

Термонапряженное состояние элементов конструкции теплообменника системы подогрева гелия жидкостного ракетного двигателя

А.Д. ЧОРНЫЙ,
канд. физ.-мат. наук,

Ю.В. ЖУКОВА,

канд. физ.-мат. наук

(Институт тепло-

и массообмена

им. А.В. Лыкова

НАН Беларуси,

Беларусь, Минск),

И.А. ПОПОВ,

д-р техн. наук

(КНИТУ-КАИ, Казань)

popov-igor-alex@yandex.ru

Представлены результаты проведенного термомеханического анализа теплообменника системы подготовки гелия для наддува баков окислителя и горючего жидкостного ракетного двигателя. На основе результатов численного моделирования термонапряженного состояния в теплообменнике, которое основано на результатах моделирования течения и теплообмена, показаны критические зоны потенциального разрушения конструкции теплообменника.

Двигатель, теплообменник, численное моделирование, прочность, термомеханическое состояние

В настоящей работе рассматривается прочность подогревателя гелия для наддува баков горючего и окислителя жидкостного ракетного двигателя тягой порядка 700–800 кН первой атмосферной ступени трехступенчатого ракетносителя [1, 2]. Принципиальная схема топливной системы жидкостного ракетного двигателя с наддувом баков гелием приведена в работах [3, 4].

Работа продолжает исследования [4], где рассматривались результаты численного моделирования сопряженной задачи тепломассопереноса в цилиндрическом теплообменнике с каналами для подогрева гелия за счет теплоты уходящего отработавшего в турбине газа с использованием общих подходов к данным задачам [5, 6]. Гелий используется как теплоноситель в рубашке охлаждения [7, 8] цилиндрического теплообменника сопла сброса отработавшего в турбине газа [9–12].

Отличительной особенностью данной работы является переход от решения сопряженной задачи теплообмена к рассмотрению связанной задачи аэрогидродинамики, теплообмена и термомеханики для оценки прочности в теплообменнике. Основная цель работы – расчет и анализ термонапряженного состояния корпуса теплообменника и определение пределов прочности элементов сопла с теплообменником.

Цифровая модель теплообменника (рис. 1), используемая для термомеханического анализа, идентична модели, примененной в рамках теплогидравлического анализа [4]. Материал теплообменника – хромистая бронза. В теплообменнике реализуется противоточная схема движения горячего отработавшего в турбине газа, проходящего по центральному цилиндрическому каналу, и потока нагреваемого гелия, проходящего через систему каналов внутри стенки цилиндра. Внутренний диаметр теплообменника – 184 мм, диаметр сопла – 200,1 мм. Длина теплообменника – 396,4 мм. Нагрев гелия для наддува бака с жидким кислородом обеспечивался 314 каналами теплообменника, в то время как с целью подогрева гелия для наддува бака с керосином использовалось 90 каналов того же теплообменника. Каждый канал шириной 1 мм, высотой 1,6 мм [4, 10, 12]. Для максимального контакта отработавшего в турбине газа с оребренной стенкой в теплообменник введено полое центральное тело внешним диаметром 171 мм, со сквозным отверстием для протекания газа и снижения таким образом гидравлических потерь в конструкции.

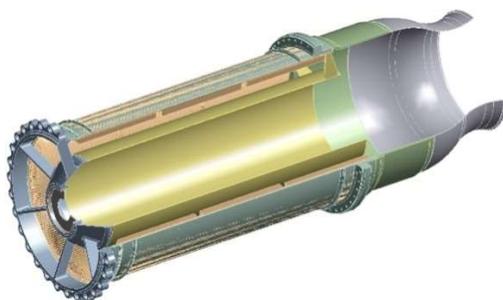


Рис. 1

Расчет выполнен в статическом приближении с учетом данных, полученных в результате теплогидравлического анализа. Кроме того, учитывался собственный вес модели. Задача рассматривалась в симметричной постановке с целью снижения времени расчета.

Численное исследование выполнено с применением метода конечных элементов в программном комплексе ANSYS Mechanical 19.2. Данный метод является одним из наиболее распространенных численных подходов для решения задач подобного класса. В рамках проведенного анализа учтены исключительно линейные (упругие) свойства, что обеспечивает достаточную точность для корректного решения поставленной задачи.

Распределения температуры T (рис. 2) поверхности теплообменника, давления P газа внутри корпуса теплообменника (рис. 3) и гелия в стальных (рис. 4) и оребренных (рис. 5) каналах теплообменника взяты из результатов теплогидравлического анализа [4].

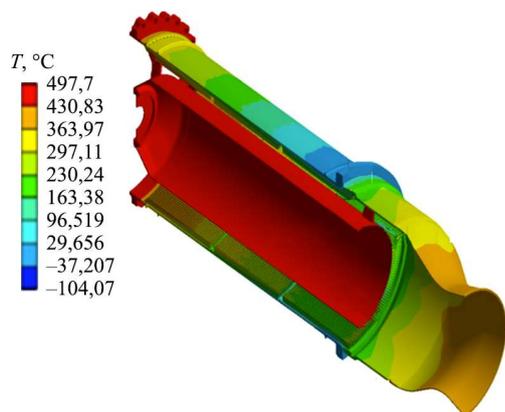


Рис. 2

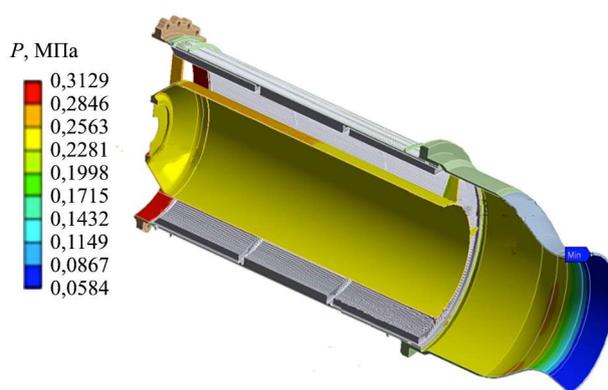


Рис. 3

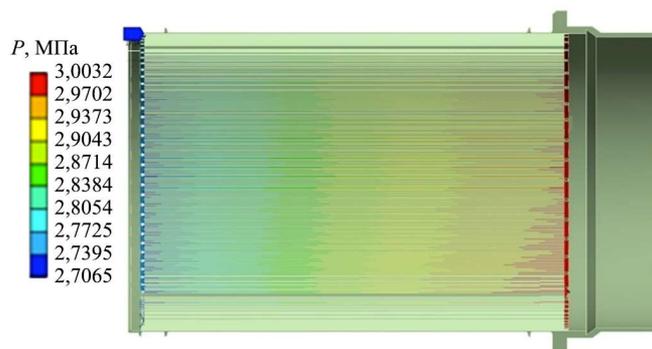


Рис. 4

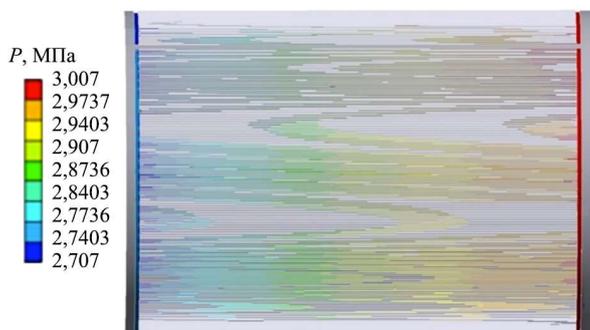


Рис. 5

Численная модель базируется на уравнениях механики сплошных сред – уравнениях равновесия в напряжениях, кинематических уравнениях связи деформаций и перемещений, уравнениях связи дефор-

мации и напряжения в твердых телах в виде обобщенного закона Гука и термоупругости (с учетом температурных деформаций), уравнении теплопроводности в твердых телах. Для уравнений использованы следующие граничные условия: упругая подвеска и стандартная сила тяжести, элементы изготовлены из стали UNS 31603, заданы зависимости от температуры для коэффициента термического расширения, плотности, модуля Юнга, коэффициента Пуассона материалов теплообменника и сопла. Предполагается, что теплообменник закреплен на основной конструкции посредством болтового соединения, смоделированного как эластичное соединение с коэффициентом жесткости 5 Н/мм³. Ускорение свободного падения действует вдоль оси теплообменного устройства. Для стенок, расположенных до выхода гелия и над трактами гелия, приняты условия тепловой изоляции.

Для расчетов в ANSYS Mechanical суммарная мощность конечно-элементной сетки составляет 7947123 узлов и 34331836 элементов. Для создания расчетной сетки, показанной в поперечном (рис. 6, а) и продольном (рис. 6, б) сечениях сопла с теплообменником, используются тетрагексагональные и гибридные элементы. Средний размер элемента по всей конструкции составляет 1 мм. Поверхности ребер и другие части цифровой модели покрыты сеткой меньшего размера с размером элемента, равным 0,5 мм.

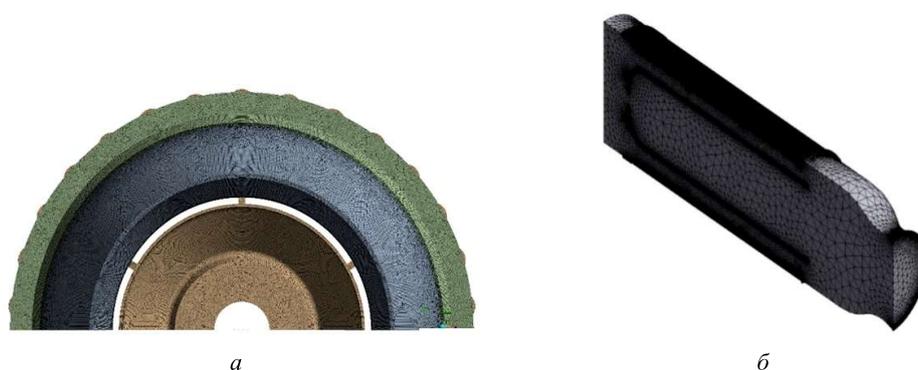


Рис. 6

Прочность структурных элементов оценивается по критерию максимального эквивалентного напряжения σ_{eqv} , поскольку данный критерий наиболее адекватно описывает поведение пластичных материалов, таких, как сталь. Согласно теории разрушение возникает, если величина максимального эквивалентного напряжения в структуре достигает или превышает значение предела удельного напряжения S_{limit} :

$$\sigma_{\text{eqv}} = \left(\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2} \right)^{1/2} \geq S_{\text{limit}},$$

где $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ – главные напряжения.

Таким образом, во избежание разрушения компонентов модели под действием температуры и давления должно быть удовлетворено следующее неравенство (коэффициент прочности ϕ_s должен быть больше единицы):

$$\phi_s = \frac{\sigma_{\text{eqv}}}{S_{\text{limit}}} \geq 1.$$

Коэффициенты прочности ϕ_s внутреннего тела под влиянием заданных давлений показаны на рис. 7, стальной трубы внешнего корпуса теплообменника – на рис. 8, сопла – на рис. 9, внутренней оребренной трубы теплообменника – на рис. 10. Эквивалентные напряжения σ_{eqv} внутреннего тела под влиянием заданных давлений показаны на рис. 11, стальной трубы внешнего корпуса теплообменника – на рис. 12, сопла – на рис. 13, внутренней оребренной трубы теплообменника – на рис. 14. Масштабы рисунков по-

казывают пределы прочности соответствующих компонентов модели. Если коэффициент прочности равен или меньше единицы, тогда материал в этой зоне считается разрушенным.

Согласно результатам, кроме зон разрушения материала, существуют зоны, в которых может происходить пластическая деформация.

Светлые области на рис. 11–14 соответствуют зонам, в которых возможно возникновение пластической деформации. Следует отметить, что для расчета пластической деформации необходимо выполнить расчет, учитывающий нелинейные свойства материалов.

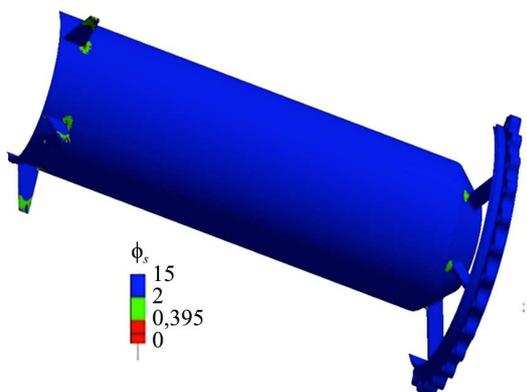


Рис. 7

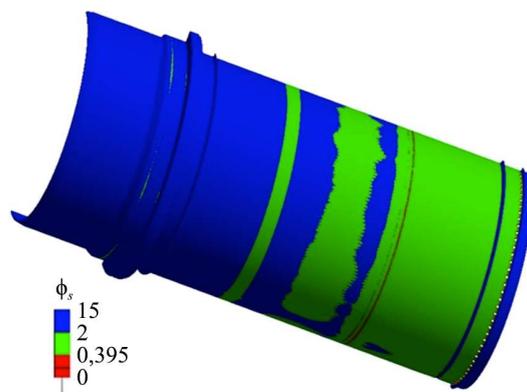


Рис. 8

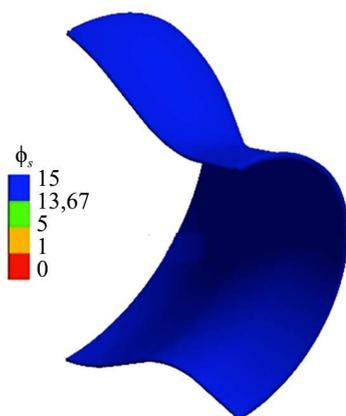


Рис. 9

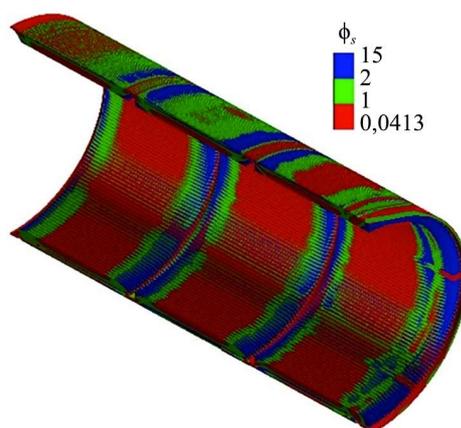


Рис. 10

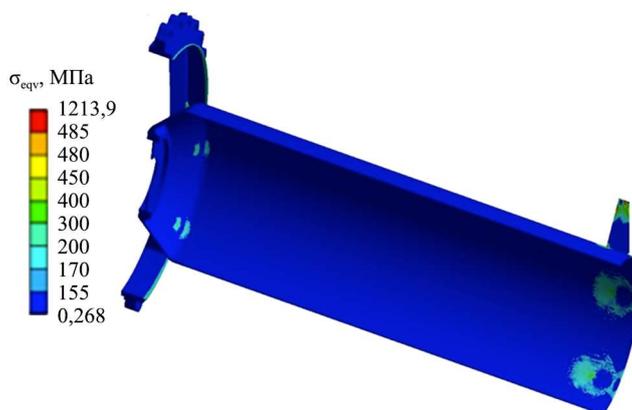


Рис. 11

Анализ полученных результатов указывает на необходимость акцентировать внимание на зоне крепления внутреннего тела к оребренной трубе (рис. 15), ребрах в точках присоединения (рис. 16), а также областях подвода и отвода гелия (рис. 17).

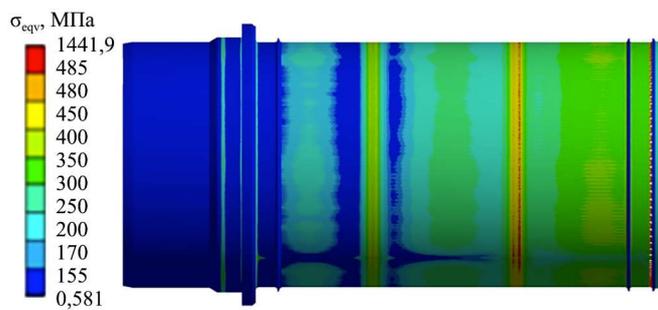


Рис. 12

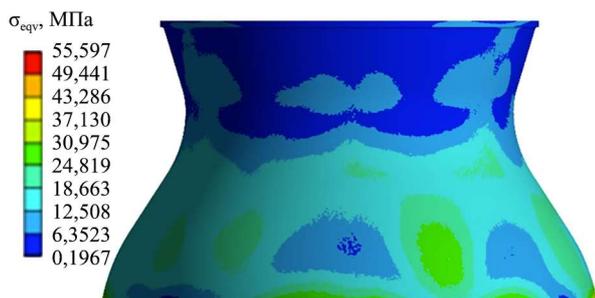


Рис. 13

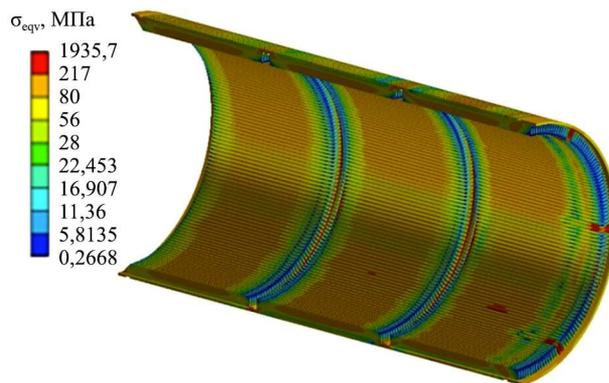


Рис. 14

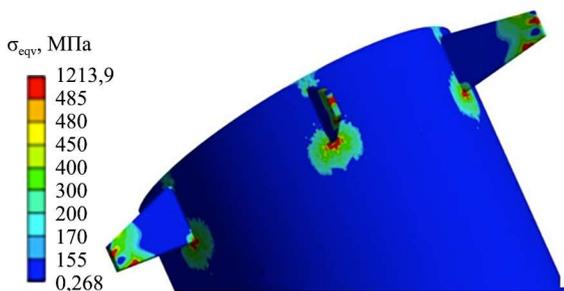


Рис. 15

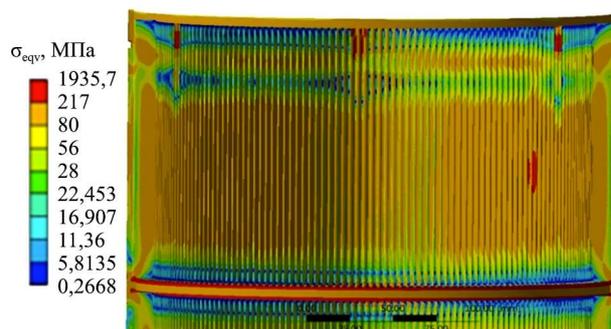


Рис. 16

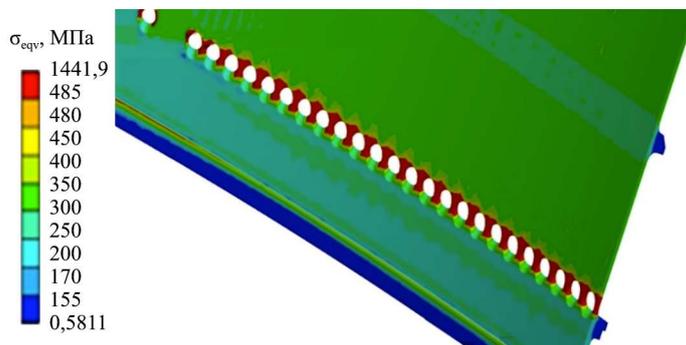


Рис. 17

Таким образом, в результате анализа теплонапряженного состояния было установлено, что при рассчитанных температурных и гидравлических нагрузках может возникнуть ситуация, приводящая к разрушению всей конструкции рассмотренной модели. Показана возможность численного решения связанной задачи (аэрогидродинамики, теплообмена и прочности).

Работа выполнена при финансовой поддержке в рамках соглашения о предоставлении субсидии из федерального бюджета на финансовое обеспечение выполнения государственного задания на оказание государственных услуг № 075-03-2024-067 от 17.01.2024 (шифр FZSU-2023-0004) и в рамках соглашения о консорциуме между КНИТУ-КАИ и Институтом тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова НАН Беларуси.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Choi H. et al. Development of 30-Tonf LO_x/Kerosene Rocket Engine Combustion Devices (II) – Gas Generator // Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences. 2009. Vol. 37. № 10. P. 1038–1047.
2. Lim B. et al. Development of a Reliable Performance Gas Generator of 75 Tonf-Class Liquid Rocket Engine for the Korea Space Launch Vehicle II // Proc. of the 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, July 1–4, 2019, Madrid, Spain. 2019. 15 p.
3. Lim B. et al. Development and Acceptance Test Results of 75-Tonf Class Liquid Rocket Engine Gas Generator // Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers. 2020. Vol. 24. № 4. P. 55–65.
4. Чорный А.Д., Жукова Ю.В., Попов И.А. Газодинамика и теплообмен в системе подогрева гелия жидкостного ракетного двигателя // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 1. С. 79–88.
5. Попов И.А. и др. Численное моделирование системы смазки авиационных поршневых двигателей // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 1. С. 94–100.
6. Попов И.А. и др. Численное моделирование системы впуска авиационных поршневых двигателей // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 3. С. 141–148.
7. Сабирзянов А.Н., Лукьянов П.В. Влияние на параметры потока конструктивных особенностей газораспределительной решетки в ЖРД с дожиганием генераторного газа // Изв. вузов. Авиационная техника. 2011. № 3. С. 31–37.
8. Кретицин А.В. и др. Стохастический расчет распределения расхода по каналам тракта охлаждения жидкостного ракетного двигателя // Изв. вузов. Авиационная техника. 2009. № 4. С. 42–44.
9. Орлин С.А. Использование гелия в жидкостных ракетных двигателях // Инженерный журнал: наука и инновации [Электронный журнал]. 2017. № 1. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/ispolzovanie-geliya-v-zhidkostnyh-raketnyh-dvigatelyah/viewer> (дата обращения: 23.05.2025).
10. Jeong W., Jang S., Kim H.-J. Characteristics of a Heat Exchanger in a Liquid Rocket Engine Using Conjugate Heat Transfer Coupling with Open-Source Tools // Aerospace. 2023. Vol. 10. № 12. Article № 983.
11. Wadel M.F. Comparison of High Aspect Ratio Cooling Channel Designs for a Rocket Combustion Chamber with Development of an Optimized Design: Technical Report № TM-1998- 206313 / NASA. Washington, 1998. 78 p.
12. Baek S. et al. Thermal Performance Evaluation and Analysis of Helium Heat Exchanger for Cryogenic Propellant Launch Vehicle // Cryogenics. 2022. Vol. 124. Article № 103492.

Поступила в редакцию 23.06.25
После доработки 30.06.25
Принята к публикации 30.06.25

Thermal Stress State of the Heat Exchanger Structural Elements for Helium Heating of a Liquid Rocket Engine

A.D. CHORNYI¹, YU.V. ZHUKOVA¹, AND I.A. POPOV²

¹ Lykov Institute of Heat and Mass Transfer of the National Academy of Sciences of Belarus, Belarus, Minsk

² Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

The paper presents the results of the thermomechanical analysis of the heat exchanger of the helium preparation system for supercharging the oxidizer and fuel tanks of a liquid rocket engine. Based on the results of numerical simulation of the thermally stressed state in the heat exchanger, which is based on the results of modeling the flow and heat transfer, critical locations of potential structural failure of the heat exchanger are shown.

Engine, heat exchanger, numerical simulation, strength, thermal deformation state