

УДК 629.7.023

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-3-510-520

Для цитирования: 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. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-3-510-520.

For citation: Dogadkin V. A., Kolga V. V., Trukhin V. R. [Parametrical analysis of the strength of the nozzle of a solid fuel rocketer]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 3, P. 510–520. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-3-510-520.

Параметрический анализ прочности сопла ракетного двигателя на твердом топливе

В. А. Догадкин, В. В. Кольга, В. Р. Трухин

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский Рабочий», 31
E-mail: kolgavv@yandex.ru

В работе представлен подход к решению задачи проектирования сопла ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ) с использованием конструктивной особенности в виде вставной пластины из углепластика. Задачей проектирования является выбор оптимальных параметров формы и толщины пластины, обеспечивающей требуемую несущую способность при минимальной массе. В процессе проектирования проведен параметрический анализ сопла РДТТ со вставной пластиной из углепластика. Варьируя толщиной пластины, подобрана оптимальная конструктивная схема, отвечающая заданным коэффициентам запаса прочности и устойчивости. Параметрический анализ вставной пластины из композиционного материала включает в себя моделирование её основных весовых и прочностных параметров: анализ напряженно-деформированного состояния конструкции, значений собственных частот, определение запаса потери устойчивости, определение массы сопла РДТТ.

Анализ несущей способности сопла РДТТ со вставной пластиной из композиционного материала проводился с помощью метода конечных элементов с использованием программного пакета SolidWorks Simulation.

При проведении параметрического анализа были рассмотрены два варианта сопла двигателя РДТТ: со вставной пластиной и без неё.

По результатам параметрического анализа сопла РДТТ были определены его геометрические размеры и минимизирована масса конструкции.

Ключевые слова: параметрический анализ, прочность сопла РДТТ, композиционный материал, напряженно-деформированное состояние, потеря устойчивости, конструирование сопла РДТТ.

Parametrical analysis of the strength of the nozzle of a solid fuel rocketer

V. A. Dogadkin, V. V. Kolga, V. R. Trukhin

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii Rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
E-mail: kolgavv@yandex.ru

The paper presents an approach to solving the problem of designing a solid propellant rocket engine nozzle using a design feature in the form of a carbon fiber insert. The design task is to select the optimal parameters of the plate thickness (plate shape) that provide the necessary strength and

stability of the structure with a minimum weight. During the design process, a parametric analysis of a carbon fiber insert in the solid propellant rocket nozzle was carried out. By varying the thickness of the plate, an optimal design scheme is found that meets the given safety and stability factors. Parametric analysis of an insert plate made of CM includes modeling of the main weight and strength parameters: determination of the stress-strain state of the structure, values of natural frequencies, determination of the buckling margin, determination of the mass of the solid propellant rocket motor nozzle.

Analysis of the bearing capacity of the solid propellant rocket motor nozzle with an insert plate made of CM was carried out using the finite element method using the SolidWorks Simulation software package.

During the parametric analysis, two variants of the solid propellant rocket engine nozzle with and without an insert plate were considered.

According to the results of the parametric analysis of the solid propellant rocket nozzle, its geometric dimensions were determined and the mass of the structure was minimized.

Keywords: parametric analysis, solid propellant rocket engine strength, composite material, oscillation frequency, stress-strain state, buckling, solid propellant rocket nozzle design.

Введение

Известно, что за счёт применения композиционных материалов в конструкции ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ) масса металла за период с 1970 по 1998 гг. снижена более чем в 3 раза. Это было достигнуто как за счёт совершенствования конструкции материалоёмкого узла соединения сопла РДТТ с корпусом двигателя, так и за счёт применения композиционных материалов (композитов) с органическими наполнителями и матрицей. Технологические варианты намотки корпусов типа кокона с использованием в качестве наполнителя органических высокопрочных волокон и в качестве матриц различных смол способствовали получению конструкции РДТТ с массовым совершенством на уровне 0,1. Однако дальнейшее повышение массового совершенства РДТТ за счёт совершенствования композитов на органической основе оказалось весьма проблематичным.

Главным недостатком конструкций (прежде всего корпусов) РДТТ из органопластиков, а также композитов с металлическими компонентами является ограничение по допустимой (рабочей) температуре их эксплуатации. Например, рабочая температура органопластиков составляет всего 400–430 К. Для обеспечения прочности такой конструкции требуется наличие мощной теплозащиты. Поэтому усилия в области материаловедения по дальнейшему повышению прочности органоволокна на практике незначительно способствуют повышению массового совершенства двигателя по сравнению с возможностью расширения диапазона рабочей температуры. В этой связи поистине уникальные возможности заложены в углеродных и углеродокерамических материалах. Рабочая температура для них с одновременным повышением прочности составляет 3100–3300 К, что указывает на перспективы создания легких неохлаждаемых корпусов РДТТ. Однако абсолютные значения прочности таких материалов пока намного меньше прочности органопластиков вследствие относительно низких уровней прочности карбонизованных, керамических или графитированных матриц. Кроме того, такие композиты обладают в сравнении с органопластиками более низкими характеристиками газопроницаемости. Правда, допускается устранение последнего с помощью различных конструкторско-технологических способов. На современном этапе развития новых композитов их применение в РДТТ связано, главным образом, с созданием конструкций сопловых блоков, теплозащиты корпуса, устройств управления вектором тяги.

Сопловые блоки РДТТ за сравнительно короткий период времени претерпели существенное изменение формы, компоновочной схемы, размеров и состава материалов. Дальнейшее развитие конструкций сопловых блоков определяется тенденциями изменений условий эксплуатации РДТТ, совершенствования конструктивных форм и, главным образом, обеспечения новыми материалами. Изменения условий эксплуатации сопловых блоков РДТТ связано с использованием новых высокоэнергетических твёрдых топлив с повышенными удельным импульсом тяги и

температурой в камере сгорания. Создаются лёгкие конструкции сопел из новых материалов с высоким уровнем массового совершенства и высокими показателями надёжности.

Современные РДТТ работают на смесевых металлизированных топливах с высоким содержанием металлов при давлении в камере сгорания порядка 10,0 МПа и температуре до 3800 К. Условия применения баллистических ракет с РДТТ потребовали от конструкций сопловых блоков обеспечения условий функционирования при воздействии излучения ядерного взрыва, стойкости к климатическим факторам и транспортным нагрузкам, обусловленным мобильностью современных ракетных комплексов.

Повышенные требования к конструкции сопловых блоков вызваны также тенденцией увеличения сроков эксплуатации современных ракет, в течение которых требуется гарантировать сохранность свойств материалов и деталей. Противоречивость требований повышения энергетических показателей РДТТ и массового совершенства при требуемом уровне надёжности может быть разрешима, в первую очередь, за счёт создания новых материалов.

Изменение конструктивных форм сопловых блоков связано с тенденциями разработки и совершенствования сопел, частично утопленных в камеру сгорания, сопел на гибком подвесе, систем вдува продуктов сгорания в закритическую часть сопла для управления вектором тяги, секционированных, раздвижных и складных насадок. При этом масса соплового блока остается на уровне 30–45 % от массы корпуса и пути технического совершенства конструкции определяются практически только применением более эффективных материалов [1–3].

Таким образом, повышение эксплуатационных характеристик сопловых блоков РДТТ и улучшение их конструктивных форм невозможны без применения новых материалов, так как технические пути совершенствования основных функциональных частей сопловых блоков современных РДТТ во многом исчерпаны. Разработка новых топлив и конструкторские решения опережают современные возможности конструкционных и теплозащитных материалов.

Актуальность исследования обоснована необходимостью анализа возможности эксплуатации ракетных сопел РДТТ, изготовленных из композиционных материалов и применения конструкций сопла в комбинации «металл-композит».

Постановка задачи

Основной частью сопла, определяющей энергетические характеристики РДТТ, является зона критического сечения. Она же характеризует и массовое совершенство как собственно зоны критического сечения, так и зоны входной части сопла.

Выходная часть сопла является не менее важной для обеспечения энергетических характеристик двигателей и его массового совершенства, особенно это справедливо для высотных РДТТ (применяемых на второй и третьей ступенях ракет) с большой степенью расширения сопла.

Входная часть сопла формирует профиль течения потока и подвержена конвективному и радиационному тепловому воздействию продуктов сгорания топлива; здесь наилучшим образом зарекомендовали себя стекло- и углепластики.

Зона критического сечения испытывает интенсивный конвективный нагрев и механические нагрузки. Лучше всего в этой зоне зарекомендовали себя тугоплавкие металлы (вольфрам, молибден) и сплавы на их основе, а также некоторые марки графитов.

Выходная часть сопла подвержена конвективному тепловому воздействию и значительным механическим нагрузкам. В этой зоне сопла наилучшим образом зарекомендовали себя стекло- и углепластики, подкрепленные металлической обечайкой, и конструкции из молибдена, ниобия, титана и сплавов на их основе.

Перспективным целям развития РДТТ отвечают углеродные материалы, которые представляют новый класс материалов разного назначения, отличающихся от известных до сих пор материалов специфическими особенностями и уникальностью. Обоснованное применение углеродных материалов в конструкциях РДТТ и других двигателей требует ясного представления о свойствах, технологии получения и методах исследования и прогнозирования работоспособности этих материалов.

Углеродные материалы имеют следующие общие положительные свойства:

- высокую тепловую эрозионную стойкость, стойкость к термическим ударам, уникальную прочность, увеличивающуюся при нагреве в 2–2,5 раза по сравнению с комнатной температурой, малую плотность и высокие удельные физико-механические характеристики;
- возможность направленно изменять свойства путём изменения исходных компонентов и параметров процесса получения, использования оптимальных схем армирования;
- возможность использования практически в любом месте проточного тракта сопла и в деталях силовой схемы конструкции двигателя;
- возможность сочетать уникальные теплозащитные свойства при контакте с самыми разнообразными материалами, применяемость почти всех видов механической обработки;
- высокую сохранность свойств при длительном хранении в различных климатических условиях и контакте с различными средами, стойкость в условиях радиации, высокую биологическую стойкость.

Анизотропия углеродных материалов является ещё одним средством рационального проектирования элементов конструкции двигателей. Изменяя ориентацию наполнителей, можно получить материал с оптимальной анизотропией, специально подобранной для любого напряженно-деформированного состояния конструктивного элемента.

Задачей исследования является конструирование сопла РДТТ из титанового сплава со вставной пластиной из композиционного материала (КМ) и анализ его несущей способности [4–15]. В процессе исследования были поставлены следующие задачи:

- 1) подобрать толщину стенки сопла, соответствующую оптимальному коэффициенту запаса прочности;
- 2) сконструировать составное сопло РДТТ с вкладышем из КМ;
- 3) подобрать толщину стенки составного сопла и вставной пластины из КМ, обеспечивающих несущую способность сопла.

Разработанная конструкция сопла может быть использована при проектировании ракет с РДТТ [8].

Расчетная модель сопла РДТТ

Для проведения сравнительного анализа было взято два сопла РДТТ. Первое сопло – классическое сопло твёрдотопливной многоступенчатой ракеты с толщиной стенки 30 мм без использования композиционного материала (рис. 1), второе – с использованием вкладной пластины из углепластика с толщиной стенки сопла 20 мм и толщиной пластины 10 мм (рис. 2).

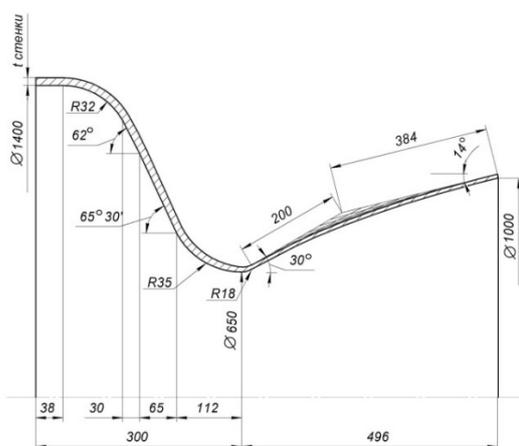


Рис. 1. Сопло РДТТ

Fig. 1. Solid propellant nozzle

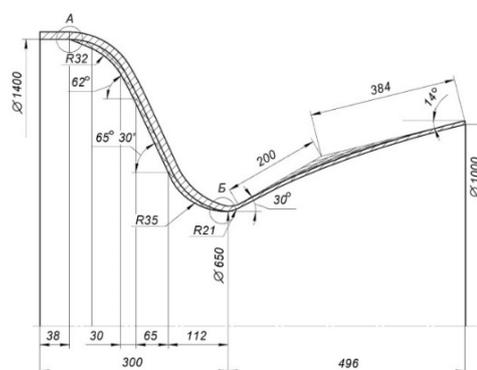


Рис. 2. Сопло РДТТ со вставной пластиной из углепластика

Fig. 2. Solid propellant rocket motor nozzle with CFRP insert

Для представленных конструкций сопел был проведен статический анализ в пакете Solidworks Simulation. Характеристики используемых материалов взяты из библиотеки материалов Solidworks materials применительно к инновационному композиционному материалу аристид [16], сохраняющему свои прочностные свойства при нагреве до 1300° (табл. 1).

Таблица 1

Характеристики материалов для статического расчета сопла

Название материала	Сопло РДТТ Титановый сплав Ti-8Mn отожженный лист	Вставная пластина Углепластик m55j (аристид)
Модуль упругости, ГПа	115	240
Коэффициент Пуассона	0,33	0,127
Массовая плотность, кг/м ³	4730	1910
Предел прочности при растяжении, МПа	1070	3027
Предел текучести, МПа	930	2050

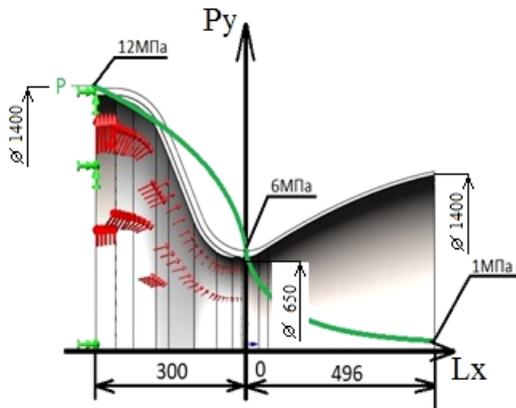


Рис. 3. Распределение давления в сопле РДТТ:
P – давление; L – длина исследуемой зоны

Fig. 3. Pressure distribution in the solid propellant rocket engine nozzle:
P – pressure; L – length of the investigated zone

В качестве критерия максимального напряжения был взят критерий vonMises. Закрепление задано с помощью фиксированной геометрии по контуру грани сопла со стороны, соединяющейся с обечайкой корпуса двигателя.

Для исследуемой конструкции РДТТ (см. рис. 1) [14] была составлена формула распределения давления внутри сопла (1), согласно графику распределения давления (рис. 3).

$$P = \alpha_1 x^2 + \alpha_2 x + \alpha_3, \quad (1)$$

где $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$ – коэффициенты, полученные экспериментальным путем.

Для случая давления на входе в сопло $P_{вх} = 12$ МПа, давления в критической части сопла $P_{кр} = 6$ МПа и давления на срезе сопла $P_a = 1$ МПа (рис. 3) формула (1) примет вид (2)

$$P = 5,205 \cdot 10^{-5} x^2 - 0,04x + 6. \quad (2)$$

Используя уравнение (2), приложим нагрузки к соплу. Распределение нагрузок и граничные условия для расчетной модели показаны на рис. 4, где зелеными (внешними) стрелками обозначены закрепления, красными (внутренними) – приложенные нагрузки.

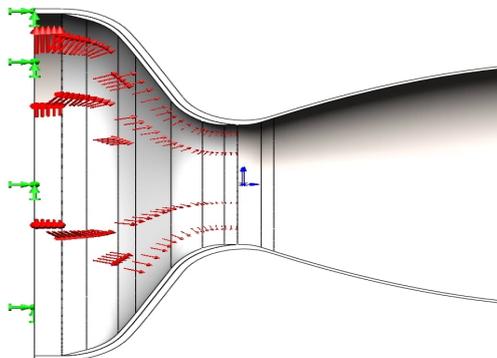


Рис. 4. Распределение нагрузок в сопле

Fig. 4. Distribution of loads in the nozzle

Расчет на прочность при статическом нагружении

Проведём исследования для различных толщин стенки сопла из титанового сплава без использования вставной пластины из КМ. Толщина стенки сопла варьировалась от 15 до 30 мм. Для примера на рис. 5–8 приведены эпюры напряжений и запаса прочности для толщин 15 и 30 мм

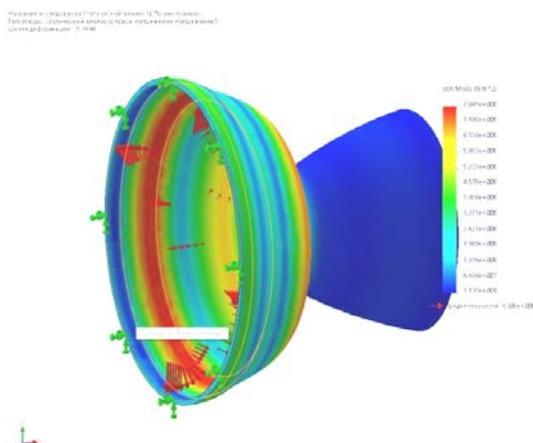


Рис. 5. Эпюра распределения напряжений в сопле $t = 15$ мм

Fig. 5. Diagram of stress distribution in the nozzle $t = 15$ mm

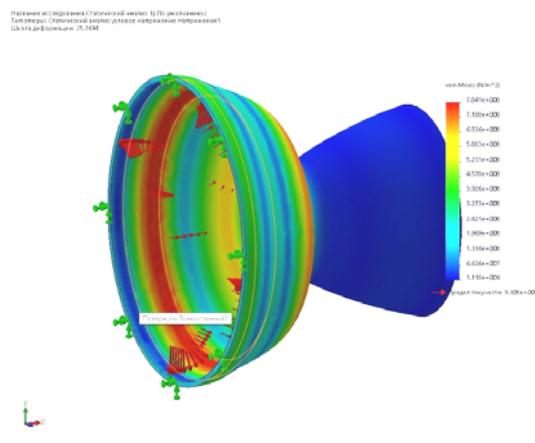


Рис. 6. Эпюра распределения напряжений в сопле $t = 30$ мм

Fig. 6. Diagram of stress distribution in the nozzle $t = 30$ mm

На рис. 5 и 6 представлены эпюры распределения напряжений в сопле для различной толщины стенок. Предел текучести материала Ti-8Mn из библиотеки материалов Solidworks materials равен $\sigma_T = 9,308 \cdot 10^8 \text{ N/m}^2$.

Максимальные напряжения в сопле толщиной 15 мм составляют $2,32 \cdot 10^9 \text{ N/m}^2$ (рис. 5), что превышает предел текучести выбранного титанового сплава и не обеспечивает несущую способность сопла. Для сопла с толщиной стенки 30 мм напряжения составили $7,841 \cdot 10^8 \text{ N/m}^2$ (рис. 6), что обеспечивает необходимый запас прочности.

В месте действия максимальных напряжений, коэффициент запаса прочности для сопла $t = 15$ мм равняется 0,4 (рис. 7), а для сопла $t = 30$ мм равняется 1,187 (рис. 8).

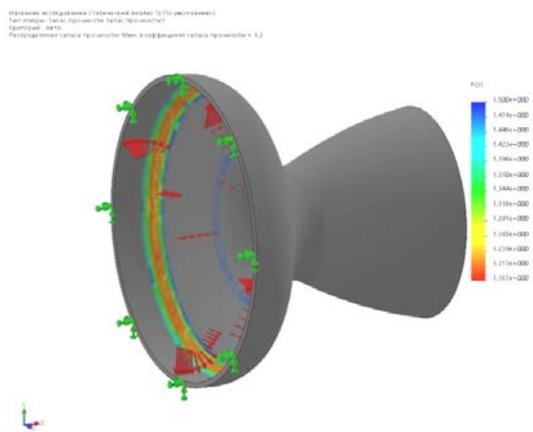


Рис. 7. Коэффициент запаса прочности в сопле $t = 15$ мм

Fig. 7. Safety factor in the nozzle $t = 15$ mm

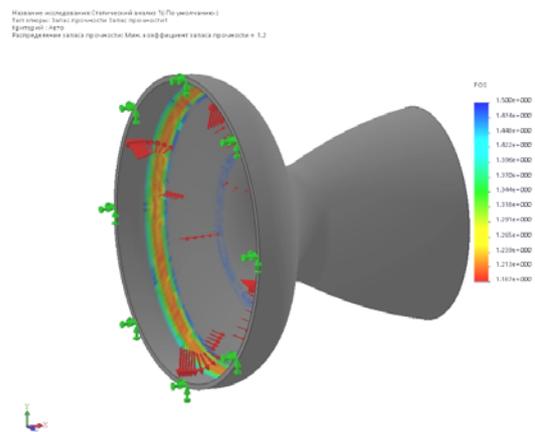


Рис. 8. Коэффициент запаса прочности в сопле $t = 30$ мм

Fig. 8. Safety factor in the nozzle $t = 30$ mm

Расчет на прочность сопла РДТТ с вкладышем из композиционного материала

Для уменьшения массы сопла РДТТ и увеличения его прочностных характеристик будем использовать вставную пластину из углепластика в критическом сечении сопла (рис. 9).

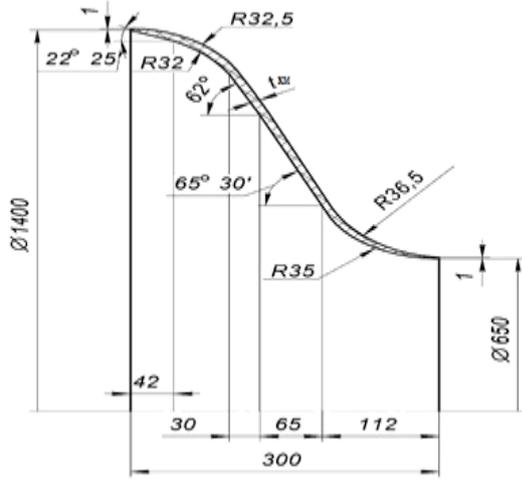


Рис. 9. Вставная пластина из композиционного материала

Fig. 9. Insertion plate made of composite material

Проведем расчеты сконструированного сопла с толщиной стенки из титанового сплава $t_{\text{т}} = 20$ мм и толщиной вставной пластины из углепластика ($t_{\text{кМ}}$) от 7,5 до 15 мм. Эюра распределения напряжений для сконструированного сопла представлена на рис. 10, 11.

Коэффициент запаса прочности (k_z) при этом составил 0,9964 и 1,143 для сопловых вкладышей различной толщины (рис. 12, 13). Полученный результаты исследования приведены в табл. 2.

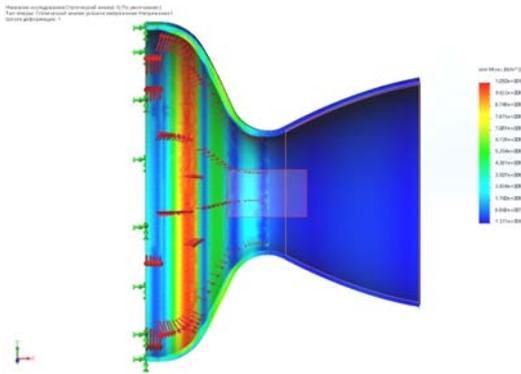


Рис. 10. Эюра распределения напряжения в сопле $t_{\text{т}} = 20$ мм; $t_{\text{кМ}} = 7,5$ мм

Fig. 10. Diagram of stress distribution in the nozzle $t_{\text{т}} = 20$ mm; $t_{\text{кМ}} = 7.5$ mm

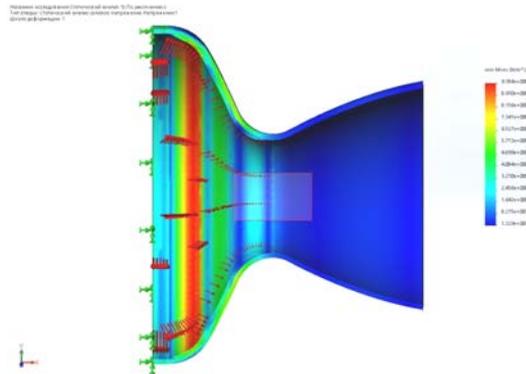


Рис. 11. Эюра распределения напряжения в сопле $t_{\text{т}} = 20$ мм; $t_{\text{кМ}} = 17,5$ мм

Fig. 11. Diagram of stress distribution in the nozzle $t_{\text{т}} = 20$ mm; $t_{\text{кМ}} = 17.5$ mm

Таблица 2

Результаты расчетов сопла из титана со вставной пластиной из композиционного материала

Материал		Коэффициент запаса прочности		Масса (кг)
Титановый сплав Ti-8Mn t стенки	Углепластик m55j (аристид) t стенки	Титановый сплав Ti-8Mn	Углепластик m55j (аристид)	
20	7,5	0,9964	1,9	310,272
20	10	1,078	1,90	318,414
20	12,5	1,143	2	326,384
20	15	1,141	2	334,353

Из проведенных расчетов следует, что обеспечивающая требуемую несущую способность конструкция сопла РДТТ, выполненная из титанового сплава в сочетании с углепластиком, имеет толщину стенки титанового сплава равную 20 мм, толщину стенки углепластика – 10,75 мм. Использование предложенной комбинированной конструкции сопла с композитной вставкой позволило снизить общую массу сопла на 30–32 % (табл. 3).

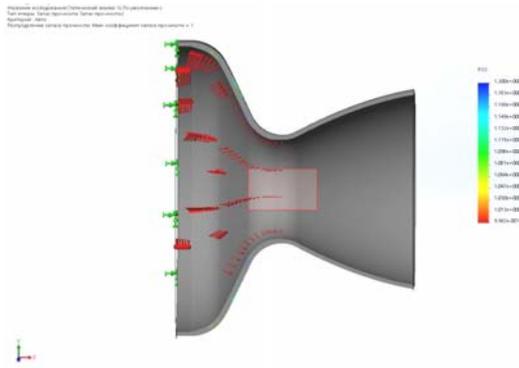


Рис. 12. Коэффициент запаса прочности в сопле $t_{ц} = 20$ мм; $t_{км} = 7,5$ мм

Fig. 12. Safety factor in the nozzle $t_{ц} = 20$ mm; $t_{км} = 7.5$ mm

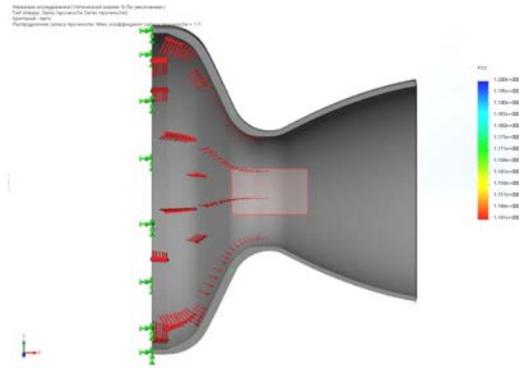


Рис. 13. Коэффициент запаса прочности в сопле $t_{ц} = 20$ мм; $t_{км} = 17,5$ мм

Fig. 13. Safety factor in the nozzle $t_{ц} = 20$ mm; $t_{км} = 17.5$ mm

Таблица 3

Анализ массы сопла

Комбинация материалов	Масса конструкции, кг
Титановый сплав	468,214
Титановый сплав + Углепластик высокопрочный	329,645

Частотный анализ сопла РДТТ

Анализ собственных форм и частот колебаний позволяет оценить поведение предлагаемой конструкции сопла РДТТ при динамическом нагружении в процессе его работы. Для этого был проведен анализ первых трех форм собственных частот колебаний. Для проведения модального анализа была рассмотрена модель сопла РДТТ со вставной пластиной из углепластика, предложенная ранее. Нагрузки и граничные условия для расчета взяты те же, что и при статическом анализе.

Значение собственной частоты для первой формы колебаний составило 123,2 Гц. Эпюра приведена на рис. 14.

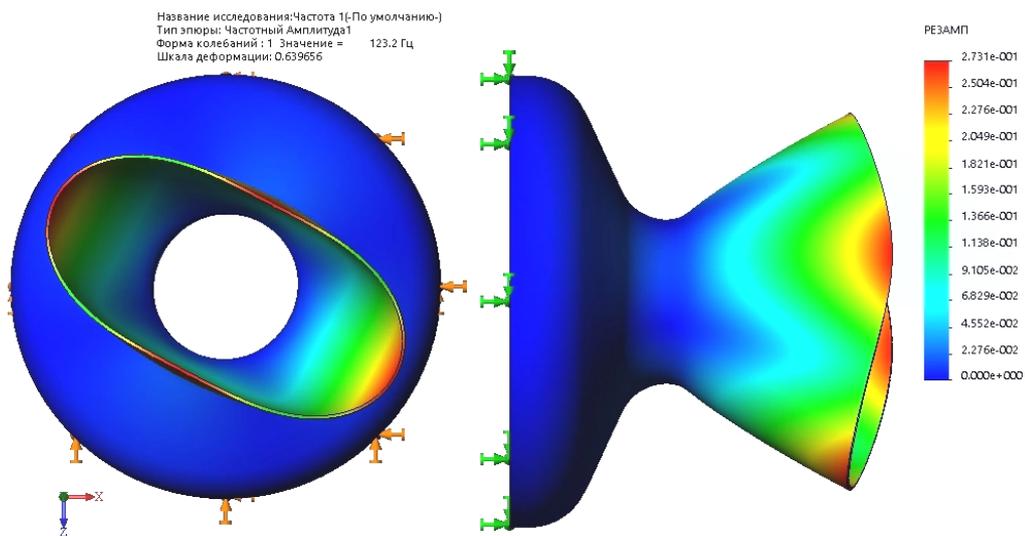


Рис. 14. Амплитуда первой формы колебаний

Fig. 14. Amplitude of the first waveform

Заключение

По результатам исследования было предложено сопло РДТТ, состоящее из комбинации материалов титановый сплав Ti-8Mn + углепластик m55j (аристид), определены его геометрические размеры. Предложенное сопло, по результатам расчетов, обеспечивает необходимый коэффициент запаса прочности и снижение массы на 30–32 % по сравнению с цельным соплом из титанового сплава. Для предложенного сопла проведен модальный анализ.

Библиографические ссылки

1. Параметрический анализ анизогридного корпуса космического аппарата для очистки орбиты от космического мусора / И. Д. Белоновская, В. В. Кольга, И. С. Ярков, Е. А. Яркова // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 94–105. DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-94-105.
2. Дogaдкин В. А., Трухин В. Р. Исследование несущей способности узлов «композит-металл» в ракетной технике // Научно-техническое развитие России и мира : сб. статей II Международ. науч.-практ. конф. М., 2023. С. 82–88 [Электронный ресурс]. URL: <https://drive.google.com/file/d/1UYyG4rZReHrcVDG547jhdTcUEm3LUVGn/view> (дата обращения: 19.05.2023).
3. 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.
4. Vasiliev V. V., Barynin V. A., Razin A. F. Anisogrid composite lattice structures – development and aerospace applications // Composite Structures. 2012. Vol. 94, No. 11. P. 17–27.
5. Бордачев В. А., Кольга В. В., Рожкова Е. А. Исследование статической устойчивости модельной ракеты // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 64–75. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-64-75.
6. Оптимизация расположения мест крепления приборной панели космического аппарата на основе модального анализа / В. В. Кольга, М. Е. Марчук, А. И. Лыкум, Г. Ю. Филипсон // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 328–338. DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-328-338.
7. Kolga V. V., Yarkov I. S., Yarkova E. A. Development of the heat panel of the small space apparatus for navigation support // Siberian journal of science and technology. 2020, Vol. 21, No. 3. P. 382–388. DOI: 10.31772/2587-6066-2020-21-3-382-388.
8. Данеев А. В., Русанов М. В., Сизых В. Н. Концептуальные схемы динамики и компьютерного моделирования пространственного движения больших конструкций // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование, 2016. № 4. С. 17–25.
9. Проектирование узла крепления оттяжек на силовой спице рефлектора / В. В. Кольга, А. И. Лыкум, М. Е. Марчук, Г. Ю. Филипсон // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 3. С. 451–460. DOI: 10.31772/2712-8970-2022-23-3-451-460.
10. Замятин Д. А., Кольга В. В. Построение анизогридной силовой конструкции адаптера космического аппарата // Решетневские чтения : материалы XXII Международ. науч.-практ. конф. : в 2 ч. / СибГУ им. М.Ф. Решетнева. Красноярск, 2019. Ч. 1. С. 26–28.
11. Патент № 2674386 Российская Федерация МПК В64G 1/22. Способ изготовления крупногабаритного трансформируемого рефлектора / А. И. Величко, Д. О. Шендалев и др. ; заявл. 06.09.2016 ; опубл. 07.12.2018 ; бюл. № 34.
12. Замятин Д. А., Кольга В. В. Моделирование конструкции мачты рефлектора // Решетневские чтения : материалы XXIV Международ. науч.-практ. конф. (10–13 ноября 2020, г. Красноярск) : в 2 ч. / СибГУ им. М.Ф. Решетнева. Красноярск, 2020. Ч. 1. С. 21–22.
13. Lopatin A. V., Morozov E. V., Shatov A. V. Buckling of uniaxially compressed composite anisogrid lattice cylindrical panel with clamped edges // Composite Structures. 2017. Vol. 160. P. 765–772.

14. Lopatin A. V., Morozov E. V., Shatov A. V. Axial deformability of the composite lattice cylindrical shell under compressive loading: Application to a load-carrying spacecraft tubular body // *Composite Structures*. 2016. Vol. 146. P. 201–206.

15. Современные ракеты-носители зарубежных стран. Ракетно-космическая техника / М. Д. Евтифьев, Л. А. Ковригин, В. В. Кольга и др. ; СибГАУ. Красноярск, 2010. 276 с.

16. Изобретен аристид – материал, который в 10 раз легче алюминия [Электронный ресурс]. URL: <https://fabricators.ru/article/v-10-raz-legche-alyuminiya-novyy-chudo-material-iz-pereslavlya-zaleskogo-mozhet-izmenit>, свободный (дата обращения: 01.07.2023).

References

1. Belonovskaya I. D. Kolga V. V., Yarkov I. S., Yarkova E. A. [Parametric analysis of the anisogrid body of a spacecraft for cleaning the orbit from space debris]. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 94–105. DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-94-105 (In Russ.).

2. Dogadkin V. A., Trukhin V. R. [Investigation of the bearing capacity of “composite-metal” units in rocketry]. *Sbornik statey II Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii “Nauchno-tekhnicheskoye razvitiye Rossii i mira”* [Collection of articles of the II International scientific and practical conference “Scientific and technical development of Russia and the world”]. Moscow, 2023, P. 82–88 (In Russ.).

3. Kazantsev V. G., Zharinov Yu. B., Kapustin M. P. *Dinamika i prochnost' raketnykh dvigateley na tverdom toplive* [Dynamics and strength of solid-fuel rocket engines]. Biysk, 2014, 380 p.

4. Vasiliev V. V., Barynin V. A., Razin A. F. Anisogrid composite lattice structures – development and aerospace applications. *Composite Structures*. 2012, Vol. 94, No. 11, P. 17–27.

5. Bordachev V. A., Kolga V. V., Rozhkova E. A. [Study of the static stability of a model rocket] *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No 1, P. 64–75. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-64-75 (In Russ.).

6. Kolga V. V., Marchuk M. E., Lykum A. I., Filipson G. Y. [Optimization of the location of the attachment points of the instrument panel of the spacecraft based on modal analysis]. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 328–338. DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-328-338 (In Russ.).

7. Kolga V. V., Yarkov I. S., Yarkova E. A. Development of the heat panel of the small space apparatus for navigation support. *Siberian journal of science and technology*. 2020, Vol. 21, No. 3, P. 382–388. DOI: 10.31772/2587-6066-2020-21-3-382-388.

8. Daneev A. V., Rusanov M. V., Sizykh V. N. [Conceptual schemes of dynamics and computer modeling of spatial motion of large structures]. *Sovremennyye tekhnologii. Sistemnyy analiz. Modelirovaniye*. 2016, No. 4, P. 17–25 (In Russ.).

9. Kolga V. V., Marchuk M. E., Lykum A. I., Filipson G. Y. [Designing the bracing attachment point on the power spoke of the reflector]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 3, P. 451–460. DOI: 10.31772/2712-8970-2022-23-3-451-460 (In Russ.).

10. Zamyatin D. A., Kolga V. V. [Construction of anisogrid power structure of the spacecraft adapter] *Materialy XXII Mezhdunar. nauch. konf. “Reshetnevskie chteniya”* [Materials XXII Intern. Scientific. Conf “Reshetnev reading”]. Krasnoyarsk, 2019, P. 26–28 (In Russ.).

11. Velichko A. I., Shendalev D. O. et al. *Sposob izgotovleniya krupnogabaritnogo transformiruyemogo reflektora* [A method of manufacturing a large-sized transformable reflector]. Patent RF, no. 2674386, 2018.

12. Zamyatin D. A., Kolga V. V. [Modeling the design of the reflector mast] *Materialy XXII Mezhdunar. nauch. konf. “Reshetnevskie chteniya”* [Materials XXIV Intern. Scientific. Conf “Reshetnev reading”]. Krasnoyarsk, 2020, P. 21–22 (In Russ.).

13. Lopatin A. V., Morozov E. V., Shatov A. V. Buckling of uniaxially compressed composite anisogrid lattice cylindrical panel with clamped edges. *Composite Structures*. 2017, Vol. 160, P. 765–772.

14. Lopatin A. V., Morozov E. V., Shatov A. V. Axial deformability of the composite lattice cylindrical shell under compressive loading: Application to a load-carrying spacecraft tubular body. *Composite Structures*. 2016, Vol. 146, P. 201–206.

15. Yevtifyev M. D., Kovrigin L. A., Kolga V. V., Lebedeva L. N., Filatov V. V. *Sovremennyye rakety-nositeli zarubezhnykh stran. Raketno-kosmicheskaya tekhnika* [Modern launch vehicles of foreign countries. Rocket and space technology]. Krasnoyarsk, 2010, 276 p. (In Russ.).

16. *Izobreten aristid – material, kotoryy v 10 raz legche alyuminiya* [Invented aristide – a material that is 10 times lighter than aluminum] (In Russ.). Available at: <https://fabricators.ru/article/v-10-raz-legche-alyuminiya-novyy-chudo-material-iz-pereslavlya-zalesskogo-mozhet-izmenit> (accessed 01.07.2023).

© Догадкин В. А., Кольга В. В., Трухин В. Р., 2023

Догадкин Владимир Александрович – аспирант; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: vova.doga.98@mail.ru.

Кольга Вадим Валентинович – доктор педагогических наук, кандидат технических наук, профессор, профессор кафедры летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kolgavv@yandex.ru.

Трухин Виталий Романович – аспирант; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: vitalyaemae@gmail.com.

Dogadkin Vladimir Aleksandrovich – Post-graduate student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: vova.doga.98@mail.ru.

Kolga Vadim Valentinovich – Dr. Sc., Professor, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: kolgavv@yandex.ru.

Trukhin Vitaly Romanovich – Post-graduate student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: vitalyaemae@gmail.com.
