0,43

возникающих под действием нагрузок вследствие термоциклирования. ТЗП № 1 изготовлено на основе резины.

3D-модель заднего днища, построенная в программе КОМПАС-3D v21, приведена на рис. 1. Днище спроектировано из условия обеспечения работоспособности ДУ при воздействии наибольших «внешних» и «внутренних» нагрузок в процессе эксплуатации. При работе РДТТ на самых теплонапряженных режимах выбранные марки и заданные толщины ТЗП обеспечивают работоспособность изделия.

Так как рассматриваемая конструкция является телом вращения, координата z в уравнении (1) приравнена к нулю. Двумерная схема расчета заднего днища с основными размерами и материалами входящих в его состав элементов показана на рис. 2. Для упрощения численных расчетов в схеме наличие резьбовых отверстий, пазов и клеевых соединений (в том числе в зазорах между деталями) не учитывалось.

Физико-химические свойства материалов элементов конструкции заднего днища, исполь-

зованные при моделировании, приведены в табл. 1. В результате оптимизации построена расчетная сетка в виде преимущественно тетраэдрических элементов (рис. 3), обеспечивающая необходимую точность при минимальном времени расчета. Количество элементов расчетной сетки — 7406, узлов — 23 559.

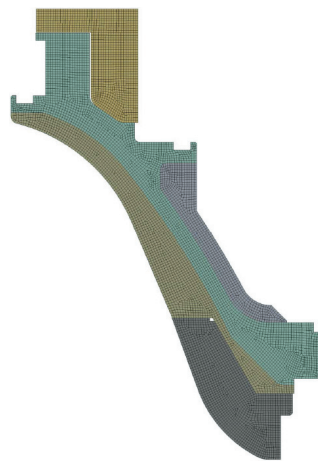


Рис. 3. Расчетная сетка заднего днища ДУ

Тепловой расчет. Тепловой расчет проведен в нестационарной постановке. В качестве граничных условий 3-го рода для наружной поверхности днища задан перепад температур ОС, допустимое значение которого при транспортировании, хранении и эксплуатации определяется техническим заданием и указано в эксплуатационной документации на изделие, а также коэффициент теплоотдачи воздуха при естественной конвекции α_k .

Для определения граничных условий на внутренней поверхности днища — изменения температуры внутреннего объема воздуха — проведено термоциклирование с использованием термокамеры. Для имитации работы заднего днища в составе ДУ на сборочную единицу (см. рис. 2) по диаметрам 462 и 230 мм использованы заглушки, внутри днища и снаружи (в свободном объеме термокамеры) размещены термопары для определения температуры ОС в процессе испытания. Расположение термопар показано красными метками на рис. 2. В целях обеспечения достоверности экспериментальных данных термопары устанавливали без контакта с поверхностью днища [12].

По причине упрощения методики проведения термоциклирования (отсутствия уплотнительных элементов на торцах заглушек и в отверстиях вывода провода термопары) требование герметичности конструкции в соответствии с эксплуатационной документацией на изделие не гарантировалось. Сборочную единицу устанавливали в термокамере и подвергали воздействию температуры (два цикла) по следующей схеме (за один цикл): минус 50 °С (в течение 4 ч), плюс 20 °С (4 ч), плюс 50 °С (4 ч), плюс 20 °С (4 ч). Скорость изменения температуры воздуха в камере — 1,5 °С/мин.

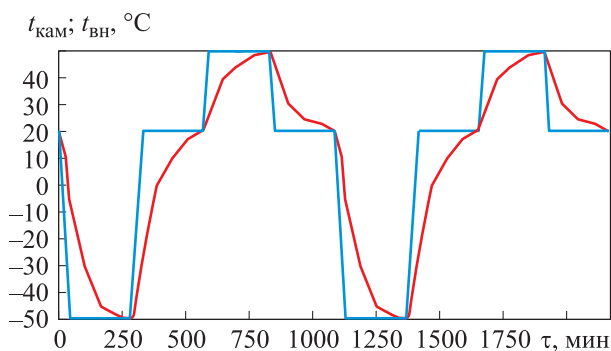


Рис. 4. Зависимости температуры воздуха в термокамере $t_{кам}$ (—) и внутри сборочной единицы $t_{вн}$ (—) от времени τ , полученные при термоциклировании

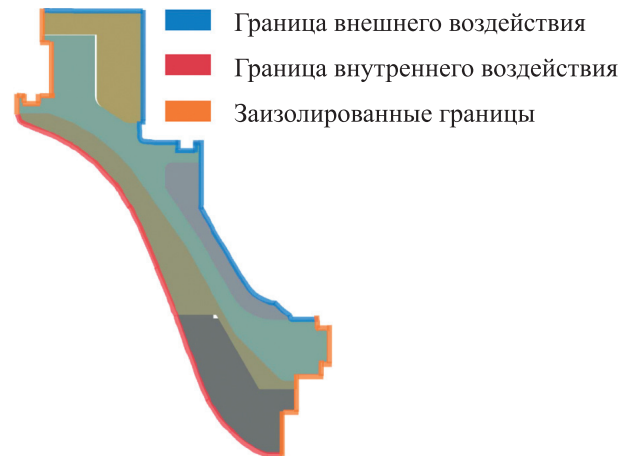


Рис. 5. Модель зоны граничных условий расчетной схемы

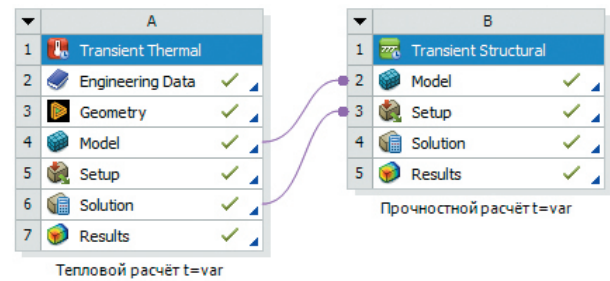


Рис. 6. Схема расчета на прочность элементов сборочной единицы в среде ANSYS Workbench

Полученные при термоциклировании графические зависимости температуры воздуха в термокамере и внутри сборочной единицы от времени приведены на рис. 4 и положены в основу нестационарного расчета температурного состояния заднего днища ДУ.

По красной и синей границам расчетной схемы (рис. 5) заданы условия конвективного теплообмена в виде среднего значения коэффициента теплоотдачи воздуха при естественной конвекции $\alpha_k = 5 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$ (лучистый теплообмен не учитывали исходя из механизма теплообмена используемой термокамеры). Согласно рис. 4, назначено изменение температуры ОС снаружи и внутри сборочной единицы. Оранжевые границы заданы как адиабатные. В качестве начального условия назначена температура сборочной единицы, равная плюс 20 °С.

Расчет на прочность. Результаты расчета температурного состояния элементов сборочной единицы, полученные при имитировании изменения температуры ОС посредством термокамеры, положены в основу расчета НДС для исследования напряжений, возникающих в заднем днище ДУ [13]. Схема расчета на

прочность элементов сборочной единицы в среде ANSYS Workbench приведена на рис. 6. Расчет на прочность выполнен в нестационарной постановке в соответствии с графиком (см. рис. 4). Сетка расчетной схемы соответствовала рис. 3. Для оранжевой границы расчетной схемы задано перемещение, равное нулю (заделка).

Результаты расчета. Результаты теплового расчета представлены в виде распределения температуры в элементах заднего днища ДУ в разные моменты времени. Пример распределения температуры в сборочной единице и ТЗП № 1 в момент времени $\tau = 590$ мин ($\tau = 9$ ч 50 мин, при переходе с режима плюс 20 °С на режим плюс 50 °С) показан на рис. 7.

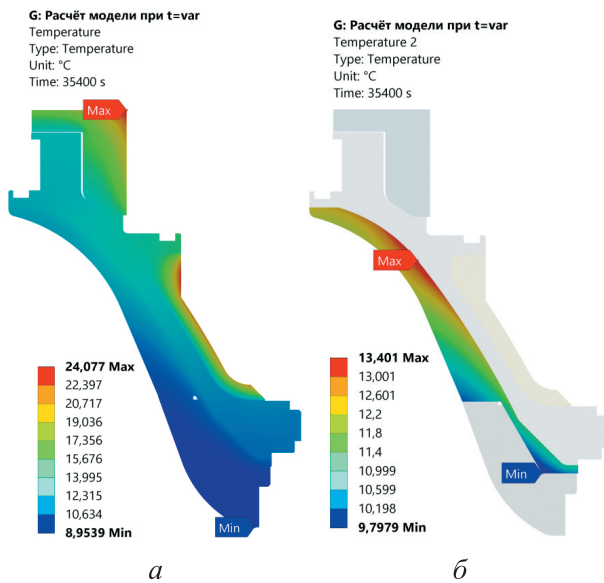


Рис. 7. Распределение температуры, °С, в сборочной единице (а) и ТЗП № 1 (б) в момент времени $\tau = 590$ мин

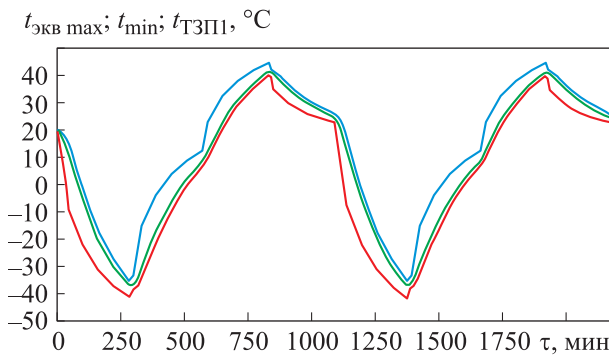


Рис. 8. Зависимости максимальной t_{max} (—) и минимальной t_{min} (—) температур сборочной единицы, средней температуры ТЗП № 1 $t_{ТЗП1}$ (—) от времени τ

Графические зависимости максимальной t_{max} и минимальной t_{min} (рис. 7, а, маркеры MAX и MIN соответственно) температур сборочной единицы, средней температуры ТЗП №1 $t_{ТЗП1}$ от времени τ приведены на рис. 8. Установлено, что максимальная температура заднего днища в процессе испытания не превышает плюс 45 °С, минимальная температура равна минус 42 °С (для ТЗП № 1 плюс 43,1 °С и минус 39,2 °С соответственно). Максимальный температурный градиент возникает на внутренней поверхности ТЗП № 1 (на радиусе R70).

Результаты расчета на прочность представлены в виде распределения внутренних напряжений по Мизесу в объеме и по контуру наружной поверхности ТЗП № 1 в разные моменты времени. Пример распределения внутренних напряжений по Мизесу в момент времени $\tau = 300$ мин ($\tau = 5$ ч, при переходе с режима минус 50 °С на режим плюс 20 °С) приведен на рис. 9.

Максимальные внутренние напряжения в ТЗП № 1 (рис. 9, а, маркер MAX) возникали в районе $\varnothing 462$ (см. рис. 2) и при анализе результатов не учитывались, так как находились на границе с заделкой. Установлено, что напряжения, возникающие при изменении температуры ОС и способные привести к разрушению ТЗП № 1, сконцентрированы на внутренней поверхности покрытия, на радиусе R70 (см. рис. 2). Более подробные результаты расчета в области указанной поверхности в момент

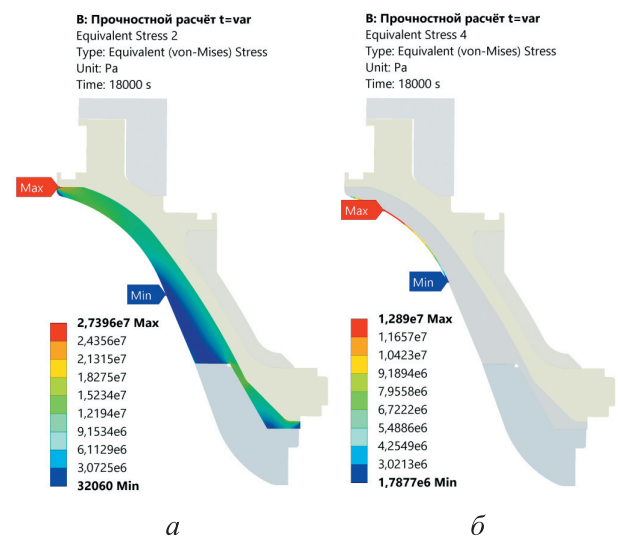


Рис. 9. Распределение эквивалентных напряжений, Па, в объеме (а) и по контуру наружной поверхности (б) ТЗП № 1 в момент времени $\tau = 300$ мин

времени $\tau = 300$ мин приведены на рис. 9, б ($\sigma_{\text{экв max}} = 12,9$ МПа). Схожий характер распределения напряжений наблюдается в области между деталью из прессматериала и титановой обечайкой.

Графические зависимости максимальных внутренних напряжений в сборочной единице и на наружной поверхности ТЗП № 1 (в области R70) от времени τ приведены на рис. 10. Максимальные напряжения в сборочной единице возникают на 285-й и 1375-й минутах ($\tau = 4$ ч 45 мин и 22 ч 55 мин соответственно, при переходе с режима минус 50 °С на режим плюс 20 °С).

Во втором цикле значения внутренних напряжений меньше вследствие более равномерного распределения температуры внутри сборочной единицы. Максимальное внутреннее напряжение, возникающее в заднем днище, $\sigma_{\text{экв max}} = 71,1$ МПа, в ТЗП №1 — $\sigma_{\text{max ТЗП1}} = 13,0$ МПа.

Результаты сравнения полученных внутренних напряжений для ТЗП № 1 со справочными значениями предела прочности материала на растяжение (зависящими от технологии нанесения покрытия) приведены в табл. 2. Установлено, что максимальные внутренние напряже-

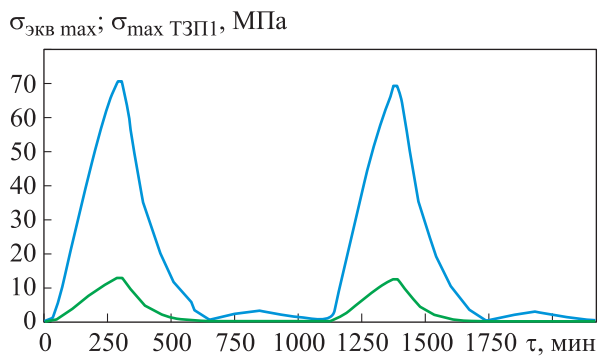


Рис. 10. Зависимости максимальных внутренних напряжений сборочной единицы $\sigma_{\text{экв max}}$ (—) и ТЗП № 1 на внутренней поверхности $\sigma_{\text{max ТЗП1}}$ (—) от времени τ

Таблица 2

Расчетные значения внутренних напряжений и значения предела прочности на растяжение для ТЗП № 1

$t, ^\circ\text{C}$	$\sigma_{\text{в}}, \text{МПа}$	$\sigma_{\text{max ТЗП1}}, \text{МПа}$
-50,0	5,6	—
-39,2	—	13,0
20,0	14,9	0,1

ния могут привести к когезионному разрушению покрытия. Разрушение, обусловленное возникновением кольцевых растягивающих напряжений, произойдет при переходе с режима минус 50 °С на режим плюс 20 °С в момент начала прогрева сборочной единицы, после продолжительного охлаждения (при минимальной температуре ТЗП № 1 минус 39,2 °С).

В результате верификации разработанной математической модели в виде теплового расчета и последующего расчета на прочность, проведенного для заднего днища ДУ с использованием экспериментальных данных, установлено следующее:

- максимальная температура заднего днища ДУ в результате моделирования изменения температуры ОС не превышает плюс 45 °С, минимальная — минус 42 °С; максимальный температурный градиент ТЗП № 1 возникает на внутренней поверхности (на радиусе R70);

- максимальные внутренние напряжения в сборочной единице (71,1 МПа) и ТЗП № 1 (13,0 МПа) возникают на 285-й минуте (при переходе с режима минус 50 °С на режим плюс 20 °С);

- максимальные внутренние напряжения могут привести к когезионному разрушению покрытия; разрушение, обусловленное возникновением кольцевых растягивающих напряжений, произойдет при переходе с режима минус 50 °С на режим плюс 20 °С, в момент начала прогрева сборочной единицы после длительного охлаждения (при минимальной температуре ТЗП № 1 минус 39,2 °С).

На примере заднего днища ДУ показано, что предложенные математическая модель и методика расчета позволяют определять внутренние напряжения, возникающие в ТЗП элемента РДТТ при изменении температуры ОС.

Варианты уточнения полученных результатов.

Данные, полученные в результате исследования, могут быть использованы дополнительно к проектным расчетам на этапе разработки во избежание прогнозируемого разрушения ТЗП при транспортировании и хранении ДУ. Возможна доработка конструкции изделия (или изменение толщины покрытия), либо замена материала ТЗП, а также выбор другой технологии его нанесения, обеспечивающей необходимые физико-механические характеристики конечного покрытия (см. табл. 2) и исключение возможных дефектов,

которые могут представлять собой концентраторы напряжений.

Имеются следующие варианты уточнения результатов, полученных в ходе исследования:

- при термоциклировании дополнительно обеспечить герметичность внутренней полости заднего днища в соответствии с требованиями эксплуатационной документации на изделие;

- расчетным путем определить точное значение коэффициента конвективной теплоотдачи α_k для внешней (случай неограниченного объема среды) и внутренней (случай ограниченного малого объема) поверхностей сборочной единицы [14];

- решить задачу в трехмерной постановке, переместив заделку в соответствии с эскизом расположения заднего днища ДУ в термокамере;

- рассмотреть влияние наличия клеевых соединений на НДС и исследовать возможное адгезионное разрушение покрытия [15].

Выводы

1. Предложена методика определения внутренних напряжений изделия на этапе разработки при изменении температуры ОС с помощью численного моделирования в качестве дополнения проектных расчетов.

2. Выполнена апробация разработанной методики с использованием экспериментальных данных для заднего днища камеры сгорания.

3. Определены поля температур и области с максимальными внутренними напряжениями, которые могут привести к разрушению покрытия.

4. Приведены конструктивные и технологические способы уменьшения возникающих внутренних напряжений.

5. Сформулированы возможные пути уточнения данных, полученных в результате испытаний и расчета с использованием предложенной математической модели.

Литература

- [1] Догадкин В.А., Кольга В.В., Трухин В.Р. Параметрический анализ прочности сопла ракетного двигателя на твердом топливе. *Сибирский аэрокосмический журнал*, 2023, т. 24, № 3, с. 510–520.
- [2] Ягодников Д.А., Ирьянов Н.Я. *Ракетные двигательные установки*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. 84 с.
- [3] Шишков А.Ю., Дунаева И.В., Стерленгова Ж.И. и др. Анализ функционирования РДТТ при наличии застойной зоны. *Известия ТулГУ. Технические науки*, 2014, № 12–1, с. 137–142.
- [4] Милехин Ю.М., Попов В.С., Бурский Г.В. и др. Расчет внутрибаллистических характеристик с учетом теплофизических параметров уноса и газификации теплозащиты РДТТ на стационарном режиме работы и участке глубокого спада давления. Часть 1. Физико-математическая формулировка задачи. *Внутрикамерные процессы и горение в установках на твердом топливе и ствольных системах. Сб. тр. 10 Всерос. конф.* Ижевск, УдмФИЦ, 2020, с. 207–217.
- [5] Мормуль Р.В., Еременко П.П., Шайдуров А.А. Математическое моделирование и эксперимент по определению параметров напряженно-деформированного состояния эластичных опорных элементов при нестационарном тепловом нагружении. *Химическая физика и мезоскопия*, 2019, т. 21, № 4, с. 502–513, doi: <https://doi.org/10.15350/17270529.2019.4.53>
- [6] Тихомирова Е.А., Будиновский С.А., Живушкин А.А. и др. Особенности развития термической усталости в деталях из жаропрочных сплавов с покрытием. *Авиационные материалы и технологии*, 2017, № 3, с. 20–25, doi: <https://doi.org/10.18577/2071-9140-2017-0-3-20-25>
- [7] Сабирзянов А.Н., Хаматнурова Ч.Б., Кузьмин В.В. Газодинамические потери в проточной части канального заряда ракетного двигателя твердого топлива. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2022, т. 21, № 3, с. 47–57, doi: <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2022-21-3-47-57>
- [8] Шишков А.А., Панин С.Д., Румянцев Б.В. *Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива*. Москва, Машиностроение, 1988. 240 с.

- [9] Гаврюшин С.С., Красновский Е.Е., Короткая О.В. и др. Использование метода подконструкций для термopрочностного расчета камеры жидкостного ракетного двигателя. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, № 4, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2013-4-705>
- [10] Печников В.П. Напряженно-деформированное состояние заряда РДТТ, скрепленного с ортотропным корпусом. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, № 7, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2013-7-855>
- [11] Мейз Дж. *Теория и задачи механики сплошных сред*. Москва, Изд-во ЛКИ, 2007. 320 с.
- [12] Мормуль Р.В., Мерзляков С.Н. Исследование температурного состояния газогенератора твердого топлива при стендовом испытании методом тепловизионной съемки. *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*, 2020, № 60, с. 26–33, doi: <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2020.60.03>
- [13] Казанцев В.Г., Жаринов Ю.Б., Карпутин М.П. *Динамика и прочность ракетных двигателей на твердом топливе*. Бийск, АлтГТУ им. И.И. Ползунова, 2014. 380 с.
- [14] Бендерский Б.Я., Чернова А.А. Исследование теплообмена в камере сгорания РДТТ в рамках модели гомогенного газа. *Химическая физика и мезоскопия*, 2021, т. 23, № 4, с. 412–419, doi: <https://doi.org/10.15350/17270529.2021.4.37>
- [15] Ершова А.А., Ознобишин А.Б. Исследование напряженно-деформированного состояния системы «корпус-ТЗП-заряд». *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*, 2013, № 35, с. 21–30.

References

- [1] Dogadkin V.A., Kolga V.V., Trukhin V.R. Parametrical analysis of the strength of the nozzle of a solid fuel rocketer. *Sibirskiy aerokosmicheskii zhurnal* [Siberian Aerospace Journal], 2023, vol. 24, no. 3, pp. 510–520. (In Russ.).
- [2] Yagodnikov D.A., Iryanov N.Ya. *Raketnye dvigatelnye ustanovki* [Rocket propulsion systems]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2012. 84 p. (In Russ.).
- [3] Shishkov A.Yu., Dunaeva I.V., Sterlengova Zh.I. et al. Analysis of functioning of the rocket engine in the presence stagnant zone. *Izvestiya TulGU. Tekhnicheskie nauki* [News of the Tula State University. Technical Sciences], 2014, no. 12–1, pp. 137–142. (In Russ.).
- [4] Milekhin Yu.M., Popov V.S., Burskiy G.V. et al. [Calculation of intraballistic characteristics taking into account thermophysical parameters of entrainment and gasification of the RDTT heat shield at steady-state operation and deep pressure drop section. Part 1. Physical and mathematical formulation of the problem]. *Vnutrikamernye protsessy i gorenie v ustanovkakh na tverdom toplive i stvolnykh sistemakh. Sb. tr. 10 Vseros. konf.* [Intrachamber Processes and Combustion in Solid Fuel Plants and Barrel Systems. Proc. 10th Russ. Conf.]. Izhevsk, UdmFITs Publ., 2020, pp. 207–217. (In Russ.).
- [5] Mormul R.V., Eremenko P.P., Shaydurov A.A. Mathematical simulations and experiments on the characterization of stress-strain state of elastic support elements under non-stationary thermal mechanical loading. *Khimicheskaya fizika i mezoskopiya* [Chemical Physics and Mesoscopy], 2019, vol. 21, no. 4, pp. 502–513, doi: <https://doi.org/10.15350/17270529.2019.4.53> (in Russ.).
- [6] Tikhomirova E.A., Budinovskiy S.A., Zhivushkin A.A. et al. Features of thermal fatigue development in details, produced from heat-resistant alloys with coatings. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii* [Aviation Materials and Technologies], 2017, no. 3, pp. 20–25, doi: <https://doi.org/10.18577/2071-9140-2017-0-3-20-25> (in Russ.).
- [7] Sabirzyanov A.N., Khamaturova Ch.B., Kuzmin V.V. Gas-dynamic losses in the flow part of the channel charge of a solid-propellant rocket engine. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie* [Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering], 2022, vol. 21, no. 3, pp. 47–57, doi: <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2022-21-3-47-57> (in Russ.).
- [8] Shishkov A.A., Panin S.D., Rumyantsev B.V. *Rabochie protsessy v raketnykh dvigatelyakh tverdogo topliva* [Working processes in solid propellant rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988. 240 p. (In Russ.).

- [9] Gavryushin S.S., Krasnovskiy E.E., Korotkaya O.V. et al. Application of the substructure method for thermal stress-strain assessment of a liquid-propellant rocket engine combustion chamber. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2013, no. 4, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2013-4-705> (in Russ.).
- [10] Pechnikov V.P. Stress and strain state of the solid-propellant rocket engine charge fastened to the orthotropic body. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2013, no. 7, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2013-7-855> (in Russ.).
- [11] Mase G.E. *Theory and problems of continuum mechanics*. McGraw-Hill, 1970. 218 p. (Russ. ed.: *Teoriya i zadachi mekhaniki sploshnykh sred*. Moscow, Izd-vo LKI, 2007. 320 p.)
- [12] Mormul R.V., Merzlyakov S.N. Research of the temperature condition of the gas generator of solid propellant at the stand test by the method of thermal imaging. *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika* [PNRPU Aerospace Engineering Bulletin], 2020, no. 60, pp. 26–33, doi: <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2020.60.03> (in Russ.).
- [13] Kazantsev V.G., Zharinov Yu.B., Karputin M.P. *Dinamika i prochnost raketnykh dvigateley na tverdom toplive* [Dynamics and Strength of Solid Fuel Rocket Engines]. Biysk, AltGTU im. I.I. Polzunova Publ., 2014. 380 p. (In Russ.).
- [14] Benderskiy B.Ya., Chernova A.A. Investigation of heat transfer in the combustion chamber of a solid-propellant rocket motor within the framework of the homogeneous gas model. *Khimicheskaya fizika i mezoskopiya* [Chemical Physics and Mesoscopy], 2021, vol. 23, no. 4, pp. 412–419, doi: <https://doi.org/10.15350/17270529.2021.4.37> (in Russ.).
- [15] Ershova A.A., Oznobishin A.B. Analysis of stress-strain state of “case — insulation — grain” system. *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika* [PNRPU Aerospace Engineering Bulletin], 2013, no. 35, pp. 21–30. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 03.05.2024

Информация об авторах

УШАКОВА Елизавета Сергеевна — аспирантка кафедры «Теплотехника и теплоэнергетика». ФГАОУ ВО «Уральский федеральный университет первого Президента России Б.Н. Ельцина» (620062, Екатеринбург, Российская Федерация, ул. Мира, д. 19, e-mail: ellizaweta@gmail.com).

ТУПОНОГОВ Владимир Геннадьевич — доктор технических наук, доцент, профессор кафедры «Теплотехники и теплоэнергетика». ФГАОУ ВО «Уральский федеральный университет первого Президента России Б.Н. Ельцина» (620062, Екатеринбург, Российская Федерация, ул. Мира, д. 19, e-mail: v.g.tuponogov@urfu.ru).

Information about the authors

USHAKOVA Elizaveta Sergeevna — Postgraduate, Department of Heat and Thermal Power Engineering. Ural Federal University (620062, Ekaterinburg, Russian Federation, Mira St., Bldg.19, e-mail: ellizaweta@gmail.com).

TUPONOGOV Vladimir Gennadievich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Heat and thermal power engineering. Ural Federal University (620062, Ekaterinburg, Russian Federation, Mira St., Bldg.19, e-mail: v.g.tuponogov@urfu.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Ушакова Е.С., Тупоногов В.Г. Определение внутренних напряжений, возникающих в теплозащитном покрытии элементов конструкции двигательной установки при изменении температуры окружающей среды. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2024, № 9, с. 110–119.

Please cite this article in English as:

Ushakova E.S., Tuponogov V.G. Determination of internal stresses arising in the structural elements heat-protective coating of the propulsion system at alterations in the ambient temperature. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2024, no. 9, pp. 110–119.