

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.782

Моделирование движения спутника типа CubeSat с надувным тормозным устройством.

Часть 2. Анализ теплового и напряженно-деформированного состояния оболочки тормозного устройства

А.В. Гусельников¹, Е.Р. Федюнина², П.В. Просунцов²

¹ ПАО «Яковлев»

² МГТУ им. Н.Э. Баумана

Modelling of CubeSat satellite motion with inflatable braking device.

Part 2. Analysis of the thermal and stress-strain state of the inflatable braking device shell

A.V. Guselnikov¹, E.R. Fedyunina², P.V. Prosuntsov²

¹ Public Joint Stock Company Yakovlev

² Bauman Moscow State Technical University

Выполнен прочностной анализ надувной сферической оболочки тормозного устройства микроспутника типа CubeSat 1U при его спуске с высоты рабочей орбиты 500 км до верхних слоев атмосферы Земли. В процессе полета оболочка подвергается тепловому и силовому воздействию. Для анализа их влияния на оболочку разработан подход, объединяющий взаимосвязанные процессы численного моделирования теплового и силового нагружения. Моделирование проведено с использованием программного комплекса Ansys Static Structural и Ansys Transient Thermal, а также аналитических методов расчета теплообмена с факторами космического пространства. По результатам исследования получены графические зависимости температуры и напряжений оболочки от высоты полета в процессе спуска. Они позволили проанализировать изменение запаса прочности оболочки, с помощью которого определена высота траектории, на которой происходит ее разрушение. Полученные результаты дают возможность оценить потребность внесения конструктивных изменений в силовую схему оболочки.

EDN: XCLGSD, <https://elibrary/xclgsd>

Ключевые слова: микроспутник CubeSat, надувное тормозное устройство, напряженно-деформированное состояние, тепловое состояние

The article is devoted to the strength analysis of the inflatable spherical shell of the braking device of the CubeSat 1U microsatellite during its descent from the working orbit altitude of 500 km to the upper atmosphere of the Earth. During the flight process, the shell is subjected to thermal and force effects. To analyse the behaviour of the shell, an approach has been developed that combines the interrelated processes of numerical simulation of thermal and force loading. Modelling was performed using Ansys Static Structural and Ansys Transient Thermal software packages, as well as analytical methods for calculating heat transfer with space factors. As a result of the analysis, graphical dependencies of temperature and stresses of the shell during the descent process were obtained, the dependencies obtained allowed to analyse the change in the safety margin of the shell, which was used to determine the value of the trajectory height at which the shell failure occurs. The obtained results allow us to assess the need for structural changes in the force scheme of the shell.

EDN: XCLGSD, <https://elibrary/xclgsd>

Keywords: microsatellite CubeSat, inflatable braking device, stress-strain state, thermal state

В первой части статьи рассмотрено аэродинамическое нагружение оболочки надувного тормозного устройства (НТУ) и сформулирована методика анализа движения связки микроспутник (МС) — НТУ, с помощью которой проведены расчет обтекания в программном комплексе OpenFoam и кинематический анализ в программной среде Comsol Multiphysics.

Цель работы — повышение весовой эффективности оболочки НТУ за счет рационального выбора конструктивно-силовой схемы.

Варианты конструкций НТУ. Применение НТУ для уничтожения отработавших МС в

плотных слоях атмосферы Земли ставит перед собой различные конструкторские задачи. Помимо проектирования механизма раскрытия оболочки, укладки в конструкцию МС и разработки системы надува возникает много вопросов к ее работе в раскрытом состоянии. Агрессивные факторы космического пространства могут потребовать введения дополнительных конструкций силового набора. К самым распространенным относятся технические решения, показанные на рис. 1.

Трехслойная оболочка из алюминия и майлара (рис. 1, а и б), предложенная исследователями из Самарского университета им. С.П. Коро-

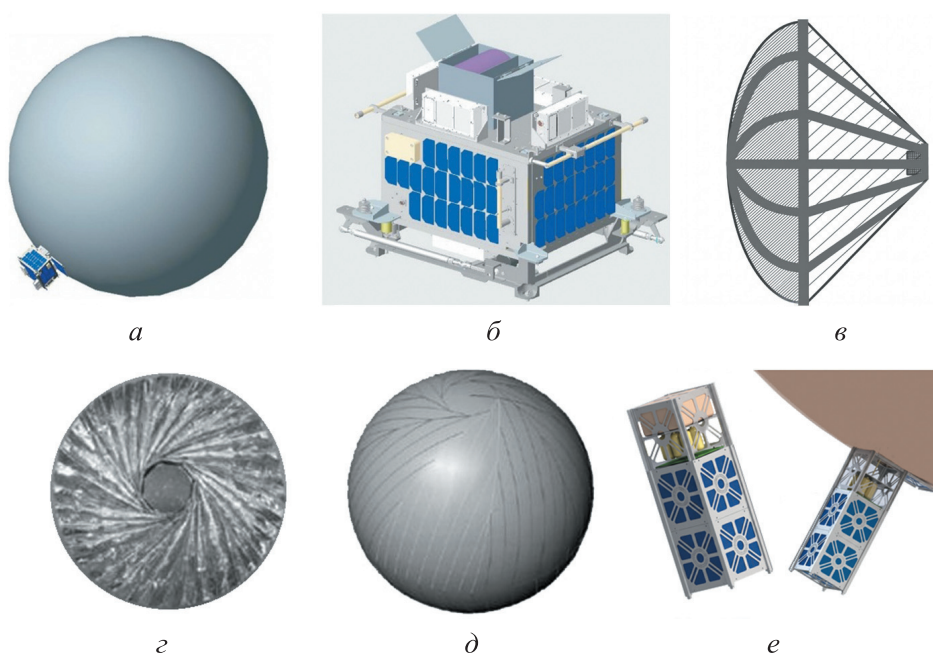


Рис. 1. Внешний вид конструкций НТУ:

а и б — трехслойная оболочка из алюминия и майлара в развернутом виде и в составе малого космического аппарата «АИСТ»; в — отверждаемый каркас; г и д — трехслойная оболочка из алюминия, полиамида и полиэтилена в сложенном и развернутом состояниях; е — оболочка из монослоя полиимида

лёва [1], включает в себя два алюминиевых слоя толщиной 15 мкм и расположенный между ними слой пленки из майлара производства Multek Foils толщиной 16 мкм, а также связывающий клей. Слои алюминиевой фольги необходимы для повышения прочности аэродинамического стабилизатора и защиты пленки из майлара от ультрафиолетового излучения, вызывающего повышение хрупкости пленки.

Отверждаемый каркас, добавленный специалистами ИМСС УрО РАН в конструкцию НТУ (рис. 1, в), состоит из полосок препрега [2]. При выводе на орбиту антенна, находящаяся в МС в сложенном виде, приводится в рабочее состояние с помощью заполнения газом, а каркас антенны, будучи в мягком состоянии, разворачивается вместе с ее оболочкой. Позже должно произойти отверждение препрега в каркасе вследствие нагрева солнечным излучением и тепловым излучением от поверхности Земли. Для достижения температуры отверждения препрег помещен в тонкую металлическую оболочку — алюминиевую фольгу. В качестве материала препрега предложено использовать реакционную смесь ЭНФБ, но ее можно заменить эпоксидной смолой, отверждаемой ультрафиолетовым излучением [3].

Трехслойная оболочка из алюминия, полиамида и полиэтилена (рис. 1, г и д), предложенная японскими исследователями [4], выполнена в виде ламинированной алюминиевой пленки толщиной 6 мкм. Для ламинирования алюминия применены полиамид (15 мкм) и полиэтилен (50 мкм). На рис. 1, г показаны линии складывания сферы. Надувная оболочка включает в себя соединение восьми лоскутов обтекаемой формы и двух в виде октаэдра.

Оболочка из монослоя полиимида (рис. 1, е), описанная в работе С.В. Резника и Е.Н. Абрамовой [5], представляет собой вариант сферической оболочки НТУ, которая состоит из тонкостенной (12 мкм) оболочки из полиимидной пленки плотностью 1420 кг/м³. В качестве силового набора, как и в предыдущих конструкциях, применена только тонкостенная оболочка.

Объект исследования. Объект исследования — НТУ, разрабатываемое на кафедре СМ-13 МГТУ им. Н.Э. Баумана в рамках инициативного командного проекта «Звездапад», который является проработкой решения, предложенного в диссертации Е.Н. Абрамовой [6]. НТУ в виде тонкой (толщиной 12 мкм) развертывае-

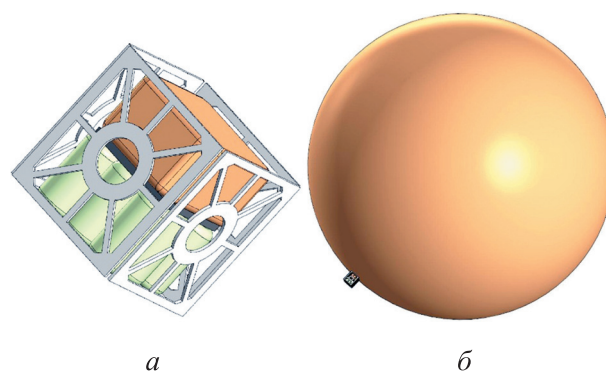


Рис. 2. Внешний вид МС типа CubeSat 1U с модулем НТУ в сложенном (а) и раскрытом состояниях (б)

мой оболочки из полиимидной пленки [7, 8] представляет собой один юнит МС типа CubeSat, который можно интегрировать в системы с большим количеством юнитов. Внешний вид МС типа CubeSat 1U с модулем НТУ в сложенном и раскрытом состояниях показан на рис. 2.

В качестве материала оболочки НТУ выступала алюминизированная полиимидная пленка толщиной 12 мкм, физико-механические характеристики полиимида приведены ниже [7, 8].

Физико-механические свойства полиимида

Плотность, кг/м ³	1420
Коэффициент теплового расширения, К ⁻¹ ...	3,1·10 ⁻⁵
Модуль Юнга E , МПа, при температуре 23/200 °С	2760/1100
Коэффициент Пуассона ν	0,34
Предел прочности σ_b , МПа, при температуре 23/200 °С	231/128
Теплопроводность λ , Вт/(м·К)	0,22
Коэффициент поглощения солнечного излучения A_s	0,15
Коэффициент поглощения собственного излучения Земли A	0,05
Коэффициент излучения ϵ	0,05
Максимальная рабочая температура, К	573

Анализ аэродинамического обтекания НТУ.

Согласно результатам предыдущей работы, наибольшие нагрузки оболочка испытывает на высоте полета $h = 100...200$ км. Поэтому для анализа напряженно-деформированного состояния выбран этот участок.

В целях получения более точной картины характера зависимости нагрузки от высоты полета составлена расчетная модель в программном комплексе OpenFoam в модуле dsmcfoam+ [9], моделирующая обтекание в выбранном диапазоне высоты полета с шагом $h = 10$ км. Использование среды OpenFoam является

Таблица 1

Режимы течения газа в зависимости от числа Кнудсена

Число Кнудсена	Режим
Менее 0,001	Сплошной
0,001...0,1	Скользкий
0,1...10	Переходный
Более 10	Свободномолекулярный

допустимым, так как в указанном диапазоне наблюдается разреженность атмосферы, не позволяющая применять классические подходы к расчету обтекания, используемые в таких программах, как Ansys Fluent.

Число Кнудсена определено по выражению [10]

$$Kn = \lambda_{100} / L_{\text{хар}} = 0,14393 / 3 = 0,05,$$

где λ_{100} — длина свободного пробега частиц на высоте полета $h = 100$ км, $\lambda_{100} = 0,14393$ [11]; $L_{\text{хар}}$ — характерный размер обтекаемого тела (диаметр оболочки), $L_{\text{хар}} = 3$ м.

Согласно классификации режимов течения потока газа в зависимости от числа Кнудсена (табл. 1), для выбранного диапазона высоты полета наблюдается область скользкого течения.

Параметры моделирования газовой среды.

В качестве газовой среды выступала модель пятикомпонентного газа (H_2 , O_2 , H , O , HO) [12],

химический состав которого при различных значениях высоты и скорости потока [11, 13], определенный в предыдущей части работы, приведены в табл. 2.

В результате расчета обтекания в среде OpenFoam получены поля давлений и плотности теплового потока, для наглядности на рис. 3 показаны зависимости этих параметров от высоты полета, в точке, противоположающей месту крепления МС к НТУ (см. рис. 2), где их значение максимально.

Составление расчетной модели теплового нагружения оболочки НТУ. Построение конечно-элементной модели оболочки (КЭМ). Так как толщина оболочки значительно меньше диаметра, для построения ее КЭМ целесообразно использовать плоские элементы и метод MultiZone. КЭМ оболочки НТУ (количество конечных элементов $N_{\text{эле}} = 6148$) приведена на рис. 4.

Задание закрепления ГТУ. Чтобы выполнить расчет в модуле Transient Thermal, необходимо задать закрепление. Для реалистичного моделирования реальных условий полета использована модель оболочки с фалом, в котором задавалось закрепление. Тип закрепления — заделка (fixed support) для круглой площадки фала, связывающего оболочку с корпусом МС (см. рис. 4).

Определение тепловых нагрузок на поверхность НТУ. На поверхность НТУ влияют два явления — нагрев встречным тепловым пото-

Таблица 2

Химический состав газа при различных значениях высоты полета и скорости течения потока

Высота полета h , км	Содержание компонентов в газе, %			Концентрация n , м^{-3}	Температура T , К	Скорость течения потока v , м/с
	O_2	N_2	O			
100	0,76	0,18	0,06	$1,17 \cdot 10^{19}$	196,6	7842,2
110	0,73	0,16	0,11	$2,09 \cdot 10^{18}$	255,5	7836,3
120	0,69	0,14	0,17	$5,78 \cdot 10^{17}$	334,4	7830,3
130	0,66	0,11	0,23	$2,37 \cdot 10^{17}$	447,0	7824,3
140	0,62	0,09	0,29	$1,07 \cdot 10^{17}$	559,6	7818,4
150	0,60	0,09	0,31	$5,19 \cdot 10^{16}$	627,6	7812,4
160	0,56	0,08	0,36	$3,16 \cdot 10^{16}$	695,6	7806,4
170	0,52	0,07	0,41	$2,05 \cdot 10^{16}$	735,3	7800,4
180	0,48	0,06	0,46	$1,41 \cdot 10^{16}$	775,0	7794,4
190	0,44	0,05	0,51	$9,86 \cdot 10^{15}$	814,7	7788,4
200	0,44	0,05	0,51	$7,23 \cdot 10^{15}$	854,4	7782,3

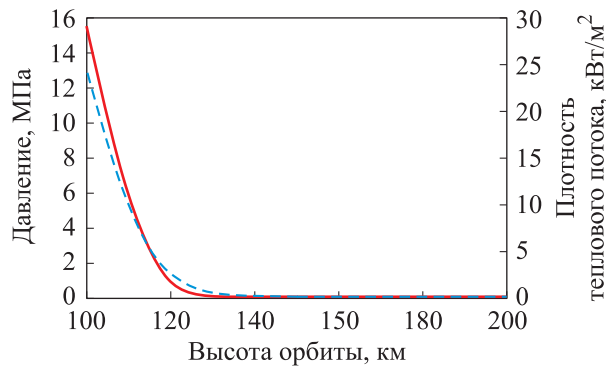


Рис. 3. Зависимости давления (—) и плотности теплового потока (---) в носовой части оболочки от высоты полета

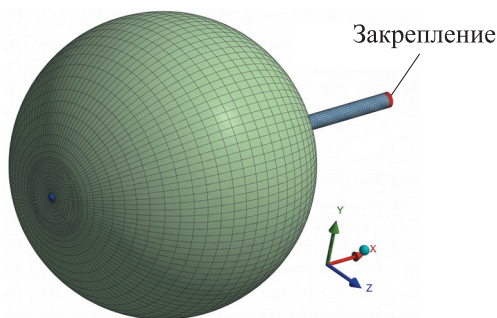


Рис. 4. КЭМ оболочки НТУ

ком частиц и радиационный обмен.

Нагрев встречным тепловым потоком частиц включает в себя нагрев от передачи кинетической энергии молекул при ударе о поверхность НТУ, химических реакций частиц вблизи оболочки, радиационного обмена между ударной волной и НТУ. С помощью OpenFoam можно определить распределение теплового потока в результате взаимодействия со встречным потоком частиц. С использованием постпроцессора ParaView получено поле потока, что было применено в качестве нагружения КЭМ оболочки.

Радиационный обмен. Здесь теплообмен происходит со стороны Солнца (коротковолновый спектр), собственного инфракрасного излучения Земли (длинноволновый спектр) отраженного космического излучения.

Радиационное взаимодействие оболочки НТУ с космическим пространством можно представить в виде уравнения теплового баланса [14]

$$A_s q_s F + A Q_0 + A_s Q_{s0} = \varepsilon \sigma_0 \bar{T}^4 F, \quad (1)$$

где $A_s q_s F$ — тепловой поток излучения Солнца; $q_s = 1367 \text{ Вт/м}^2$ — солнечная постоянная; F — освещенная площадь сферы, м^2 ; Q_0 — тепловой

поток собственного излучения Земли; Q_{s0} — тепловой поток солнечного излучения, отраженного от Земли; σ_0 — постоянная Стефана — Больцмана, $\sigma_0 = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ Вт/(м}^2 \cdot \text{К}^4)$; $\bar{T}$ — равновесная температура.

Из формулы (1) выражаем равновесную температуру [15]:

• в тени Земли

$$\bar{T}_1 = 279 \left(\frac{A_s}{\varepsilon} \right)^{0,25} \left(1 + \frac{1 - \alpha_s}{4 A_s / A} Z(h) + \alpha_s Y(0, h) \right)^{0,25};$$

• вне тени Земли

$$\bar{T}_2 = 279 \left(\frac{1 - \alpha_s}{4 A_s / A} Z(h) \right)^{0,25}.$$

Здесь α_s — альбедо Земли, $\alpha_s = 0,38$;

$$Z(h) = 2 \left[1 - \sqrt{1 - \frac{1}{(1 + h/R_3)^2}} \right];$$

$$Y(0, h) = \frac{2}{3} \left[2(1 + h/R_3) + \frac{1}{(1 + h/R_3)^2} - \left(2 + \frac{1}{(1 + h/R_3)^2} \right) \sqrt{\frac{1}{(1 + h/R_3)^2} - 1} \right],$$

где R_3 — радиус Земли.

Таким образом, при расположении МС вне тени Земли на него действуют три фактора: собственное излучение Земли, солнечное излучение и солнечное излучение, отраженное от Земли, а в тени Земли только один фактор — собственное излучение Земли.

При расчете равновесной температуры в диапазоне высоты полета $h = 100 \dots 200 \text{ км}$ получены значения, приведенные в табл. 3.

Результаты расчета нагрева оболочки НТУ. При расчете нагрева НТУ в диапазоне высоты полета $h = 100 \dots 200 \text{ км}$ получена графическая зависимость температуры оболочки от высоты полета при двух крайних положениях связки НТУ — МС в тени Земли и вне ее тени (рис. 5).

Значения максимальной температуры оболочки НТУ в тени Земли и вне ее тени при различных значениях высоты полета приведены в табл. 4.

Из таблицы следует, что в диапазоне высоты полета $h = 114,9 \dots 119,9 \text{ км}$ оболочка НТУ достигает предельных значений рабочих температур, где вследствие плавления происходит ее разрушение.

Таблица 3

Значения равновесной температуры
при различных значениях высоты полета

Высота полета h , км	Равновесная температура, К	
	вне тени Земли $\bar{T}_1$	в тени Земли $\bar{T}_2$
200	416,2	147,5
190	416,5	147,8
180	416,9	148,1
170	417,2	148,4
160	417,6	148,7
150	417,9	149,0
140	418,3	149,3
130	418,7	149,7
120	419,1	150,0
110	419,5	150,4
100	420,0	150,8

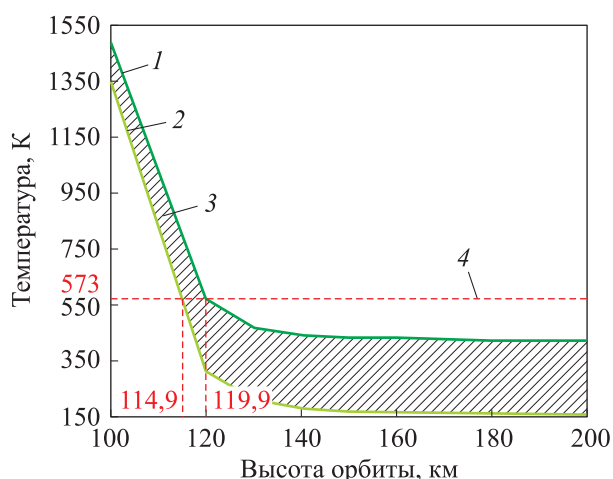


Рис. 5. Зависимости температуры НТУ от высоты полета h :

- 1 и 2 — нагрев со стороны встречного потока и излучения вне Земли и в ее тени соответственно;
3 — диапазон возможной температуры НТУ в зависимости от ориентации относительно Земли;
4 — предельная рабочая температура НТУ

Определение механических нагрузок на НТУ.
На поверхность оболочки действуют два фактора:

• давление со стороны встречного потока разреженных частиц; для его определения проведена серия расчетов в среде OpenFoam; полученные значения давления по поверхности задавались в виде поля давления в среде Ansys Static Structural;

Таблица 4

Значения максимальной температуры НТУ
в тени Земли и вне ее тени
при различных значениях высоты полета

Высота, км	Температура, К	Высота, км	Температура, К
100	1352,9/1485,3	160	161,1/429,7
110	828,2/1026,3	170	156,6/425,2
120	303,4/567,4	180	154,4/423,1
130	199,5/467,2	190	153,4/421,9
140	173,5/441,9	200	152,4/421,0
150	163,3/431,9	—	—

Примечание. В числителе дроби указаны значения в тени Земли, в знаменателе — вне тени Земли.

• надув оболочки внутренним газом из баллона; в качестве газа выбран азот; начальное давление в баллоне $p_6 = 30$ Па, начальная температура газа $T_0 = 300$ К.

С изменением температуры оболочки изменяется и давление в баллоне. Уравнение Менделеева — Клайперона позволяет определить его значение при различных температурах:

$$p_6 V_{06} = \frac{m}{M_{N_2}} RT, \quad (2)$$

где V_{06} — объем оболочки, m^3 ; m — масса газа, кг; M_{N_2} — молярная масса молекулы азота, $M_{N_2} = 0,028$ кг/моль; R — универсальная газовая постоянная, $R = 8,31$ Дж/(К·моль).

По уравнению Менделеева — Клайперона находим массу газа, чтобы затем ее использовать при подстановке в формулу (2) для получения давлений на различных высотах полета:

$$p_6 V_{06} = \frac{m}{M_{N_2}} RT_0 \rightarrow m = \frac{p \cdot \frac{4}{3} \pi \left(\frac{D}{2}\right)^3 M_{N_2}}{RT_0} =$$

$$= \frac{30 \cdot \frac{4}{3} \pi \left(\frac{3}{2}\right)^3 \cdot 0,028}{8,31 \cdot 300} = 2,38 \text{ кг.}$$

Определенное по формуле (2) внутреннее давление равномерно прикладывалось ко внутренней поверхности НТУ.

Таким образом, получаем расчетную модель, готовую для итерационных расчетов.

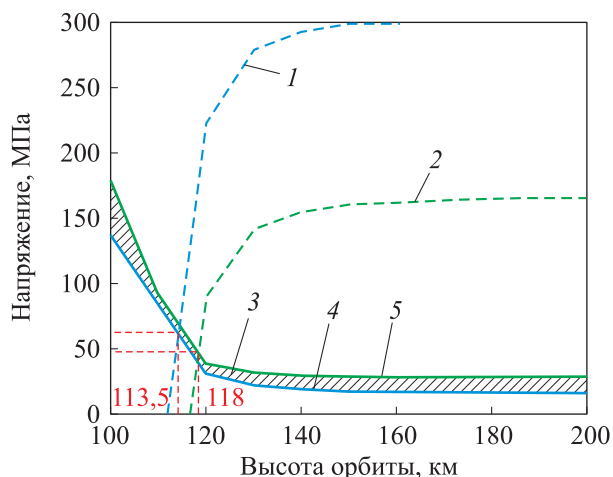


Рис. 6. Зависимости напряжения оболочки от высоты полета h :

- 1 и 2 — предел прочности материала оболочки в тени Земли и вне ее тени соответственно;
3 — диапазон возможного напряжения в оболочке в зависимости от ориентации относительно Земли;
4 и 5 — напряжения оболочки в тени Земли и вне ее тени соответственно

Таблица 5

Значения максимального напряжения оболочки для высот $h = 100 \dots 200$ км

Высота, км	Напряжение, МПа	Высота, км	Напряжение, МПа
100	179,57/178,21	160	2,35/2,81
110	87,99/85,99	170	2,15/2,78
120	14,23/12,82	180	2,03/2,77
130	7,36/6,05	190	1,99/2,76
140	3,45/2,91	200	1,94/2,75
150	2,66/2,83	—	—

Примечание. В числителе дроби указаны значения в тени Земли, в знаменателе — вне тени Земли.

Результаты расчета статической прочности оболочки. В ходе расчета нагрева оболочки НТУ при высоте полета $h = 100 \dots 200$ км получена графическая зависимость напряжения оболочки от высоты полета, приведенная на рис. 6.

Значения максимального напряжения оболочки НТУ в тени Земли и вне ее тени при различных значениях высоты полета приведены в табл. 5.

Установлено, что разрушение оболочки по критерию Мизеса происходит в диапазоне высоты полета $h = 113,5 \dots 118,0$ км.

Выводы

1. Сформированы подходы к анализу теплового и напряженно-деформированного состояний НТУ. Получена расчетная модель связанного теплового и статического анализа в среде Ansys.

2. По результатам расчета установлено, что высота начала плавления оболочки НТУ составляет 119,9 км, а высота разрушения оболочки по критерию эквивалентного напряжения — 118,0 км. Так как плавление оболочки происходит раньше разрушения, силовая схема конструкции не теряет работоспособность до момента исчерпания физических возможностей материала, и дополнительная доработка с целью увеличения прочности не требуется.

3. Создана методика определения траекторных параметров связки МС — НТУ, в которой структурирована последовательность анализа и расчета, позволяющая унифицировать подход к исследованию объектов такого типа.

Литература

- [1] Крестина А.В., Ткаченко И.С., Волгин С.С. и др. Устройство аэродинамической системы увода малого космического аппарата с орбиты. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, № 1, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-1-2143>
- [2] Комар Л.А., Пелевин А.Г., Осоргина И.В. и др. Надувная антенна для наноспутника. *Вестник Пермского федерального исследовательского центра*, 2019, № 4, с. 16–25, doi: <https://doi.org/10.7242/2658-705X/2019.4.2>
- [3] Allred R.E., Hoyt A.E., McElroy P.M. et al. UV rigidizable carbon-reinforced isogrid inflatable booms. *43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conf.*, 2002, paper 2002-1202, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2002-1202>
- [4] Nakasuka S. Simple and small de-orbiting package for nano-satellites using an inflatable balloon. *Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci.*, 2009, vol. 7, no. 26, pp. Tf31–Tf36, doi: https://doi.org/10.2322/tstj.7.Tf_31
- [5] Резник С.В., Абрамова Е.Н. Ключевые вопросы создания надувных тормозных устройств для увода вышедших из строя спутников в плотные слои атмосферы. Часть 1. Проектный облик. Движение в разреженной атмосфере. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2022, № 1, с. 1–10.

- заведений. *Машиностроение*, 2023, № 5, с. 101–111, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2023-5-101-111>
- [6] Абрамова Е.Н. *Методика выбора параметров надувного тормозного устройства малого космического аппарата*. Дисс. ... канд. тех. наук. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023. 125 с.
- [7] DuPont™ Kapton® HN. URL: <https://marianinc.com/wp-content/uploads/2024/09/EI-10206-Kapton-HN-Data-Sheet.pdf> (дата обращения: 20.01.2025).
- [8] Степень черноты и коэффициенты поглощения солнечной радиации алюминием и сплавами. URL: <https://www.ess-ltd.ru/elektro/stepen-chernoty-i-koeffitsienty-pogloscheniya-solnechnoy-radiacii-alyuminiem-i-splavami.html> (дата обращения: 20.01.2025).
- [9] White C., Borg M.K., Scanlon T.J. et al. DsmcFoam+: an OpenFOAM based direct simulation Monte Carlo solver. *Comput. Phys. Commun.*, 2018, vol. 224, pp. 22–43, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cpc.2017.09.030>
- [10] Голубев А.Г., Калутин В.Т., Луценко А.Ю. и др. *Аэродинамика ракет*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023. 336 с.
- [11] ГОСТ 4401–81. *Атмосфера стандартная. Параметры*. Москва, Изд-во стандартов, 2004. 165 с.
- [12] Palharini R.C. *Atmospheric reentry modelling using an open-source DSMC code*. PhD thesis. University Of Strathclyde, 2014. 205 p.
- [13] Allen C.W. *Astrophysical quantities*. Athlone Press, 1973. 320 p.
- [14] Зарубин В.С., Зимин В.Н., Кувыркин Г.Н. Распределение температуры сферической оболочки космического калибровочно-юстировочного аппарата. *Прикладная механика и техническая физика*, 2017, т. 58, № 6, с. 149–157, doi: <https://doi.org/10.15372/PMTF20170614>
- [15] Хегаб Т.М. Равновесное значение температуры спутника на низкой околоземной орбите. *Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2015, № 2. EDN: TSFDJP

References

- [1] Krestina A.V., Tkachenko I.S., Volgin S.S. et al. An aerodynamic de-orbiting system device for small satellites. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2022, no. 1, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-1-2143> (in Russ.).
- [2] Komar L.A., Pelevin A.G., Osorgina I.V. et al. Inflatable antenna for a nanosatellite. *Vestnik Permskogo federalnogo issledovatel'skogo tsentra* [Perm Federal Research Centre Journal], 2019, no. 4, pp. 16–25, doi: <https://doi.org/10.7242/2658-705X/2019.4.2> (in Russ.).
- [3] Allred R.E., Hoyt A.E., McElroy P.M. et al. UV rigidizable carbon-reinforced isogrid inflatable booms. *43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conf.*, 2002, paper 2002-1202, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2002-1202>
- [4] Nakasuka S. Simple and small de-orbiting package for nano-satellites using an inflatable balloon. *Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci.*, 2009, vol. 7, no. 26, pp. Tf31–Tf36, doi: https://doi.org/10.2322/tstj.7.Tf_31
- [5] Reznik S.V., Abramova E.N. Key issues of creating the inflatable braking devices for removal of the failed satellites into the atmosphere dense layers Part 1. Conceptual design. Motion in the rarefied atmosphere. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroyeniye* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2023, no. 5, pp. 101–111, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2023-5-101-111> (in Russ.).
- [6] Abramova E.N. *Metodika vybora parametrov naduvnogo tormoznogo ustroystva malogo kosmicheskogo apparata*. Diss. kand. tekhn. nauk [Methodology for selecting parameters of an inflatable braking device for a small spacecraft. Kand. tech. sci. diss.]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2023. 125 p. (In Russ.).
- [7] DuPont™ Kapton® HN. URL: <https://marianinc.com/wp-content/uploads/2024/09/EI-10206-Kapton-HN-Data-Sheet.pdf> (data obrashcheniya: 20.01.2025).

- [8] Stepen chernoty i koeffitsienty pogloshcheniya solnechnoy radiatsii alyuminiem i splavami. URL: <https://www.ess-ltd.ru/elektro/stepen-chernoty-i-koeffitsienty-pogloshcheniya-solnechnoy-radiatsii-alyuminiem-i-splavami.html> (data obrashcheniya: 20.01.2025).
- [9] White C., Borg M.K., Scanlon T.J. et al. DsmcFoam+: an OpenFOAM based direct simulation Monte Carlo solver. *Comput. Phys. Commun.*, 2018, vol. 224, pp. 22–43, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cpc.2017.09.030>
- [10] Golubev A.G., Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu. et al. *Aerodinamika raket* [Aerodynamics of rockets]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2023. 336 p. (In Russ.).
- [11] GOST 4401-81. *Atmosfera standartnaya. Parametry* [State standard GOST 4401-81. Standart atmosphere. Parameters]. Moscow, Izd-vo standartov Publ., 2004. 165 p. (In Russ.).
- [12] Palharini R.C. *Atmospheric reentry modelling using an open-source DSMC code*. PhD thesis. University Of Strathclyde, 2014. 205 p.
- [13] Allen C.W. *Astrophysical quantities*. Athlone Press, 1973. 320 p.
- [14] Zarubin V.S., Zimin V.N., Kuvyrkin G.N. Temperature distribution in the spherical shell of a gauge-alignment spacecraft. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika*, 2017, vol. 58, no. 6, pp. 149–157, doi: <https://doi.org/10.15372/PMTF20170614> (in Russ.). (Eng. version: *J. Appl. Mech. Tech. Phy.*, 2017, vol. 58, no. 14, pp. 1083–1090, doi: <https://doi.org/10.1134/S0021894417060141>)
- [15] Khagab T.M. Equilibrium temperature of a satellite in low Earth orbit. *Nauka i obrazovanie. MGTU im. N.E. Baumana* [Science & Education of the Bauman MSTU], 2015, no. 2. EDN: TSFDJP (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 11.11.2025

Информация об авторах

ГУСЕЛЬНИКОВ Артём Владимирович — инженер-конструктор третьей категории, отдел прочности и выносливости планера. ПАО «Яковлев» (125315, Москва, Российская Федерация, Ленинградский пр., д. 68, e-mail: a.v.guselnikov@gmail.com).

ФЕДЮНИНА Екатерина Руслановна — кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композиционные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: fedyunina.ekaterin@mail.ru).

ПРОСУНЦОВ Павел Викторович — доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космические композиционные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: pavel.prosuntsov@mail.ru).

Information about the authors

GUSELNIKOV Artem Vladimirovich — Design Engineer of the 3rd Category, Airframe Strength and Endurance Department. Public Joint Stock Company Yakovlev (125315, Moscow, Russian Federation, Leningradskiy Ave., Bldg. 68, e-mail: a.v.guselnikov@gmail.com).

FEDYUNINA Ekaterina Ruslanovna — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department Rocket and Space Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Bauman-skaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: fedyunina.ekaterin@mail.ru).

PROSUNTSOV Pavel Viktorovich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department Rocket and Space Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: pavel.prosuntsov@mail.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Гусельников А.В., Федюнина Е.Р., Просунцов П.В. Моделирование движения спутника типа CubeSat с надувным тормозным устройством. Часть 2. Анализ теплового и напряженно-деформированного состояния оболочки тормозного устройства. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2026, № 9, с. 119–127.

Please cite this article in English as:

Guselnikov A.V., Fedyunina E.R., Prosuntsov P.V. Modelling of CubeSat satellite motion with inflatable braking device. Part 2. Analysis of the thermal and stress-strain state of the inflatable braking device shell. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2026, no. 9, pp. 119–127.