

УДК 629.78

doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-119-132

Ключевые вопросы создания надувных тормозных устройств для увода вышедших из строя спутников в плотные слои атмосферы.

Часть 2. Анализ теплового режима в условиях комбинированного нагрева

С.В. Резник, Е.Н. Абрамова

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Key issues of creating the inflatable braking devices for removal of the failed satellites into the atmosphere dense layers.

Part 2. Analysis of the thermal regime under the combined heating conditions

S.V. Reznik, E.N. Abramova

Bauman Moscow State Technical University

Для снижения загрязнения низких околоземных орбит космическим мусором, состоящим из искусственных спутников, других космических аппаратов, элементов ракет-носителей и разгонных блоков, исчерпавших ресурс, перспективно применять надувные тормозные устройства. Простейший вариант такого устройства может представлять собой тонкостенную оболочку из полимерного материала, которая хранится в свернутом виде в транспортном контейнере спутника и надувается в нужный момент по команде, приобретая заданную конфигурацию. Большая площадь миделя оболочки обеспечивает увеличение силы торможения в сильно разреженной атмосфере и уменьшение скорости полета с последующим спуском в плотные слои атмосферы для ликвидации. Выбор рациональных параметров надувной оболочки тормозного устройства предусматривает решение достаточно сложных междисциплинарных задач. Среди них выделяется задача определения температурного состояния надувной оболочки, которое будет формироваться под действием потоков теплового излучения от Солнца, Земли и кинетического нагрева, вызванного движением в свободномолекулярной среде. Рассмотрены особенности теплообмена тонкостенной сферической оболочки надувного тормозного устройства, предназначенного для удаления отработавших ресурс наноспутников класса CubeSat, находящихся на низких околоземных орбитах.

Ключевые слова: космический мусор, удаление наноспутников, надувное тормозное устройство, полимерные пленки, моделирование температурного состояния, тепловой режим

The promising solution in reducing pollution of the low Earth orbits by space debris consisting of artificial satellites, other spacecraft and elements of the launch vehicles and upper stages that exhausted their resources lies in introduction of the inflatable braking devices. The simplest version of such a system could be a thin-walled shell made of polymeric mate-

rial being stored in a folded form in the satellite's transport container and being inflated at the right time on command acquiring the given configuration. Large area of the shell mid-section provides an increase in the braking force in the highly rarefied atmosphere and a decrease in the flight velocity followed by a descent into the atmosphere dense layers for liquidation. Selection of the rational parameters for the braking device inflatable shell provides for solution of rather complex interdisciplinary problems. Among them, the task of determining the inflatable shell temperature state is distinguished, which would be formed exposed to action of the thermal radiation fluxes from the Sun, the Earth and kinetic heating caused by motion in the free molecular medium. Heat transfer specifics of the thin-walled spherical shell of an inflatable braking device designed to remove the obsolete CubeSat-class nanosatellites positioned in the low Earth orbits were considered.

Keywords: space debris, nanosatellite removal, inflatable braking device, polymer films, temperature state simulation, thermal mode

На околоземных орбитах скопилось большое количество космического мусора, состоящего из вышедших из строя объектов ракетно-космической техники [1]. Для решения этой проблемы можно использовать различные средства [2–10], в том числе надувные тормозные устройства (НТУ) [11].

Рациональные параметры НТУ для увода с околоземных орбит вышедших из строя объектов ракетно-космической техники в плотные слои атмосферы невозможно выбрать без анализа теплового режима надувной оболочки. В рамках системного подхода такой анализ должен быть междисциплинарным и включать в себя вопросы баллистики, аэродинамики, теплофизики, механики и материаловедения. В работе [11] сформулированы требования к проектному облику НТУ и приведены результаты моделирования движения связки спутник — НТУ в разреженной атмосфере.

Анализ предшествующих работ. Краткий обзор тепловых режимов разнообразных тонкопленочных ракетно-космических конструкций, в том числе с надувными оболочками, приведен в публикации [12]. Наиболее близкими к НТУ по конструкции являются пассивные спутники-ретрансляторы радиосигналов и надувные экраны для тепловой защиты баков космических аппаратов с криогенными компонентами топлива.

С 1958 г. в США проводились работы по искусственным спутникам Земли в форме надувных сферических оболочек (Echo-1, Echo-2, Big Shot-2, Pageos, Explorer, OV1-8 и др.), применяемых в качестве ретрансляторов радиосигналов, радиомаяков, для изучения давления солнечного света и плотности разреженной атмосферы, метеороидной опасности [13–17].

Для проверки идеи глобальной радиосвязи посредством группы спутников-ретрансляторов 12 августа 1960 г. NASA вывела на орбиту (перигей 1520 км, апогей 1687 км, наклонение 48°) искусственный спутник Echo-1 массой 76 кг (рис. 1). Его оболочка диаметром 30,5 м была изготовлена из покрытой алюминием полиэтилентерефталатной пленки марки Mylar общей толщиной 12,7 мкм [14, 15].

Ввиду жестких весовых ограничений принципиальное значение имел выбор внутреннего давления. Для газонаполнения оболочки Echo-1 использовалось сублимирующее вещество антрахинон. Наддув оболочки Echo-1 до давления 1,32 Па происходил при температуре 293 К. В других случаях применялись ацетамид и бензойная кислота, весьма чувствительные к уровню температуры, и газообразный азот.

Оболочка спутника Echo-2 массой 256 кг и диаметром 41,3 м, запущенного 25 января 1964 г., изготавливалась из пленки той же мар-



Рис. 1. Внешний вид спутника Echo-1

ки общей толщиной 17,8 мкм с двусторонним алюминиевым покрытием. Оболочка была рассчитана на предельное давление 28 Па. Спутник был выведен на более низкую орбиту (перигей 1032 км, апогей 1315 км, наклонение 85,5°). Установка радиопередатчика на спутнике Echo-2 потребовала обеспечения теплового режима в интервале 263...333 К.

В 1961–1975 гг. NASA провело четыре успешных запуска спутников серии Explorer (рис. 2) [16]. Надувные оболочки спутников диаметром 3,7 м имели массу 7,0...9,4 кг. На орбиту оболочка спутника выводилась в контейнере цилиндрической формы диаметром 216 мм и длиной 483 мм.

Оболочка изготавливалась из пленки марки Mylar и покрывалась слоем алюминия. На внешнюю поверхность дополнительно наносилось мозаичное покрытие в виде дисков из оксида цинка для обеспечения заданного теплового режима бортового радиопередатчика мощностью 15 мВт, работающего на частоте 136 МГц, и аккумуляторов. Так, на спутнике Explorer-39 четвертую часть поверхности занимали 4000 дисков диаметром 63,5 мм из ZnO. Электропитание поступало от солнечных батарей.

Параметры орбит спутников серии Explorer с надувной оболочкой [16] имели определенное сходство (см. таблицу), однако вывести четкую зависимость, связывающую продолжительность их пребывания на орбите от ее параметров, не представляется возможным.

История спутников Explorer интересна высокой «живучестью» тонкостенных оболочек из полимерной металлизированной пленки. В то же время очевидно, что тормозной эффект в указанном диапазоне высот у спутников с площадью миделя 10,75 м² оказался мал и не вызвал быстрого снижения в плотные слои атмосферы.

С учетом жестких ограничений по массе и стремления к быстрому выводу элементов кос-

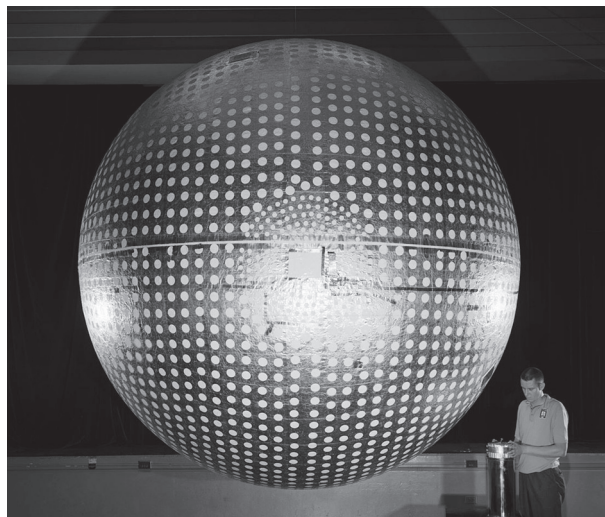


Рис. 2. Внешний вид спутника Explorer-24

мического мусора в плотные слои атмосферы целесообразно использовать НТУ на низких околоземных орбитах. Этот вывод подтверждают результаты моделирования [11, 17].

В начале 1960-х годов США приступили к разработке программ пилотируемых полетов к Луне и Марсу. До конца десятилетия планировалось высадиться на Луну, а в 1982 г. совершить полет на Марс. Одной из острых проблем при длительном полете считалась необходимость уменьшения испарения жидкого водорода, который служил рабочим телом ядерного ракетного двигателя, создаваемого по программе NERVA.

В связи с этим возникла идея использовать наряду с традиционной теплоизоляцией поверхности бакового отсека тепловой экран в форме непрозрачной надувной тонкостенной оболочки, затеняющей хвостовую часть космического корабля от прямого солнечного излучения [18]. Схема марсианского космического корабля с тепловым экраном, реконструированная по материалам работы [18], приведена на рис. 3, где стрелкой показано направление полета.

Параметры орбит спутников серии Explorer с надувной оболочкой

Модель спутника	Перигей/апогей, км	Наклонение, град	Продолжительность пребывания, годы
Explorer-9	634/2583	38,86	Около 3
Explorer-19	590/2394	78,62	17,5
Explorer-24	525/2498	81,36	Около 4
Explorer-39	670/2538	80,66	Около 12

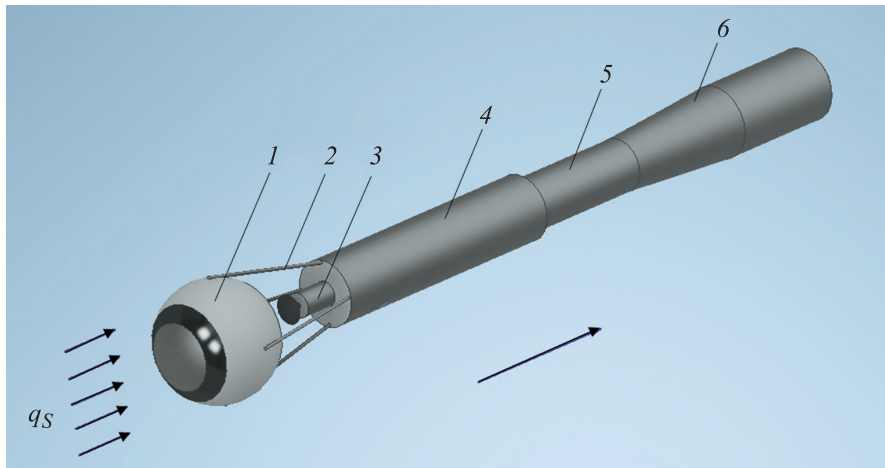


Рис. 3. Схема марсианского космического корабля:
1 — тепловой экран; 2 — крепление; 3 — ядерный ракетный двигатель; 4 — баковый отсек;
5 и 6 — отсек экипажа и спускаемых аппаратов; q_s — тепловой поток от Солнца

Натурная конструкция экрана должна была иметь диаметр 18,3 м, отстоять от бака с жидким водородом на 13 м и допускать отклонение от продольной оси корабля на $\pm 5^\circ$. Конструкционным материалом надувной оболочки служила пленка марки Мулар толщиной 19 мкм с двусторонним покрытием из алюминия (толщина каждого слоя 4,6 мм) и степенью черноты $\epsilon = 0,025$.

В ходе расчетно-теоретических исследований выявлена целесообразность установки внутри оболочки мембран радиационных экранов с низкой степенью черноты $\epsilon = 0,025$ и нанесения кольцевых полос из науглероженной полиэфирной краски с высокой степенью черноты $\epsilon = 0,75$ на внешней и внутренней поверхностях полусферы, заключенных между углами 120 и 180° от подсолнечной точки.

Обращенная к Солнцу поверхность имела дополнительное хроматное конверсионное покрытие из алодина с поглощательной способностью в коротковолновом спектре Солнца $A_s = 0,3$ и степенью черноты $\epsilon = 0,52$. Снижению теплопритоков к холодной части оболочки способствовало нанесение на внутреннюю поверхность отверждающегося пенополиуретана с открытыми порами и высокой степенью черноты $\epsilon = 0,8$ [18–21].

Для подтверждения результатов теплового проектирования проведены испытания масштабно уменьшенных моделей с воспроизведением условий работы в термовакуумной камере. В результате комплексного моделирования показано, что температура поверхности оболочки, обращенной к баку с жидким водо-

родом не превысила 115 К, что обеспечит минимальные потери водорода при полете к Марсу [22].

Создание космических конструкций с надувной оболочкой стимулировало разработку моделей и методов решения задач теплообмена, учитывающих особенности формы, размеров, материалов, покрытий и характер внешних нагрузок. В некоторых ранних работах задачи теплообмена тонкостенных оболочек решались аналитическими методами в линеаризованной постановке без учета температурных зависимостей теплофизических характеристик материалов и для осредненных значений оптических свойств покрытий [23–26].

Тепловая модель вращающегося спутника [23] включала в себя уравнение нестационарной теплопроводности в сферических координатах при трехмерной постановке с внутренними источниками теплоты, отождествляющими вклад излучений — прямого солнечного, испускаемого внешней и внутренней поверхностями и поглощаемого внутренней поверхностью.

Благодаря введенным допущениям об отсутствии перепада температуры по толщине и исчезающе низкой теплопроводности материала, задача свелась к определению температуры излучающей полой сферы. Радиационный теплообмен внутри сферы рассчитывался с учетом углового коэффициента облученности по методу натянутых нитей.

В другой работе того же автора [24] исследовано температурное состояние сферической оболочки из материала с низкой теплопровод-

ностью в условиях теплосмен, вызванных заходами в тень Земли.

В статье [26] рассмотрены модели теплообмена внутри сферической оболочки, заполненной идеальным газом. Граничные условия на внешней поверхности соответствовали распределению поглощенного потока излучения по закону косинуса, а на внутренней поверхности — закону Ньютона с эффективным коэффициентом теплообмена, что свидетельствует о линеаризованной постановке задачи.

В работе [27] для решения задачи теплообмена сферической оболочки в космосе использован усовершенствованный асимптотический метод. Отмечено, что вблизи тени аналитическое решение [24] имело большое расхождение с результатами полученных ранее численных расчетов [25].

В публикации [28] рассмотрены задачи определения температурного состояния неподвижной и вращающейся тонкостенной непрозрачной сферической оболочки, нагреваемой в космосе солнечным излучением. Предполагалось, что температурный перепад по толщине оболочки отсутствует, а передача теплоты по ее поверхности пренебрежимо мала.

В трудах [29, 30] разработана нелинейная модель теплообмена тонкостенной оболочки космического аппарата. Модель использована для определения температуры оболочки, теплоизолированной с внутренней поверхности и неравномерно облучаемой с наружной поверхности. Выведены выражения для определения температурного состояния оболочки в окрестности скачка равновесной температуры поверхности и в зоне затененной полосы.

Полезные сведения о температурном состоянии тел канонической формы (пластины, цилиндра, шара) приведены в работе [31]. В частности, для быстровращающейся сферы из высокотеплопроводного материала с отношением $A_s/\varepsilon = 1$, нагреваемого потоком солнечного излучения плотностью 1400 Вт/м^2 , равновесная температура должна составлять 300 К .

По результатам проведенного анализа можно заключить, что в перечисленных работах исследован нагрев оболочек только потоками теплового излучения от Солнца и Земли без учета вклада кинетического нагрева в сильно разреженной атмосфере.

Цель работы — определение закономерностей изменения температурного состояния оболочки НТУ, формирующейся под комбини-

рованным воздействием солнечного и кинетического нагрева, при движении с низкой околоземной орбиты до входа в плотные слои атмосферы для последующей ликвидации.

В качестве объекта исследования выступала оболочка НТУ спутника CubeSat, состоящего из двух модулей и отвечающего стандарту 2U, т. е. с размерами $200 \times 100 \times 100 \text{ мм}^3$ и начальной массой $2,66 \text{ кг}$.

Содержательная постановка задачи теплообмена. Рассмотрено устойчивое движение связки спутник — НТУ по низкой околоземной орбите. Размеры спутника меньше, чем у сферической тонкостенной оболочки НТУ, а их тепловое взаимодействие пренебрежимо мало. Отражение излучения носило зеркально-диффузный характер, учитывалось переизлучение внутри оболочки. Теплопроводность заполняющего оболочку газа и конвективный теплообмен внутри оболочки пренебрежимо малы. Перепад температуры по толщине оболочки не учитывался. Предполагалось, что в процессе орбитального движения форма оболочки остается неизменной.

Программа изменения высоты орбиты известна по результатам предварительного исследования [11]. Требовалось определить зависимость температуры оболочки от высоты орбиты и установить момент времени, при котором будет превышена предельно допустимая температура конструкционного материала. Для полиимидной пленки эта температура выбрана равной $350 \text{ }^\circ\text{C}$ [32]. Диаметр оболочки — 3 м , толщина — 20 мкм .

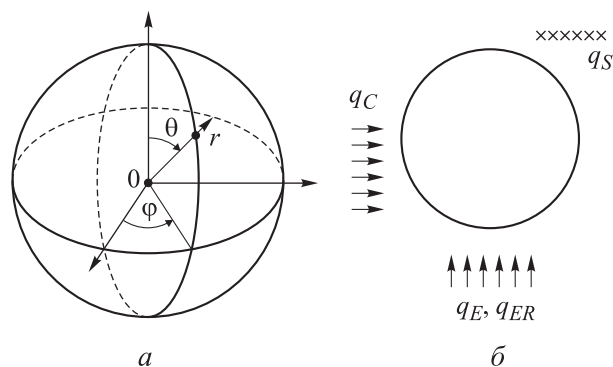


Рис. 4. Схема нагрева сферической оболочки НТУ: а — система координат; б — тепловые потоки, подводимые к оболочке:

- q_C — конвективный тепловой поток, вызванный столкновением с молекулами воздуха;
- q_E — поток собственного излучения Земли;
- q_{ER} — поток отраженного от Земли солнечного излучения;
- q_S — поток прямого солнечного излучения

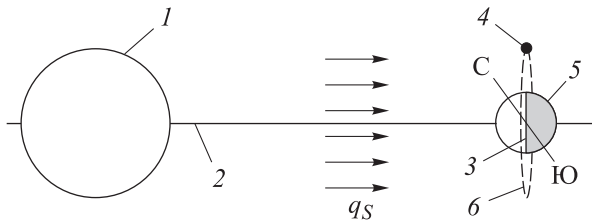


Рис. 5. Схема орбитального движения оболочки НТУ:

- 1 — Солнце; 2 — плоскость эклиптики;
3 — линия терминатора;
4 и 6 — оболочка и орбита НТУ;
5 — Земля; С — север; Ю — юг

Предполагалось, что оболочка движется по солнечно-синхронной круговой орбите над терминатором с наклоном $96,5^\circ$, снижаясь с высоты 300 км, сохраняя пространственную ориентацию.

Процесс нагрева оболочки можно описать моделью радиационно-кондуктивного теплообмена (рис. 4 и 5).

Уравнение нестационарной нелинейной теплопроводности для сферической оболочки имеет вид

$$\begin{aligned} c\rho(T)\frac{\partial T}{\partial \tau} = & \frac{1}{r^2}\frac{\partial}{\partial r}\left[\lambda_r(T)r^2\frac{\partial T}{\partial r}\right] + \\ & + \frac{1}{r^2\sin\theta}\frac{\partial}{\partial \theta}\left[\lambda_\theta(T)\sin\theta\frac{\partial T}{\partial \theta}\right] + \\ & + \frac{1}{r^2\sin\theta}\lambda_\varphi(T)\frac{\partial^2 T}{\partial \varphi^2}, \end{aligned} \quad (1)$$

где c — удельная теплоемкость материала оболочки; ρ — плотность материала оболочки; T — температура; τ — время; r , θ , φ — сферические координаты; λ_r , λ_θ и λ_φ — теплопроводность в направлении координаты r , θ и φ соответственно.

Для тонкостенной оболочки из полимерной пленки (металлизированной или без покрытия) в силу малого термического сопротивления в радиальном направлении можно опустить первый член правой части уравнения (1). Кроме того, пленку можно считать изотропным материалом, а значит, будет справедливым выражение

$$\lambda_\theta = \lambda_\varphi = \lambda.$$

В предположении о слабой зависимости теплофизических свойств материала оболочки от температуры уравнение (1) примет вид

$$c\rho\frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\lambda}{r^2\sin\theta}\frac{\partial}{\partial \theta}\left(\sin\theta\frac{\partial T}{\partial \theta}\right) + \frac{\lambda}{r^2\sin\theta}\left(\frac{\partial^2 T}{\partial \varphi^2}\right). \quad (2)$$

Для учета особенностей радиационно-кондуктивного теплообмена уравнение (2) можно представить как

$$\begin{aligned} h c \rho \frac{\partial T}{\partial \tau} = & \frac{h \lambda}{r^2 \sin \theta} \frac{\partial}{\partial \theta} \left(\sin \theta \frac{\partial T}{\partial \theta} \right) + \frac{h \lambda}{r^2 \sin \theta} \left(\frac{\partial^2 T}{\partial \varphi^2} \right) + \\ & + \mu_s A_s q_s(\tau, \theta, \varphi) + \mu_L \varepsilon_L [q_E(\tau, \theta, \varphi) + \\ & + q_{ER}(\tau, \theta, \varphi)] - (1 - A_s) \mu_s \sigma T^4 - \varepsilon_L \mu_L \sigma T^4 + \\ & + q_K(\tau, \theta, \varphi) - \varepsilon_{inL} \sigma T^4(\varphi, \theta) + \\ & + \varepsilon_{inL} \sigma \frac{1}{4\pi} \int_0^{4\pi} T^4(\varphi^*, \theta^*) d\varphi^* d\theta^*; \end{aligned} \quad (3)$$

$$\tau = 0 \rightarrow T = T_0(\theta, \varphi), \quad (4)$$

где h — толщина оболочки; μ_s и μ_L — доля внешнего потока излучения в коротко- (спектр Солнца) и длинноволновом (спектр Земли) диапазоне; ε_L и ε_{inL} — степень черноты в длинноволновом диапазоне внешней и внутренней поверхности оболочки; σ — постоянная Стефана — Больцмана; φ^* , θ^* — переменные интегрирования для определения теплового потока, обусловленного переизлучением внутри оболочки.

Результаты численного моделирования теплообмена сферической оболочки НТУ. Решение задачи складывалось из двух частей: нахождения условий спуска и комбинированного теплового нагружения оболочки и определения температурного состояния тонкостенной оболочки.

По характеру обтекания на различных высотах и особенностям определения теплового потока, вызванного столкновением с молекулами, активную работу НТУ можно подразделить на два этапа:

- кинетический (или конвективный) нагрев в свободномолекулярном режиме обтекания;
- кинетический (или конвективный) нагрев в переходном режиме обтекания.

Границы применимости моделей среды можно задать по числу Кнудсена [33]

$$\text{Kn} = \frac{l}{L},$$

где l — длина свободного пробега; L — характерный размер тела.

Для числа Кнудсена $\text{Kn} > 10$ применима модель свободномолекулярного обтекания. Границу применимости моделей среды также

можно определить с помощью безразмерного коэффициента разреженности [34, 35]

$$K^2 = \frac{Re_\infty \mu_\infty T_*}{\gamma M_\infty^2 \mu_* T_\infty},$$

где Re_∞ , μ_∞ , T_∞ и M_∞ — число Рейнольдса, коэффициент динамической вязкости, температура и число Маха для невозмущенного потока соответственно; T_* — характерная температура газа, $T_* = (T_T + T_w)/2$ (T_T — температура торможения; T_w — температура стенки); μ_* — динамическая вязкость при характерной температуре газа T_* .

На первом этапе тепловой поток, вызванный взаимодействием молекул газа с поверхностью при движении в свободномолекулярном режиме с учетом полной аккомодации, определяли по формуле [33]

$$q_C = \frac{\rho_f v^3}{2},$$

где ρ_f — плотность внешней среды; v — скорость орбитального движения оболочки.

На втором этапе тепловой поток, возникающий при столкновении с молекулами воздуха в переходном режиме, рассчитывали по выражению

$$q_C = St(K^2) \frac{\rho_f v^3}{2},$$

где $St(K^2)$ — корректирующая функция Стантона, значение которой зависит от безразмерного коэффициента разреженности K^2 [36].

Поток собственного излучения Земли и поток отраженного от Земли солнечного излучения вычисляли по следующим формулам [31, 37]:

$$q_E = \left(\frac{R_E}{R_E + H} \right)^2 q_S \frac{1 - \alpha_E}{4};$$

$$q_{ER} = \left(\frac{R_E}{R_E + H} \right)^2 \frac{\alpha_E q_S}{2},$$

где R_E — радиус Земли; H — высота орбиты; α_E — альbedo Земли.

Поток прямого солнечного излучения q_S , зависящий от времени года и активности Солнца, принят равным 1414 Вт/м^2 . Альbedo Земли зависит от состояния поверхности Земли, над которой происходит движение спутника, и может меняться в пределах $0,2 \dots 0,7$ [38]. Для расчетов выбрано среднее значение альbedo Земли $\alpha_E = 0,39$.

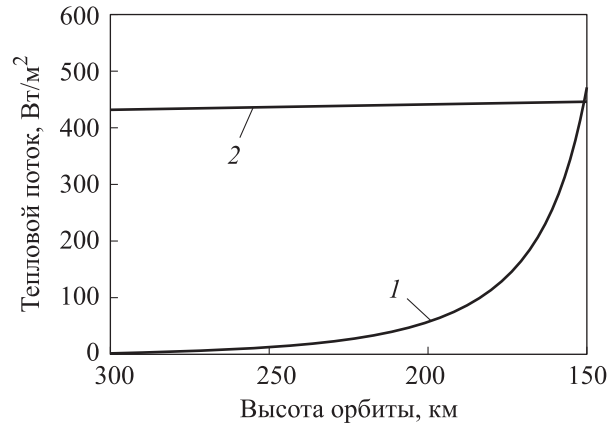


Рис. 6. Зависимости конвективного теплового потока (1) и теплового потока собственного излучения Земли (2) от высоты орбиты спутника

Результаты определения кинетического теплового потока, вызванного столкновением с молекулами воздуха, и теплового потока собственного излучения Земли для разных высот орбиты спутника с использованием справочных данных [39] приведены на рис. 6.

При определении температурного состояния следует учитывать излучательную и поглощательную способности материала. Оптические свойства полиимидной пленки без покрытия заимствованы из работы [40], а для металлизированной пленки соответствовали таковым полированного алюминия [41]. Теплопроводность пленки без покрытия принята равной $0,12 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$ [42]. Для пленки с покрытием теплопроводность, рассчитанная по формулам, приведенным в работе [43], составляла $0,16 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$. Для полиимида удельная теплоемкость задана равной $1000 \text{ Дж/(кг}\cdot\text{К)}$, для металлизированной пленки определялась по правилу смесей.

Моделирование нагрева оболочки во время орбитального полета проведено в модуле Space System Thermal программного комплекса Siemens NX PLM с использованием метода конечных элементов, количество которых составляло 2072.

Результаты численного моделирования теплообмена сферической оболочки НТУ. В момент раскрытия оболочки предполагалось, что ее температура составляет $20 \text{ }^\circ\text{C}$. Температурное состояние оболочек без покрытия и с металлическим покрытием, соответствующее достижению температурного равновесия на высоте 300 км , показано на рис. 7.

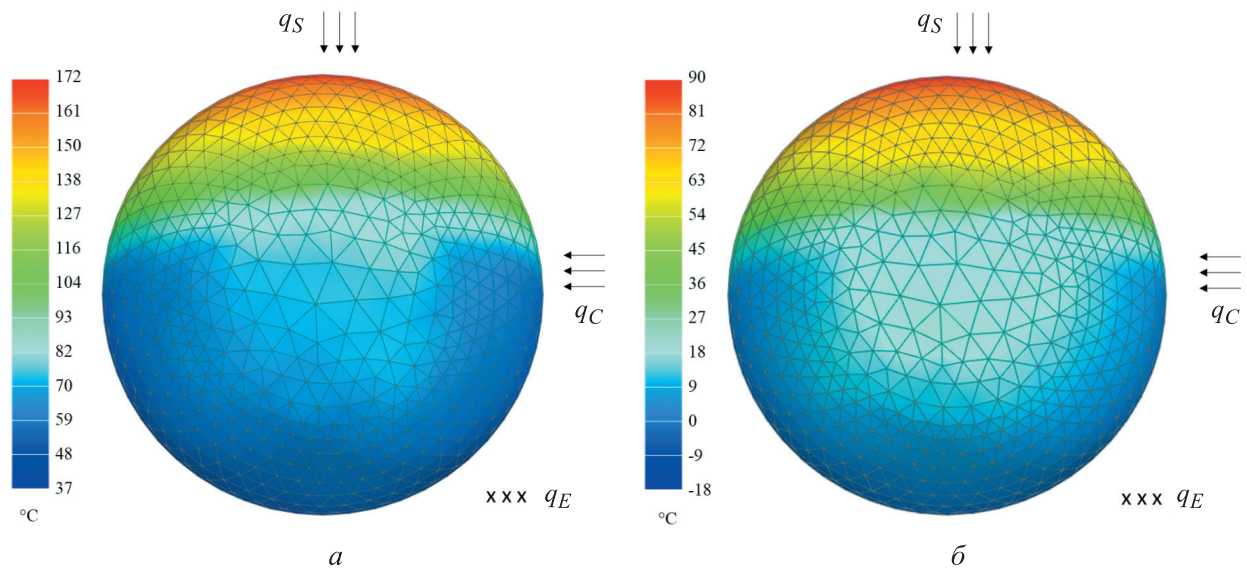


Рис. 7. Температурные поля оболочек без покрытия (а) и с металлическим покрытием (б) на высоте 300 км

При уменьшении высоты орбиты на температурное состояние оболочки все большее влияние начинает оказывать кинетический нагрев. На высоте 144 км (граница свободномолекулярного и переходного режимов) температурное состояние заметно изменяется (рис. 8), область наибольшего нагрева смещается.

Так, температура в точке *A* определяется главным образом воздействием прямого солнечного излучения. На температуру в точке *B* сильное влияние оказывает кинетический нагрев и отчасти нагрев потоками излучения, уходящими от Земли. Точка *C* — наиболее нагретая точка поверхности из-за совокупного вклада солнечного и кинетического нагрева.

В силу заметно меньшей интенсивности потоков теплового излучения, уходящих от Земли, по сравнению с прямым солнечным излучением, температура в точке *D* ниже, чем в точках *A*, *C* и *B*. Естественно, что в теневой зоне для потока прямого солнечного излучения и воздействия кинетического теплового потока минимальные значения температуры устанавливаются в точке *E*.

Ожидаемый характер изменения температуры различных точек на поверхности оболочки в зависимости от высоты орбиты показан на рис. 9, где красная горизонтальная линия соответствует предельно допустимой температуре материала оболочки 350 °С.

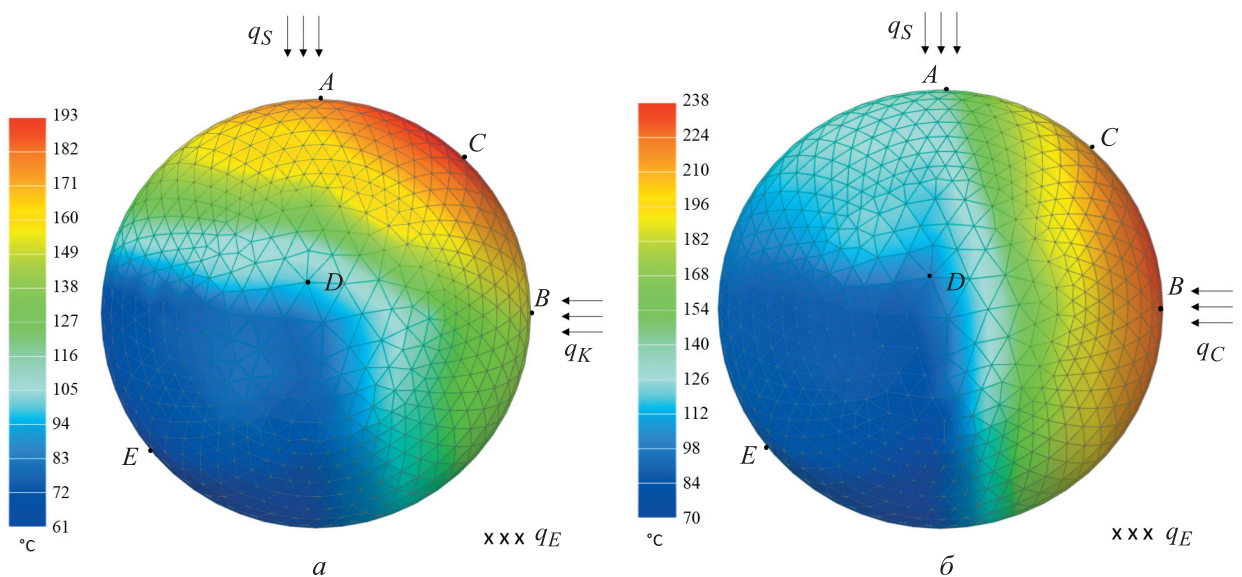


Рис. 8. Температурные поля оболочек без покрытия (а) и с металлическим покрытием (б) на высоте 144 км

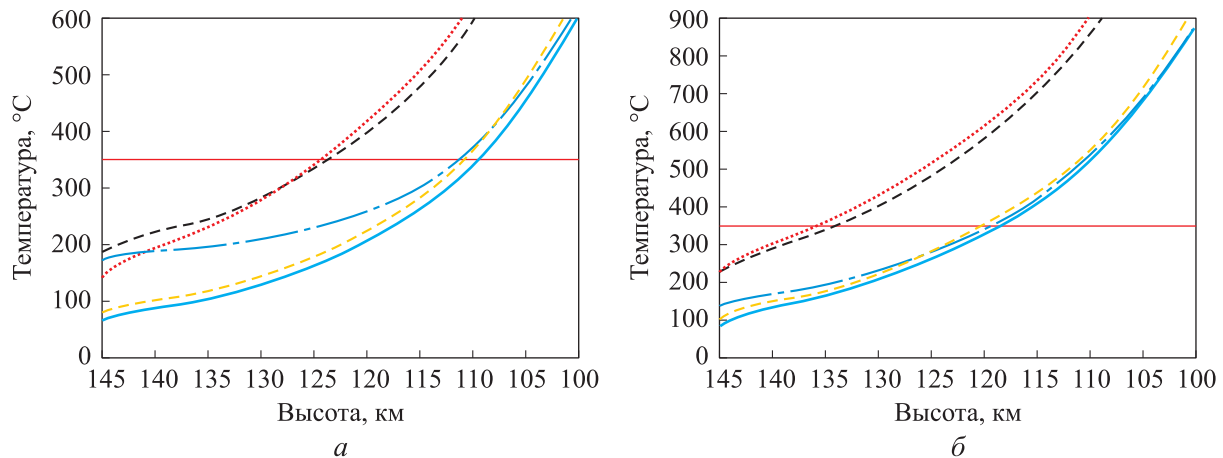


Рис. 9. Зависимости температуры в характерных точках A (---), B (.....), C (---), D (---) и E (—) оболочек без покрытия (а) и с металлическим покрытием (б) при снижении высоты от 145 до 100 км

При движении в переходном режиме происходит резкое увеличение плотности кинетического теплового потока. Рассматривая температурное состояние характерных точек, можно заключить, что оболочка без покрытия разрушится на высоте 124 км, а металлизированная оболочка — на высоте 135 км. За разрушение оболочки принят момент, когда температура в любой точке поверхности становится больше 350 °С.

Выводы

1. Одной из ключевых задач создания НТУ для увода вышедших из строя спутников в плотные слои атмосферы является анализ теплового режима наддувной оболочки. Эту задачу

можно решить в рамках системного подхода с привлечением методов баллистики, аэродинамики, теплофизики, механики и материаловедения.

2. Разработана методика численного моделирования температурного состояния тонкостенных сферических оболочек, учитывающая комбинированный характер нагрева за счет потоков излучения от Солнца, Земли и кинетического теплового потока, вызванного движением в разреженной атмосфере.

3. Показано, что НТУ сферической формы диаметром 3 м, выполненное из металлизированной полиимидной пленки, может обеспечить увод спутника CubeSat стандарта 2U в плотные слои атмосферы и гарантированно разрушиться на высоте 135 км.

Литература

- [1] Кисиленко В.С., Макаров Н.Ю., Марчук В.А. и др. Космический мусор в области низких околоземных орбит и эффект Кесслера. *Космонавтика и ракетостроение*, 2022, № 2, с. 89–98.
- [2] Рыжков В.В., Сулинов А.В. Двигательные установки и ракетные двигатели малой тяги на различных физических принципах для систем управления малых и сверхмалых космических аппаратов. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2018, № 4, т. 17, с. 115–128, doi: <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2018-17-4-115-128>
- [3] Леонов А.Г., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. *Космические аппараты для утилизации космического мусора*. Москва, ВПК НПО Машиностроения, 2019. 48 с.
- [4] Баркова М.Е. Космический аппарат для утилизации космического мусора. *Труды МАИ*, 2018, № 103. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=100712>
- [5] Пикалов Р.С., Юдинцев В.В. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора. *Труды МАИ*, 2018, № 100. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=93299>

- [6] Sarego G., Olivieri L., Valmorbidia A. et al. Deployment requirements for deorbiting electrodynamic tether technology. *CEAS Space J.*, 2021, vol. 13, no. 4, pp. 567–581, doi: <https://doi.org/10.1007/s12567-021-00349-5>
- [7] Estable S., Pruvost C., Ferreira E. et al. Capturing and deorbiting Envisat with an Airbus Spacetug. Results from the ESA e.Deorbit consolidation phase study. *J. Space Saf. Eng.*, 2020, vol. 7, no. 1, pp. 52–66, doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.jsse.2020.01.003>
- [8] Jason L.F., Aglietti G.S., Fellwes S. et al. The active space debris removal mission RemoveDebris. Part 1: From concept to launch. *Acta Astronaut.*, 2020, vol. 168, pp. 293–309, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.09.002>
- [9] 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>
- [10] Юдин А.Д. *Разработка способа увода наноспутников CubeSat с низких околоземных орбит*. Дисс. ... канд. тех. наук. Москва, МАИ, 2021. 139 с.
- [11] 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*, 2023, № 5, с. 101–111, doi: <https://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2023-5-101-111>
- [12] Алифанов О.М., Вабищевич П.Н., Михайлов В.В. *Основы идентификации и проектирования тепловых процессов и систем*. Москва, Логос, 2001. 400 с.
- [13] Катлер Л. Проблемы неориентированных пассивных спутников-ретрансляторов. *Ракетная техника*, 1962, № 9, с. 109–110.
- [14] Burke J.R. Passive satellite development and technology. *Astronautics and Aerospace Engineering*, 1963, vol. 1, no. 8, pp. 72–75.
- [15] Wilson A. A history of balloon satellites. *J. Br. Interplanet. Soc.*, 1981, vol. 34, no. 1, pp. 10–22.
- [16] Harvey V. *Discovering the cosmos with small spacecraft*. Springer, 2018. 284 p.
- [17] Голомазов М.М., Иванков А.А. Программный комплекс для разработки систем тепловой защиты космических аппаратов, спускаемых в атмосферах планет. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2017, № 3, с. 41–53.
- [18] Stark J.A., Leonhard K.E., Bennet F.O. *Cryogenic thermal control technology summaries*. Contractor report NASA CR-134747, 1974. 142 p.
- [19] Barry D.G., Jones L.R. Lightweight inflatable shadow shields for cryogenic space vehicles. *J Spacecr. Rockets*, 1966, vol. 3, no. 5, pp. 722–727, doi: <https://doi.org/10.2514/3.28519>
- [20] Marshall J.E., Jones L.R. Inflatable solar shields for cryogenic space vehicles. *Proc. 18-th Int. Astronautical Congress*. Vol. 2. London, Pergamon Press, 1968, pp. 229–236.
- [21] Clifton J.V., Doughty R.D., Jones L.R. Development and testing of expandable rigidizable solar shields for protection of cryogenic propellants in space. *Proc. 11-th AIAA/ASME Structures, Structural Dynamics, and Materials Conf.* New York, AIAA, 1970, art. 70A27131.
- [22] Джонс Д. Тепловые испытания надувных солнечных экранов для космических аппаратов с криогенным топливом. В: *Теплообмен и тепловой режим космических аппаратов*. Москва, Мир, 1974, с. 460–481.
- [23] Нрыцак Р. Temperature distribution in a spinning spherical space vehicle. *AIAA J.*, 1963, vol. 1, no. 1, pp. 96–99, doi: <https://doi.org/10.2514/3.1477>
- [24] Нрыцак Р. Influence of conduction on spacecraft skin temperatures. *AIAA J.*, 1963, vol. 1, no. 11, pp. 2619–2621, doi: <https://doi.org/10.2514/3.2120>
- [25] Nichols L.D. *Surface-temperature distribution on thin-walled bodies subjected to solar radiation in interplanetary space*. Technical note D-584. NASA, 1961. 48 p.
- [26] Phythian J.E. Heating of the cavity inside a spherical shell satellite. *AIAA J.*, 1965, vol. 3, no. 1, pp. 151–154, doi: <https://doi.org/10.2514/3.2808>
- [27] Sova G.J., Malmuth N.D. Asymptotic solution for heat conduction in radiating shells subject to discontinuous solar flux. *AIAA J.*, 1969, vol. 7, no. 8, pp. 1631–1633, doi: <https://doi.org/10.2514/3.5456>
- [28] Зарубин В.С. Температурное состояние тонкой сферической оболочки. *Прикладная механика и техническая физика*, 1963, т. 3, № 6, с. 169–171.

- [29] Зарубин В.С., Кувыркин Г.Н., Савельева И.Ю. Локальное распределение температуры на поверхности космического аппарата при неравномерном солнечном облучении. *Аэрокосмический научный журнал*, 2015, № 5. URL: https://www.elibrary.ru/download/elibrary_25352808_84110696.pdf
- [30] 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.
- [31] Фаворский О.Н., Каданер Ю.С. *Вопросы теплообмена в космосе*. Москва, Высшая школа, 1967. 238 с.
- [32] Steurer W. Material problem in solar sail development. *AIAA Paper*, 1980, no. 80–0315, doi: <https://doi.org/10.2514/6.1980-315>
- [33] Коган М.Н. *Динамика разреженного газа*. Москва, Наука, 1967. 440 с.
- [34] Васильев А.А., Воробьев А.Г. Исследование теплообмена на длинных цилиндрах, расположенных под различными углами атаки к набегающему потоку разреженного газа. В: *Аэродинамика разреженных газов*. Вып. 7. Ленинград, ЛГУ, 1974, с. 220–227.
- [35] Юдаев Б.Н., Михайлов М.С., Савин В.К. *Теплообмен при взаимодействии струй с преградами*. Москва, Машиностроение, 1977. 247 с.
- [36] Юдаев Б.Н. *Теплопередача*. Москва, Высшая школа, 1973. 360 с.
- [37] Петров Г.И., ред. *Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей среды*. Москва, Машиностроение, 1971. 382 с.
- [38] Резник С.В., Калинин Д.Ю. *Моделирование тепловых режимов крупногабаритных конструкций*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. 49 с.
- [39] ГОСТ 4401–81. *Стандартная атмосфера*. Параметры. Москва, Изд-во стандартов, 2004. 180 с.
- [40] Вус Е.Г., Евкин И.В., Полевщиков М.М. и др. Использование полиимидной пленки в экстремальных условиях эксплуатации. *Решетневские чтения*. Т. 1. Красноярск, СибГУ, 2010, с. 298–299.
- [41] Шейндлин А.Е., ред. *Излучательные свойства твердых материалов*. Москва, Энергия, 1974. 472 с.
- [42] МакКин Л. *Свойства пленок из пластмасс и эластомеров*. Санкт-Петербург, Научные основы и технологии, 2014. 528 с.
- [43] Дульнев Г.Н., Заричняк Ю.П. *Теплопроводность смесей и композиционных материалов*. Ленинград, Энергия, 1974. 264 с.

References

- [1] Kisilenko V.S., Makarov N.Yu., Marchuk V.A. et al. Space debris in the region of low earth orbits and the Kessler effect. *Kosmonavtika i raketostroenie* [Cosmonautics and Rocket Engineering], 2022, no. 2, pp. 89–98. (In Russ.).
- [2] Ryzhkov V.V., Sulinov A.V. Propulsion systems and low-thrust rocket engines based on various physical principles for control systems of small and micro-spacecraft. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie* [Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering], 2018, no. 4, vol. 17, pp. 115–128, doi: <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2018-17-4-115-128> (in Russ.).
- [3] Leonov A.G., Zelentsov V.V., Shcheglov G.A. *Kosmicheskie apparaty dlya utilizatsii kosmicheskogo musora* [Spacecraft to dispose of space debris]. Moscow, VPK NPO Mashinostroeniya Publ., 2019. 48 p. (In Russ.).
- [4] Barkova M.E. The satellite for utilization of space debris in near-earth space. *Trudy MAI*, 2018, no. 103. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=100712> (in Russ.).
- [5] Pikalov R.S., Yudinsev V.V. Bulky space debris removal means review and selection. *Trudy MAI*, 2018, no. 100. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=93299> (in Russ.).
- [6] Sarego G., Olivieri L., Valmorbidia A. et al. Deployment requirements for deorbiting electrodynamic tether technology. *CEAS Space J.*, 2021, vol. 13, no. 4, pp. 567–581, doi: <https://doi.org/10.1007/s12567-021-00349-5>
- [7] Estable S., Pruvost C., Ferreira E. et al. Capturing and deorbiting Envisat with an Airbus Spacetug. Results from the ESA e.Deorbit consolidation phase study. *J. Space Saf. Eng.*, 2020, vol. 7, no. 1, pp. 52–66, doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.jsse.2020.01.003>

- [8] Jason L.F., Aglietti G.S., Fellwes S. et al. The active space debris removal mission RemoveDebris. Part 1: From concept to launch. *Acta Astronaut.*, 2020, vol. 168, pp. 293–309, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.09.002>
- [9] 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.).
- [10] Yudin A.D. *Razrabotka sposoba uvoda nanosputnikov CubeSat c nizkikh okolozemnykh orbit*. Diss. kand. tekhn. nauk [Developing a way to retract CubeSat nanosatellites from low-Earth orbits. Kand. tech. sci. diss.]. Moscow, MAI Publ., 2021. 139 p. (In Russ.).
- [11] Reznik S.V., Abramova E.N. Klyuchevye voprosy sozdaniya naduvnykh tormoznykh ustroystv dlya uvoda vyshedshikh iz stroya sputnikov v plotnye sloi atmosfery. Part 1. Proektnyy oblik. Dvizhenie v razrezhennoy atmosfere. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroyeniye* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2023, no. 5, pp. 101–111, doi: <https://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2023-5-101-111> (in Russ.).
- [12] Alifanov O.M., Vabishchevich P.N., Mikhaylov V.V. *Osnovy identifikatsii i proektirovaniya teplovykh protsessov i sistem* [Fundamentals of identification and design of thermal processes and systems]. Moscow, Logos Publ., 2001. 400 p. (In Russ.).
- [13] Katler L. Problems of undirected passive transponder satellites. *Raketnaya tekhnika*, 1962, no. 9, pp. 109–110. (In Russ.).
- [14] Burke J.R. Passive satellite development and technology. *Astronautics and Aerospace Engineering*, 1963, vol. 1, no. 8, pp. 72–75. (In Russ.).
- [15] Wilson A. A history of balloon satellites. *J. Br. Interplanet. Soc.*, 1981, vol. 34, no. 1, pp. 10–22.
- [16] Harvey B. *Discovering the cosmos with small spacecraft*. Springer, 2018. 284 p.
- [17] Golomazov M.M., Ivankov A.A. Software package for the development of thermal protection systems for space vehicles descended in the atmospheres of the planets. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2017, no. 3, pp. 41–53. (In Russ.).
- [18] Stark J.A., Leonhard K.E., Bennet F.O. *Cryogenic thermal control technology summaries*. Contractor report NASA CR-134747, 1974. 142 p.
- [19] Barry D.G., Jones L.R. Lightweight inflatable shadow shields for cryogenic space vehicles. *J. Spacecr. Rockets*, 1966, vol. 3, no. 5, pp. 722–727, doi: <https://doi.org/10.2514/3.28519>
- [20] Marshall J.E., Jones L.R. Inflatable solar shields for cryogenic space vehicles. *Proc. 18-th Int. Astronautical Congress*. Vol. 2. London, Pergamon Press, 1968, pp. 229–236.
- [21] Clifton J.V., Doughty R.D., Jones L.R. Development and testing of expandable rigidizable solar shields for protection of cryogenic propellants in space. *Proc. 11-th AIAA/ASME Structures, Structural Dynamics, and Materials Conf.* New York, AIAA, 1970, art. 70A27131.
- [22] Dzhons D. [Thermal tests of inflatable solar shields for spacecraft with cryogenic fuel]. V: *Teploobmen i teplovoy rezhim kosmicheskikh apparatov* [In: Heat transfer and spacecraft thermal control]. Moscow, Mir Publ., 1974, pp. 460–481. (In Russ.).
- [23] Hrycak P. Temperature distribution in a spinning spherical space vehicle. *AIAA J.*, 1963, vol. 1, no. 1, pp. 96–99, doi: <https://doi.org/10.2514/3.1477>
- [24] Hrycak P. Influence of conduction on spacecraft skin temperatures. *AIAA J.*, 1963, vol. 1, no. 11, pp. 2619–2621, doi: <https://doi.org/10.2514/3.2120>
- [25] Nichols L.D. *Surface-temperature distribution on thin-walled bodies subjected to solar radiation in interplanetary space*. Technical note D-584. NASA, 1961. 48 p.
- [26] Phythian J.E. Heating of the cavity inside a spherical shell satellite. *AIAA J.*, 1965, vol. 3, no. 1, pp. 151–154, doi: <https://doi.org/10.2514/3.2808>
- [27] Sova G.J., Malmuth N.D. Asymptotic solution for heat conduction in radiating shells subject to discontinuous solar flux. *AIAA J.*, 1969, vol. 7, no. 8, pp. 1631–1633, doi: <https://doi.org/10.2514/3.5456>
- [28] Zarubin V.S. Temperature state of thin spherical shell. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika*, 1963, vol. 3, no. 6, pp. 169–171. (In Russ.).
- [29] Zarubin V.S., Kuvyrkin G.N., Savelyeva I.Yu. Local temperature distribution on the spacecraft surface under uneven solar radiation. *Aerokosmicheskiy nauchnyy zhurnal* [Aerospace Scientific Journal of the Bauman MSTU], 2015, no. 5. URL: https://www.elibrary.ru/download/elibrary_25352808_84110696.pdf (in Russ.).

- [30] 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. (In Russ.). (Eng. version: *J. Appl. Mech. Tech. Phy.*, 2017, vol. 58, no. 6, pp. 1083–1090, doi: <https://doi.org/10.1134/S0021894417060141>)
- [31] Favorskiy O.N., Kadaner Yu.S. *Voprosy teploobmena v kosmose* [Heat transfer issues in space]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1967. 238 p. (In Russ.).
- [32] Steurer W. Material problem in solar sail development. *AIAA Paper*, 1980, no. 80-0315, doi: <https://doi.org/10.2514/6.1980-315>
- [33] Kogan M.N. *Dinamika razrezhennogo gaza* [Dynamics of rarefied gas]. Moscow, Nauka Publ., 1967. 440 p. (In Russ.).
- [34] Vasilyev A.A., Vorobyev A.G. Issledovanie teploobmena na dlinnykh tsilindrakh, raspolozhennykh pod razlichnymi uglami ataki k nabegayushchemu potoku razrezhennogo gaza [Investigation of heat transfer in long cylinders at different angles of attack to a rarefied gas flow]. V: *Aerodinamika razrezhennykh gazov. Vyp. 7* [Aerodynamics of rarefied gases. Vol. 7]. Leningrad, LGU Publ., 1974, pp. 220–227. (In Russ.).
- [35] Yudaev B.N., Mikhaylov M.S., Savin V.K. *Teploobmen pri vzaimodeystvii struy s pregradami* [Heat transfer in interaction of jets with obstacles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977. 247 p. (In Russ.).
- [36] Yudaev B.N. *Teploperedacha* [Heat transfer]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1973. 360 p. (In Russ.).
- [37] Petrov G.I., ed. *Modelirovanie teplovykh rezhimov kosmicheskogo apparata i okruzhayushchey sredy* [Modelling of thermal regimes of spacecraft and environment]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1971. 382 p. (In Russ.).
- [38] Reznik S.V., Kalinin D.Yu. *Modelirovanie teplovykh rezhimov krupnogabaritnykh konstruksiy* [Modelling of thermal regimes of large-size structures]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2003. 49 p. (In Russ.).
- [39] GOST 4401–81. *Standartnaya atmosfera. Parametry* [State standard GOST 4401-81. Standard atmosphere. Parameters]. Moscow, Izd-vo standartov Publ., 2004. 180 p. (In Russ.).
- [40] Vus E.G., Evkin I.V., Polevshchikov M.M. et al. [Usage of the polyimide film in the extreme conditions of operation]. *Reshetnevskie chteniya. T. 1* [Reshetnev Readings. Vol. 1]. Krasnoyarsk, SibGU Publ., 2010, pp. 298–299. (In Russ.).
- [41] Sheyndlin A.E., ed. *Izluchatelnye svoystva tverdykh materialov* [Radiation properties of solid materials]. Moscow, Energiya Publ., 1974. 472 p. (In Russ.).
- [42] McKeen L.W. *Film properties of plastics and elastomers*. William Andrew Publ., 2012. 408 p. (Russ. ed.: *Svoystva plenok iz plastmass i elastomerov*. Sankt-Petersburg, Nauchnye osnovy i tekhnologii Publ., 2014. 528 p.)
- [43] Dulnev G.N., Zarichnyak Yu.P. *Teploprovodnost smesey i kompozitsionnykh materialov* [Thermal conductivity of mixtures and composite materials]. Leningrad, Energiya Publ., 1974. 264 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 21.04.2023

Информация об авторах

РЕЗНИК Сергей Васильевич — доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: sreznik@bmstu.ru).

АБРАМОВА Елизавета Николаевна — старший преподаватель кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: abramova_en@bmstu.ru).

Information about the authors

REZNIK Sergey Vasilyevich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Head of Department, Rocket and Space Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: sreznik@bmstu.ru).

ABRAMOVA Elizaveta Nikolaevna — Senior Lecturer, Rocket and Space Composite Structures Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: abramova_en@bmstu.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Резник С.В., Абрамова Е.Н. Ключевые вопросы создания надувных тормозных устройств для увода вышедших из строя спутников в плотные слои атмосферы. Часть 2. Анализ теплового режима в условиях комбинированного нагрева. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 6, с. 119–132, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-119-132

Please cite this article in English as:

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 2. Analysis of the thermal regime under the combined heating conditions. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 6, pp. 119–132, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-119-132



Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана
предлагает читателям монографию

«Стентовые технологии: рынок, история, организация производства»

Авторы: М.А. Масленников, Е.С. Ермолаев

В настоящей книге речь пойдет об истории развития эндоваскулярной хирургии и технологии производства стентов, начиная с постановки научно-технической задачи, и заканчивая юридическими тонкостями организации всего процесса. Впервые будут продемонстрированы этапы проектирования и оптимизации конструкции, создание заготовок, изготовления и обработки заготовок и контроль качества по современным стандартам на примере сосудистого стента, разработанного группой отечественных ученых, инженеров и практикующих врачей-хирургов.

Книга будет интересна инженерам, врачам, студентам и ординаторам, желающим познакомиться с основными принципами современного производства медицинских изделий.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@bmstu.ru; <https://bmstu.press>