

УДК 531.55, 536.2, 629.78

doi: 10.18698/0536-1044-2021-2-56-68

# Анализ эффективности применения анизотропных теплозащитных материалов при реализации траекторий с многократным входом в атмосферу

В.В. Леонов, В.С. Зарубин мл., М.А. Айрапетян

МГТУ им. Н.Э. Баумана

## Analysis of the Anisotropic Heat-Protective Material Application Effectiveness in the Implementation of Trajectories with Multiple Re-entries into the Atmosphere

V.V. Leonov, V.S. Zarubin Jr., M.A. Ayrapetyan

Bauman Moscow State Technical University

В случае полной реализации программ «Луна», Artemis, Chang'e, направленных на изучение и освоение Луны, ожидается значительное увеличение грузооборота между ней и Землей. Это делает перспективными работы, направленные на исследование и разработку соответствующих космических аппаратов и их конструктивных элементов, в частности теплозащитных покрытий, обеспечивающих сохранность аппарата при движении (спуске) в плотных слоях атмосферы. Особенностью траектории возвращения космического аппарата с орбиты Луны является близость скорости его входа в атмосферу Земли к параболической. Это обстоятельство в силу более высоких по сравнению с действующими на орбитальные спускаемые аппараты конвективных и радиационных тепловых потоков значительно усложняет решение проблемы создания тепловой защиты такого аппарата. Проведенный анализ показал, что при реализации траектории возвращения космического аппарата с многократным входом в атмосферу Земли можно выбрать такую траекторию (по крайней мере для грузовых полетов), на которой интенсивность теплообмена на поверхности покрытия не превысит допустимого уровня. В этом случае применение современных и перспективных анизотропных теплозащитных композиционных материалов может позволить снизить температуру на поверхности аппарата до уровня, не приводящего к разрушению теплозащитного покрытия.

**Ключевые слова:** исследование Луны, аппараты скользящего спуска, многократный вход в атмосферу, теплозащитное покрытие, анизотропные теплозащитные материалы

In the case of full implementation of the programs of studying and developing the Moon, announced in recent years ("Luna", Artemis, Chang'e), significant increase in cargo turnover between the Moon and the Earth is expected. Therefore the research and development of appropriate spacecrafts and their structural elements is believed to be promising, especially thermal protection coatings ensuring spacecraft safety during movement (descent) in the dense atmosphere layers. A special characteristic of the trajectory of the spacecraft returning from the Moon's orbit is the closeness of the speed of its entry into the Earth's atmosphere to the parabolic one. This circumstance significantly complicates solving

the problem of creating thermal protection for such a vehicle, because of higher convective and radiative heat flows compared to those acting on orbital landers. The analysis showed that when implementing the trajectory of the return of spacecraft with multiple re-entries into the Earth's atmosphere, a trajectory can be selected (at least for cargo flights) so that the intensity of heat exchange on the surface of the coating does not exceed the permissible level. In this case, use of modern and advanced anisotropic heat-protective composite materials can reduce the spacecraft surface temperature to a level that does not cause destruction of the thermal protection coating.

**Keywords:** Moon exploration, glide descent craft, multiple re-entries into the atmosphere, thermal protection coating, anisotropic heat-protective materials

В последние годы некоторые космические агентства анонсировали проработку долгосрочных программ по исследованию и в перспективе освоению Луны. Программы Artemis (США), Chang'e (КНР) и «Луна» (РФ) включают в себя облет Луны, посадку автоматических или пилотируемых космических аппаратов (КА) на ее поверхность, доставку образцов грунта обратно на Землю и др. [1–3].

Первая в современной отечественной космонавтике миссия по доставке на Землю лунного грунта КА «Луна-28» (Луна-Грунт) запланирована на 2028 г., запуск с аналогичными задачами КА Chang'e-5 уже произошел в ноябре 2020 г. Обе программы в значительной степени схожи с миссиями КА «Луна-16» (1970 г.), «Луна-20» (1972 г.) и «Луна-24» (1976 г.) советской лунной программы [3]. Посадка на Луну пилотируемого КА Artemis-3 должна быть осуществлена в 2024 г.

В перспективе в рамках указанных программ запланировано создать лунные базы либо на орбите Луны (например, проект Gateway (США) [1]), либо на ее поверхности [3]. В случае полной реализации этих программ ожидается значительное увеличение грузооборота между Землей и Луной. Это делает перспективными работы, направленные на исследование и разработку соответствующих КА и их конструктивных элементов, в частности теплозащитных покрытий, обеспечивающих сохранность аппарата при движении (спуске) в плотных слоях атмосферы.

В настоящее время основные разрабатываемые для лунных экспедиций пилотируемые КА Orion (США, который планируется использовать в программе Artemis), КА «Орел» (РФ) и возвращаемые капсулы КА «Луна-28» (один из вариантов), а также КА Chang'e-5 имеют затупленную сегментально-коническую форму [1–3]. Активно обсуждаются вопросы и проекты по созданию в будущем многоразовых аппаратов,

тогда как Orion и «Орел» считаются частично многоразовыми.

Традиционно в КА сегментально-конической формы («Союз», Apollo) применяют абляционные теплозащитные материалы, которые разрушаясь в процессе спуска КА, препятствуют подводу тепловых потоков к его поверхности [4]. Такой подход позволяет эффективно защитить КА, но вследствие разрушения теплозащита данного класса является одноразовой. Следовательно, при попытке повторного использования КА теплозащиту надо либо заменять, либо восстанавливать.

Особенностью траектории возвращения КА с орбиты Луны является близость скорости его входа в атмосферу Земли к параболической. Это обстоятельство в силу более высоких по сравнению с действующими на орбитальные спускаемые аппараты конвективными и радиационными тепловыми потоками [4, 5], возникающими из-за возрастания давления и температуры воздуха в ударном слое даже в условиях полета на большой высоте в разреженных слоях атмосферы, значительно усложняет решение проблемы создания тепловой защиты такого аппарата.

Цель работы — поиск и анализ подходов, позволяющих снизить температуру на поверхности КА до уровня, либо не приводящего к разрушению теплозащитного покрытия, либо позволяющего значительно уменьшить его разрушение. Реализация рассматриваемых подходов даст возможность повысить надежность КА и в перспективе использовать его несколько раз.

**Спуск с многократным входением в атмосферу.** Земная атмосфера представляет собой естественный способ торможения межпланетных модулей различной геометрической формы. Один из путей снижения интенсивности теплового воздействия связан с реализацией траектории возвращения КА с орбиты Луны при его

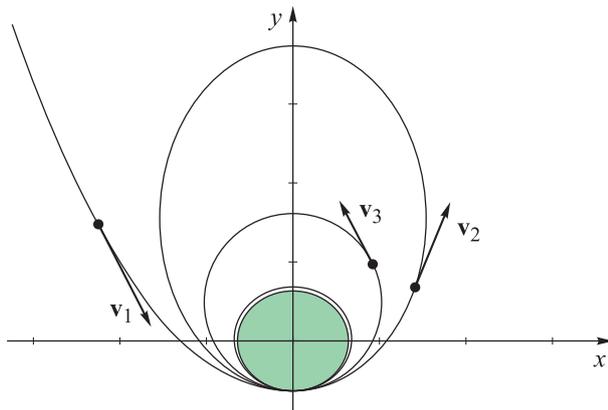


Рис. 1. Качественный вид траектории спускаемого аппарата, реализующего многократный вход в атмосферу Земли ( $v_i$  – вектор скорости в точке,  $i = 1, 2, 3$ )

неоднократном входе в плотные слои атмосферы Земли. Получающаяся после первого прохождения атмосферы орбита представляет собой эллипс (рис. 1), апогей которого быстро понижается при повторных входах КА в атмосферу.

Эта идея, выдвинутая на заре космической эры, даже была реализована в советских беспилотных миссиях «Зонд-6» и «Зонд-7», осуществленных в конце 1960-х годов [6]. Миссии Аполло не использовали атмосферный рикошет, а свертывание советских и американских лунных программ привело к недостаточному изучению особенностей таких траекторий.

Предварительный анализ, проведенный как на аппаратах баллистического класса [7], так и скользящего спуска [8], показал, что благодаря рациональному выбору перигея подлетной траектории КА к Земле можно получить приемлемые значения апогея эллиптической орбиты, с которой можно осуществить последующий спуск к поверхности Земли со значительно меньшими скоростями входа в атмосферу, а следовательно, и с более низким уровнем нагрева поверхности.

Траектории с многократным входом КА класса Аполло в атмосферу Земли при промежуточных нырках до высоты  $H_n = 56,0, 62,7$  и  $66,0$  км показаны на рис. 2, где  $t$  — время спуска. За начало отсчета на графиках взят момент первого пересечения КА отметки 200 км. Анализ этих траекторий показывает, что чем больше высота над поверхностью Земли  $H$ , до которой погружается аппарат, тем больше апогей траектории, на которую он уходит до последующего входа, и, соответственно, тем больше количество таких входов и общее (суммарное) время полета.

Особенно это видно на рис. 3, где аппарат опускается до высоты 76,5 км, в результате чего только после десятого входа осуществляется посадка, а общее время спуска составляет почти трое суток. При этом после первого нырка КА уходит на эллиптическую траекторию с апогеем более 80 тыс. км.

Для предварительной приближенной оценки ожидаемого уровня температуры на внешней поверхности можно использовать допущение об ее идеальной теплоизоляции, т. е. пренебречь отводом теплоты с поверхности внутрь покрытия. Тогда для передней критической точки получим формулу, определяющую так называемую мгновенную равновесную температуру поверхности,

$$\bar{T}_* = (q_0 / \varepsilon \sigma_0)^{0,25},$$

где  $q_0$  — плотность подводимого теплового потока, Вт/м<sup>2</sup>;  $\varepsilon$  — степень черноты поверхности покрытия;  $\sigma_0$  — постоянная Стефана — Больцмана,  $\sigma_0 = 5,67 \cdot 10^{-8}$  Вт/(м<sup>2</sup> · К<sup>4</sup>).

Значение плотности подводимого теплового потока  $q_0$  существенно изменяется на различных участках траектории. При движении в сравнительно плотных слоях атмосферы Земли

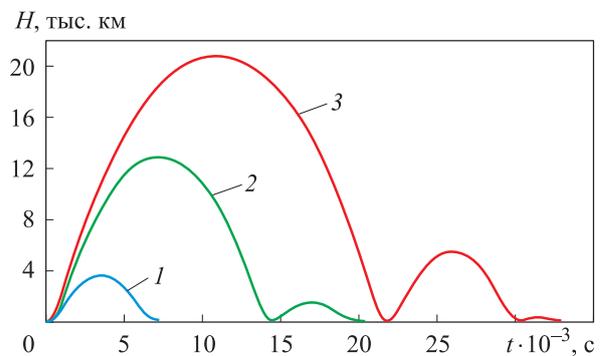


Рис. 2. Траектории с многократным входом КА класса Аполло в атмосферу Земли при промежуточных нырках до высоты  $H_n = 56,0$  (1),  $62,7$  (2) и  $66,0$  км (3)

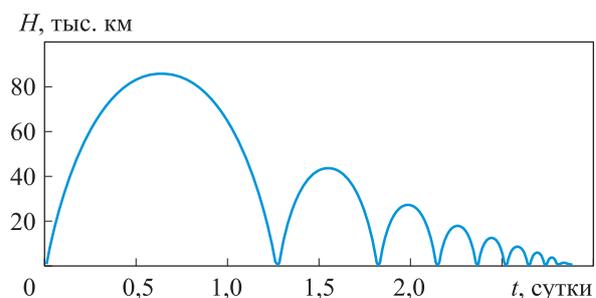


Рис. 3. Траектория с многократным входом аппарата класса Аполло в атмосферу Земли при погружении на предварительных нырках до высоты 76,5 км

со скоростью меньше первой космической основной вклад в  $q_0$  вносит конвективный теплообмен в ударном слое между отошедшей ударной волной и поверхностью лобового притупления. В этом случае для критической точки лобового щита можно записать [9]

$$q_0^* = 3,3 \cdot 10^{-5} \left( \frac{\rho_H}{r_1} \right)^{0,5} v_H^{3,2},$$

где  $\rho_H$  — плотность воздуха на высоте  $H$  над поверхностью Земли, кг/м<sup>3</sup>;  $r_1$  — радиус кривизны поверхности в передней критической точке, м;  $v_H$  — скорость на высоте  $H$ , м/с.

Результаты расчета по этой формуле хорошо согласуются с данными, полученными математическим моделированием теплообмена на идеально каталитической сферической поверхности при ее обтекании гиперзвуковым потоком в среде ANSYS Fluent [10].

Если скорость  $v_H$  превосходит первую космическую, то наряду с конвективным теплообменом становится существенным влияние радиационного теплообмена в ударном слое. При этом необходимо учитывать подводимый к участку поверхности в окрестности передней критической точки поток излучения, плотность которого можно оценить по формуле [11]

$$q_0' = A' v_H^s \rho_H^{1,2} r_1^{0,49},$$

где  $A' = 2,195 \cdot 10^{-22}$  и  $s = 7,9$  при  $v < 10\,028$  м/с;  $A' = 8,497 \cdot 10^{-63}$  и  $s = 18,0$  при  $10\,028$  м/с  $\leq v < 12\,000$  м/с.

Эти формулы получены аппроксимацией результатов теоретических и экспериментальных исследований в рамках модели сплошной среды.

Адекватность этой модели ограничена значением числа Кнудсена  $Kn = l/D \approx 0,01$ , где  $l$  —

средняя длина свободного пробега молекул воздуха;  $D$  — характерный размер обтекаемого тела. С увеличением  $H$  по мере возрастания  $l$  и числа Кнудсена в интервале  $0,01 < Kn < 10$  [12] происходит переход к свободномолекулярному обтеканию поверхности КА.

С учетом данных, приведенных в работах [13, 14], для расчета суммарной плотности теплового потока в критической точке использовано выражение

$$q_0 = \frac{q_0^* + q_0' + \left( \frac{Kn}{K} \right)^2 \frac{\rho_H v_H^3}{2}}{1 + \left( \frac{Kn}{K} \right)^2}, \quad (1)$$

где  $K$  — эмпирическая константа,  $K=3$  [13].

Отсюда следует, что при малых значениях числа Кнудсена (обтекание в режиме сплошной среды)  $q_0 \approx q_0^* + q_0'$ , а при больших значениях  $Kn$  определяющим является свободномолекулярный режим обтекания, для которого принято соотношение  $q_0 \approx \rho_H v_H^3 / 2$ .

Необходимо отметить, что при возрастании числа Рейнольдса наибольшее значение мгновенной равновесной температуры может соответствовать не передней критической точке, а так называемой звуковой точке на поверхности притупления [15]. В этой точке наибольшего значения достигает плотность конвективного теплового потока  $q_T^*$  вследствие перехода ламинарного режима течения в пограничном слое к турбулентному режиму [16].

Известны различные аппроксимирующие формулы, определяющие зависимость  $q_T^*$  от  $\rho_H$ ,  $r_1$  и  $v_H$ . В данной работе использована формула [15]

$$q_T^* = 4,229 \cdot 10^{-4} \left( \frac{\rho_H^4}{r_1} \right)^{0,2} v_H^{3,19}.$$

Если для фиксированной точки траектории КА  $q_T^* > q_0^*$ , то при вычислении мгновенной равновесной температуры следует использовать формулу (1), заменив в ней  $q_0^*$  на  $q_T^*$ .

Зависимость мгновенной равновесной температуры  $\bar{T}_*$  в критической точке лобового щита от времени первого нырка КА для разных высот погружения приведена на рис. 4. Там же показана аналогичная зависимость для спуска КА с низкой опорной орбиты. За начало отсчета взят момент первого пересечения отметки в 100 км.

Как видно из рис. 4, с увеличением высоты, до которой аппарат погружается в атмосферу,

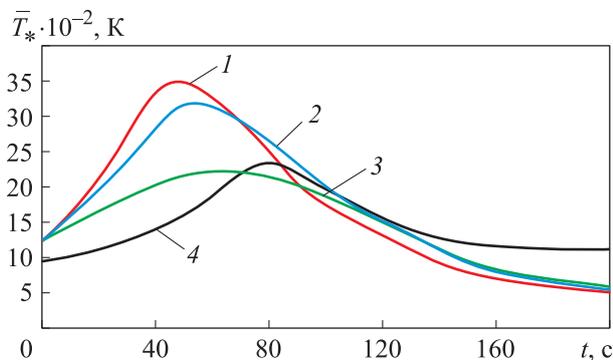


Рис. 4. Зависимость мгновенной равновесной температуры  $\bar{T}_*$  в критической точке лобового щита от времени  $t$  первого нырка КА до разной высоты: 1 —  $H_n = 56,0$  км; 2 —  $H_n = 61,0$  км; 3 —  $H_n = 76,5$  км; 4 — спуск с низкой опорной орбиты

уменьшается максимальное значение мгновенной равновесной температуры, достигаемой в критической точке. Например, при нырке до  $H_n = 76,5$  км мгновенная равновесная температура ниже значений, получаемых при спуске аппарата с низкой опорной орбиты Земли (см. рис. 4, кривая 4). Но при этом общее время нагрева за десять входов значительно увеличится.

В рамках лунных программ потребуется создать пилотируемые и грузовые КА или универсальный аппарат. Для таких аппаратов в зависимости от разных факторов (например, пилотируемые они или нет) могут применять различные сценарии возвращения. В зависимости от предъявляемых к миссии требований сценарии могут позволить, например, сократить время возвращения, увеличить массу полезного груза, снизить инерционные или тепловые нагрузки. Так, траектория с нырком до 76,5 км может не подходить для пилотируемых экспедиций (из-за увеличения общего времени полета и многократного пересечения радиационных поясов Земли), но будет эффективной для грузовых аппаратов.

**Применение анизотропных теплозащитных материалов.** Помимо рационального подбора траектории возвращения КА с орбиты Луны целесообразно рассмотреть возможность применения анизотропного материала покрытия в качестве теплозащитного щита возвращаемого на Землю КА [17]. Такой материал должен иметь значительно больший коэффициент теплопроводности в тангенциальном направлении к поверхности покрытия  $\lambda_t$ , чем коэффициент теплопроводности в направлении нормали к этой поверхности  $\lambda_n$ . Отношение этих коэффициентов характеризует степень анизотропии материала:  $\Lambda = \lambda_t / \lambda_n$ .

Предварительные исследования на модельных задачах [18–21] показали, что даже при  $\Lambda \approx 10$  использование анизотропного материала позволяет снизить уровень температуры поверхности в зоне максимума плотности теплового потока путем перераспределения в теплозащитном покрытии тепловой энергии в тангенциальном направлении.

Однако этот эффект ослабевает по мере уменьшения отношения толщины покрытия  $h$  к радиусу кривизны внешней поверхности теплозащитного щита  $R$ . Задача сохранить за время спуска ограниченной температуры внутрен-

ней поверхности покрытия и прилегающей к ней несущей (силовой) части конструкции вызывает необходимость выбирать теплозащитный материал с достаточно низким значением  $\lambda_n$ . В этом варианте в случае малого отношения  $h/R$  несмотря на большое значение  $\lambda_t$  уменьшается возможность перераспределения в тангенциальном направлении тепловой энергии, поступающей через внешнюю поверхность покрытия.

Полученная в работе [18] расчетным путем количественная оценка рассматриваемого эффекта соответствует  $\Lambda = 20$ . Это значение в настоящее время можно считать достижимым путем армирования теплозащитного материала в тангенциальном направлении высокотеплопроводными волокнами.

Применительно к крупногабаритным КА с отношением  $h/R \approx 0,01$  представляется перспективным использовать двухслойное теплозащитное покрытие. В этом варианте изотропный внутренний слой толщиной  $h'$  с низким значением коэффициента теплопроводности  $\lambda'$  выполняет функцию барьера на пути теплового потока к несущей части конструкции теплозащитного щита, а внешний анизотропный слой с предельно высоким значением  $\Lambda$  обеспечивает перераспределение в тангенциальном направлении тепловой энергии, подводимой через внешнюю поверхность покрытия.

При этом эффект перераспределения тепловой энергии будет тем выше, чем больше будет значение средней температуры внешнего слоя в зоне наибольшего нагрева его внешней поверхности. Однако трудность практической реализации двухслойного покрытия с указанными характеристиками состоит в ограниченном выборе анизотропных термостойких материалов, удовлетворяющих сформулированным требованиям.

В качестве возможного материала внешнего анизотропного слоя целесообразно рассмотреть пиролитический графит (далее пирографит) [22, 23], получаемый газофазным осаждением обычного графита на охлаждаемую подложку. Для определенных параметров технологического процесса при осаждении частицы графита кристаллизуются слоями с плотной упаковкой атомов, что приводит к достаточно высокому значению коэффициента теплопроводности в тангенциальном направлении. Это значение при плотности пирографита  $2200 \text{ кг/м}^3$  (плотность монокристалла графита  $2267 \text{ кг/м}^3$ ) [22,

23]) может составлять 1800...2000 Вт/(м·К) [23]. Тогда как с уменьшением плотности снижается и коэффициент теплопроводности примерно до 300 Вт/(м·К).

Недостатком пирографита является окисление его поверхности при обтекании воздушным потоком. Однако в последнее время разработаны и прошли испытания антиокислительные покрытия для углерод-керамических материалов на рабочие температуры 1750...1950 °С (2023...2223 К) [24]. Такие покрытия, будучи нанесенными на внешнюю поверхность затупления, могут исключить непосредственный контакт пирографита с кислородом воздуха.

**Постановка модельной задачи.** Внешняя поверхность теплозащитного щита является сегментом сферической поверхности (рис. 5) радиусом  $R$  и имеет диаметр  $D = 2R \sin \theta_*$ , где  $\theta_*$  — центральный полуугол раствора сегмента,  $\theta_* < \pi/2$ .

В сферической системе координат с началом в центре сферы отсчет радиальной координаты  $r$  примем от этого центра, отсчет полярного (зенитного) угла  $\theta$  — от полюса сегмента (точки пересечения внешней поверхности с осью симметрии сегмента  $OO''$ ), отсчет азимутального угла  $\varphi$  — от дуги большого круга радиусом  $R$ , проходящей через полюс сегмента и точку  $O'$  пересечения его поверхности прямой  $OO'$  с угловой координатой  $\theta_0 < \theta_*$ , определяющей направление набегающего на щит воздушного потока, т. е. угол атаки.

В точке  $O'$  (см. рис. 5, а) происходит полное торможение воздушного потока и при ламинарном режиме обтекания внешней поверхности плотность  $q$  подводимого к поверхности теплового потока достигает на ней наибольшего значения  $q_0$ , зависящего от времени  $t$ , отсчитываемого от момента, принятого за начало спуска КА в атмосфере Земли. Распределение  $q(\theta, \varphi, t)$  плотности теплового потока по внешней поверхности щита примем осесимметричным относительно прямой  $OO'$ . Внешнюю кромку теплозащитного щита при  $\theta = \theta_*$  считаем идеально теплоизолированной.

Двухслойное теплозащитное покрытие имеет суммарную толщину  $h$  (см. рис. 5, б) и состоит из внутреннего слоя толщиной  $h'$  изотропного теплозащитного материала с низким коэффициентом теплопроводности  $\lambda'$  и внешнего слоя из анизотропного пирографита толщиной  $h_0 = h - h'$  с коэффициентами теплопроводности в направлении нормали к внешней поверхности покрытия  $\lambda_n$  и в тангенциальном направлении  $\lambda_t$ . Тепловой контакт между этими слоями считаем идеальным. Удельные объемные теплоемкости внутреннего и внешнего слоев равны соответственно  $c'$  и  $c$ .

На внешнюю поверхность слоя пирографита нанесен достаточно тонкий слой термостойкого газонепроницаемого покрытия, обладающего пренебрежимо малым термическим сопротивлением и характеризующегося степенью черноты  $\epsilon$ . Тепловой контакт этого термостойкого слоя со слоем пирографита принят идеальным, как и тепловой контакт по внутренней поверхности внутреннего слоя изотропного теплоза-

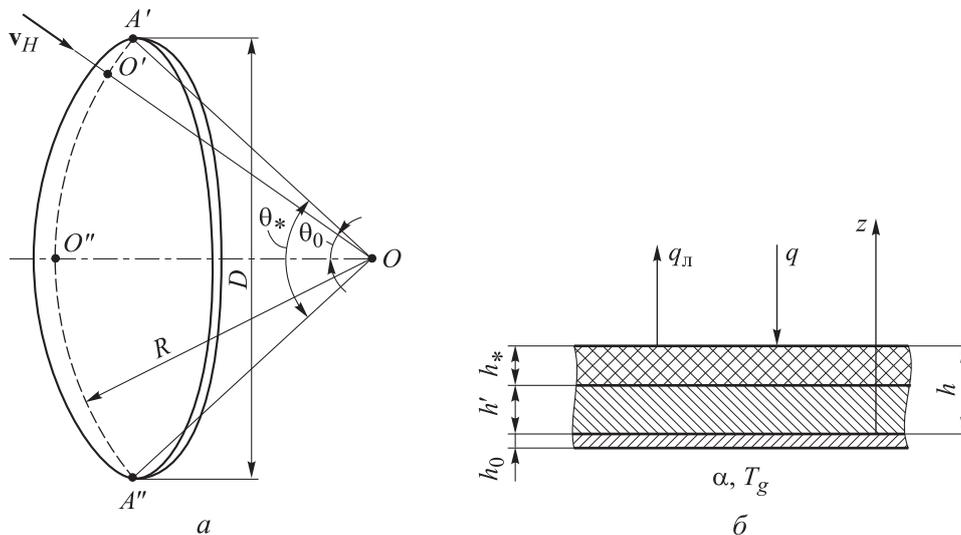


Рис. 5. Расчетные схемы лобового щита (а) и двухслойной теплозащиты (б)

щитного материала с несущей (силовой) металлической оболочкой.

Эта оболочка либо связана дискретными узлами крепления с силовой частью конструкции КА, либо имеет силовой набор (например, осесимметричные шпангоуты в окружном направлении и стрингеры в меридиональном). Совместное применение дискретных узлов и силового набора рассмотрено в работе [25]. Для конкретной конструкции влияние подкрепленной металлической оболочки на перераспределение тепловой энергии в тангенциальном направлении, т. е. ее термическое сопротивление в этом направлении, можно учесть ее приведенными толщиной  $h_0$  и коэффициентом теплопроводности  $\lambda_0$ .

Приведенную удельную объемную теплоемкость оболочки и элементов подкрепления обозначим через  $c_0$ . Термическим сопротивлением оболочки в направлении нормали к ее поверхности допустимо пренебречь по сравнению с таковым для слоев теплозащитного покрытия.

С учетом принятых допущений нестационарные распределения температуры в слоях изотропного  $T'(r, \theta, \varphi, t)$  и анизотропного  $T(r, \theta, \varphi, t)$  материалов должны удовлетворять соответствующим дифференциальным уравнениям (аргументы функций опущены)

$$c' \frac{\partial T'}{\partial t} = \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial r} \left( \lambda' r^2 \frac{\partial T'}{\partial r} \right) + \frac{1}{r^2 \sin \theta} \frac{\partial}{\partial \theta} \left( \lambda' \sin \theta \frac{\partial T'}{\partial \theta} \right) + \frac{1}{r^2 \sin^2 \theta} \frac{\partial}{\partial \varphi} \left( \lambda' \frac{\partial T'}{\partial \varphi} \right), \quad z \in (0, h'); \quad (2)$$

$$c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial r} \left( \lambda_n r^2 \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \frac{1}{r^2 \sin \theta} \frac{\partial}{\partial \theta} \left( \lambda_t \sin \theta \frac{\partial T}{\partial \theta} \right) + \frac{1}{r^2 \sin^2 \theta} \frac{\partial}{\partial \varphi} \left( \lambda_t \frac{\partial T}{\partial \varphi} \right), \quad z \in (h', h) \quad (3)$$

при начальном условии

$$T'(r, \theta, \varphi, 0) = T(r, \theta, \varphi, 0) = T_0, \quad r \in [R-h], \quad \theta \in [0, \theta_*], \quad \varphi \in [0, 2\pi], \quad (4)$$

где  $T_0$  — начальная температура слоев теплозащитных материалов.

Граничное условие на внешней поверхности теплозащитного щита имеет вид

$$\lambda_n \frac{\partial T}{\partial r} \Big|_{r=R} = (q - q_n) \Big|_{r=R} = (q - \varepsilon \sigma_0 T^4) \Big|_{r=R}, \quad (5)$$

где  $q_n$  — плотность потока собственного излучения внешней поверхности.

На контуре этого щита приняты условия идеальной теплоизоляции. Из условия идеального теплового контакта между слоями пирографита и малотеплопроводного материала следует, что

$$T'(R-h_*, \theta, \varphi, t) = T(R-h_*, \theta, \varphi, t); \quad \lambda_n \frac{\partial T'(r, \theta, \varphi, t)}{\partial r} \Big|_{r=R-h_*} = \frac{\partial T(r, \theta, \varphi, t)}{\partial r} \Big|_{r=R-h_*}. \quad (6)$$

Кроме того, зададим условия идеального теплового контакта оболочки и внутреннего слоя покрытия равенством  $T(t, R-h, \theta, \varphi) = T_0(t, \theta, \varphi)$  и уравнением баланса тепловых потоков для оболочки, имеющим с учетом указанного равенства вид

$$c_0 h_0 \frac{\partial T'(R-h, \theta, \varphi, t)}{\partial t} = \lambda' \frac{\partial T'(t, r, \theta, \varphi)}{\partial r} \Big|_{r=R-h} + \alpha [T_g - T'(R-h, \theta, \varphi, t)] + \frac{\lambda_0 h_0}{r_0^2 \sin \theta} \frac{\partial}{\partial \theta} \left( \sin \theta \frac{\partial T'(R-h, \theta, \varphi, t)}{\partial \theta} \right) + \frac{\lambda_0 h_0}{r_0^2 \sin^2 \theta} \frac{\partial^2 T'(R-h, \theta, \varphi, t)}{\partial \varphi^2}, \quad (7)$$

где  $\alpha$  — коэффициент конвективного теплообмена в полости оболочки со средой, имеющей температуру  $T_g$ .

**Результаты решения модельной задачи.** В силу зависимости теплофизических характеристик материалов от температуры и нелинейности граничного условия (5) для решения поставленной задачи (2)–(7) целесообразно применить метод конечных разностей [26–28].

Исходя из удобства построения конечно-разностной сетки и аппроксимации производных искомым функций  $T'(r, \theta, \varphi, t)$  и  $T(r, \theta, \varphi, t)$ , а также из представления распределения плотности подводимого теплового потока по обтекаемой поверхности проведем поворот на угол  $\theta_0$  исходной сферической системы координат относительно ее центра так, чтобы полярная ось проходила через переднюю критическую точку  $O'$  (см. рис. 5, а).

Аппроксимация производных в соотношениях (2), (3) и (5)–(7) проведена на конечно-разностной сетке с постоянным интервалом по радиальной координате  $r$  и с переменными интервалами по угловым координатам  $\theta$  и  $\varphi$ . Выбор шага по времени  $\Delta t$  удовлетворял с деся-

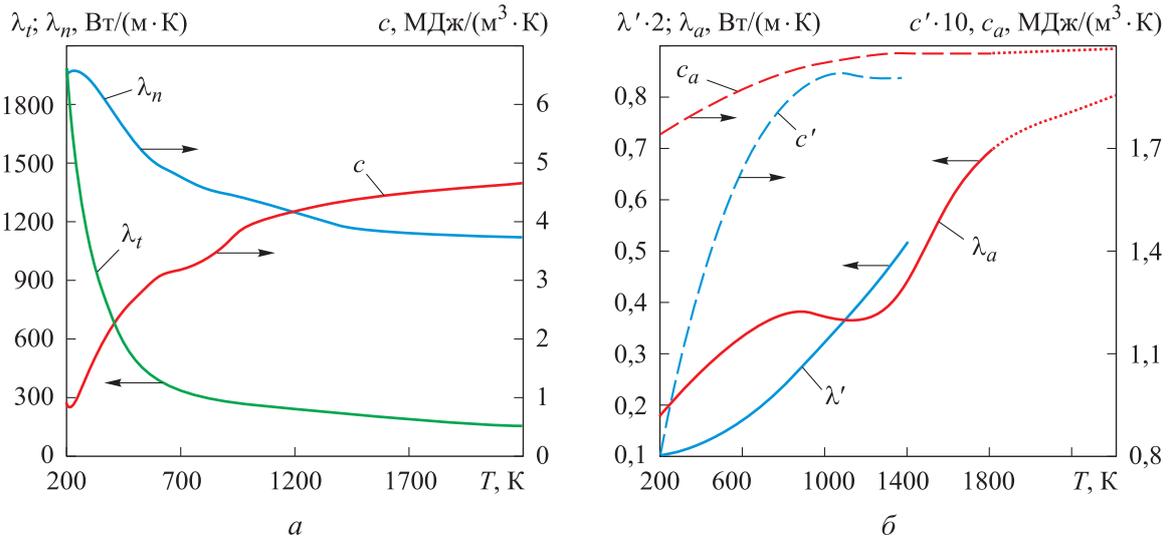


Рис. 6. Зависимости коэффициентов теплопроводности и теплоемкости от температуры для различных материалов:

$a$  —  $\lambda_n, \lambda_t$  и  $c$  для пирографита УПВ1-Т,  $b$  —  $\lambda'$  и  $c'$  для ТЗМК-10,  $\lambda_a$  и  $c_a$  для асботекстолита (пунктиром показаны экстраполированные участки кривых стрелками — соответствующая величине ось ординат)

тикратным запасом условию устойчивости явной конечно-разностной схемы [27].

Для примера в расчете использована траектория возвращения КА с орбиты Луны с промежуточными нырками до высоты 66,0 км (см. рис. 2). При расчете траектории приняты параметры  $R = 4,27$  м и  $D = 3,92$  м, что соответствует  $\theta_* \approx 0,4769$  рад ( $27,23^\circ$ ). Балансировочный угол атаки при спуске, определяющий положение передней критической точки, выбран равным  $\theta_0 \approx 0,4363$  рад ( $25^\circ$ ).

Рассмотрено двухслойное теплозащитное покрытие, состоящее из внешнего слоя пирографита УПВ1-Т и внутреннего слоя малотеплопроводного материала ТЗМК-10 с толщинами  $h' = 0,024$  м и  $h_* = 0,016$  м. Для сравнения также рассмотрен вариант, в котором пирографит заменен изотропным теплозащитным покрытием из асботекстолита той же толщины.

Зависимости коэффициентов теплопроводности и удельной теплоемкости от температуры

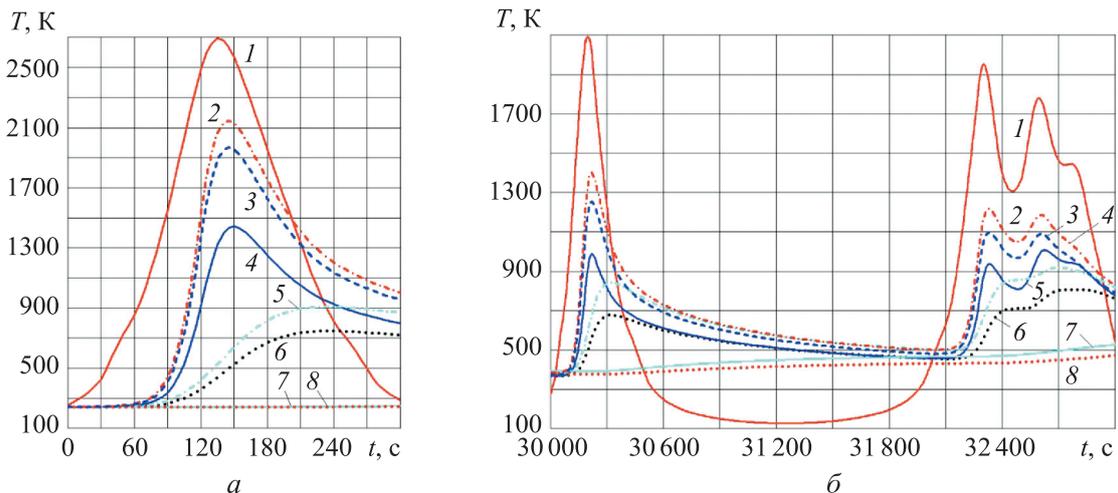


Рис. 7. Зависимости температур лобового щита  $T$  от времени  $t$  для первого нырка (а) и последующих двух нырков и спуска (б):

1 — мгновенной равновесной температуры в передней критической точке; 2 — температуры в передней критической точке; 3 — температуры на внешней поверхности в звуковой точке; 4 — температуры в точке, наиболее удаленной от критической (см. рис. 5, а, точка  $A''$ ); 5 и 6 — температур на границе между слоями пирографита и малотеплопроводного материала под щита соответственно передней критической точкой и на дальнем от нее крае; 7 и 8 — температур оболочки соответственно под передней критической точкой и на дальнем от нее крае щита

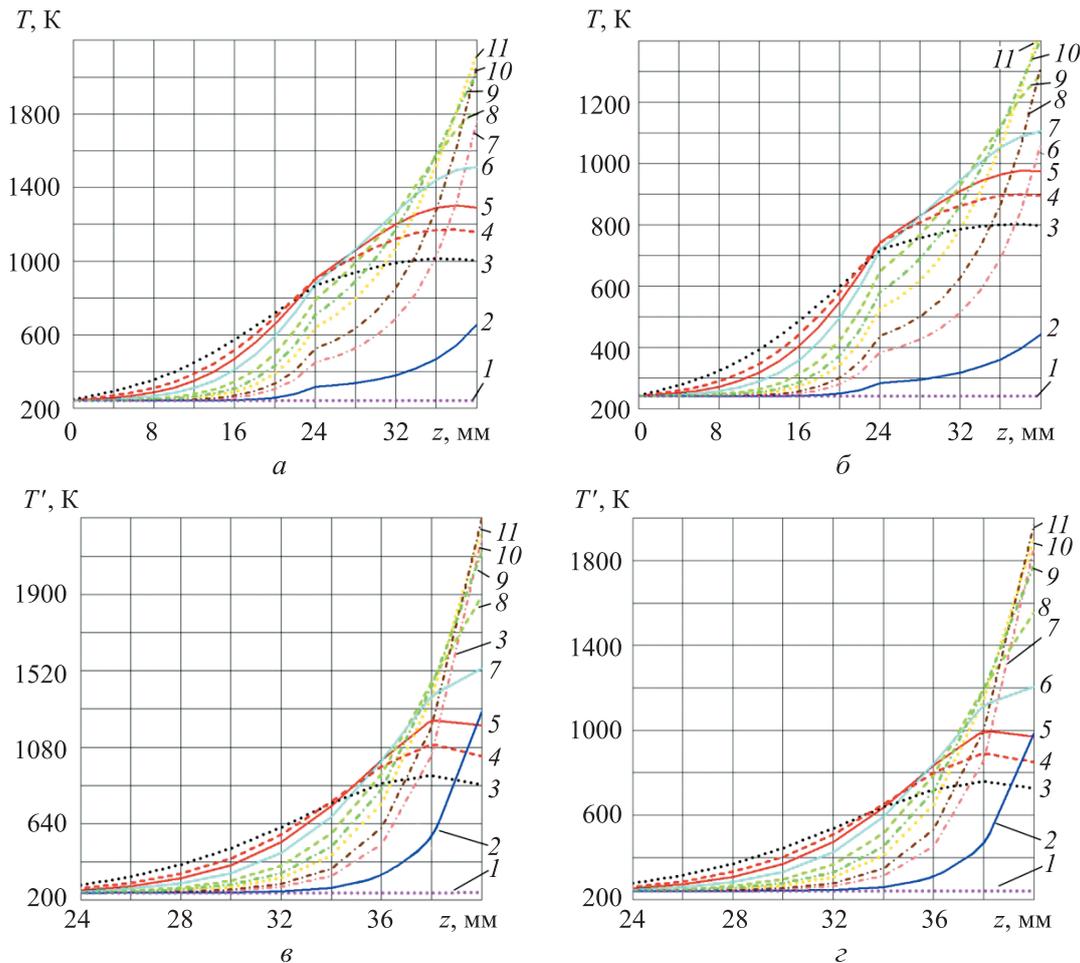


Рис. 8. Распределения температур в слое анизотропного  $T$  (а, б) и изотропного  $T'$  (в, з) теплозащитных покрытий по его толщине  $z$  под передней критической точкой (а, в) и на дальнем от нее крае щита (б, з) за различное время:  
 1 —  $t = 0$ ; 2 —  $t = 100$  с; 3 —  $t = 125$  с; 4 —  $t = 135$  с; 5 —  $t = 150$  с; 6 —  $t = 160$  с;  
 7 —  $t = 175$  с; 8 —  $t = 200$  с; 9 —  $t = 225$  с; 10 —  $t = 250$  с; 11 —  $t = 300$  с

для указанных материалов приведены на рис. 6 [22, 23, 29–31]. Дополнительно приняты следующие исходные данные:  $h_0 = 0,004$  м;  $\lambda_0 = 160$  Вт/(м·К);  $c_0 = 3$  МДж/(м<sup>3</sup>·К);  $T_0 = T_g = 300$  К и  $\alpha = 5$  Вт/(м<sup>2</sup>·К).

Как видно из рис. 7, максимальная температура, достигаемая в передней критической точке не превышает критического для пирографита значения (2200 К), т. е. предварительное торможение и спуск происходят без разрушения теплозащитного слоя. Температура внутренней оболочки в процессе предварительного торможения и спуска постепенно увеличивается, но на момент ввода в действие парашютной системы не превышает 532 К, что с учетом наличия внутренней теплоизоляции можно считать приемлемым.

Более подробно распределения температуры по толщине анизотропного теплозащитного

покрытия (по координате  $z = r - (R - h)$ ) под передней критической точкой и на дальнем от нее крае щита показаны на рис. 8, а, б, а для покрытия из асботекстолита — соответственно на рис. 8, в, з. Рассмотрен только первый нырок, так как при нем достигаются наибольшие значения тепловых потоков. Поскольку асботекстолит не успевает значительно прогреться за достаточно короткое время теплового нагружения, на рис. 8, в, з распределения температуры в слое малотеплопроводного материала не показаны.

## Вывод

Анализ результатов расчетов показал, что при реализации траектории возвращения КА с многократным входом в атмосферу Земли возможен выбор такой траектории (по крайней

мере для грузовых полетов), на которой интенсивность теплообмена на поверхности покрытия не превысит допустимого уровня. В этом случае применение современных и перспектив-

ных анизотропных теплозащитных композиционных материалов может ограничить уровень их нагрева без возникновения теплового разрушения.

## Литература

- [1] *Artemis*. URL: <https://www.nasa.gov/specials/artemis/> (дата обращения 4 февраля 2020).
- [2] Mann A. *China's Chang'e Program: Missions to the Moon*. URL: <https://www.space.com/43199-chang-e-program.html> (дата обращения 1 февраля 2020).
- [3] Багров А.В., Митькин А.С., Сысоев В.К., Юдин А.Д. Предложения по развитию инженерной инфраструктуры как важного этапа в исследовании и освоении Луны. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2018, № 4(42), с. 24–30.
- [4] Никитин П.В. *Тепловая защита*. Москва, Изд-во МАИ, 2006. 512 с.
- [5] Суржиков С.Т. *Расчетное исследование аэротермодинамики гиперзвукового обтекания затупленных тел на примере анализа экспериментальных данных*. Москва, ИПМех РАН, 2011. 192 с.
- [6] Феоктистов К.П., ред. *Космические аппараты*. Москва, Воениздат, 1983. 319 с.
- [7] Leonov V.V., Grishko D.A. Estimates of the Trajectory Parameters and Thermal Loads for a Ballistic Capsule Returning from the Moon with Multiple Dives into the Earth Atmosphere. *Journal of Engineering and Applied Sciences*, 2019, vol, 14, iss. 6, pp. 1775–1780, doi: 10.36478/jeasci.2019.1775.1780
- [8] Leonov V.V., Grishko D.A., Shvirikina O.S., Ayrapetian M.A., Nikitin G.A., Blinkov V.A. Multiple entry trajectory scenarios for returning from the Moon: advantages and disadvantages. *Proc. of 70<sup>th</sup> International Astronautical Congress*, 21–25 October 2019, Washington, DC, 2019, vol. 2019-October, IAC-19\_C1\_IP\_3\_x49850.
- [9] Шевелев Ю.Д., Сызранова Н.Г. Влияние химических реакций на теплопередачу в пограничном слое. *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*, 2010, т. 10, № 2, с. 91–126. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2010-10/articles/325/> (дата обращения 15 августа 2020).
- [10] Ревизников Д.Л., Сухарев Т.Ю. Гиперзвуковое обтекание затупленных тел в условиях атмосферы Земли и Марса. Сравнительный анализ математических моделей. *Тепловые процессы в технике*, 2018, т. 10, № 1–2, с. 5–15.
- [11] Tauber M.E., Grant E.P., Dinesh Prabhu. Stagnation Point Radiative Heating Relations for Venus Entry. *NASA Ames Research Center Report No. ARC-E-DAA-TN2887*, Virginia, 2012. 6 p.
- [12] Голомазов М.М., Иванков А.А. Программный комплекс для разработки систем тепловой защиты космических аппаратов, спускаемых в атмосферу планет. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2017, № 3, с. 41–53.
- [13] Номура Ш.К. Определение плотности теплового потока в критической точке тупого тела, обтекаемого гиперзвуковым потоком при малых числах Рейнольдса. *Аэрокосмическая техника*, 1984, т. 2, № 7.
- [14] Провоторов В.П., Степанов Э.А. Приближенные зависимости для расчета теплообмена на теле, обтекаемом гиперзвуковым потоком газа. *Ученые записки ЦАГИ*, 1992, т. 23, № 2, с. 25–29.
- [15] Елисеев А.Н., Миненко В.Е., Якушев А.Г., Агафонов Д.Н. Проектный аэродинамический и термобаллистический анализ спускаемого аппарата класса «несущий корпус». *Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2015, № 10, с. 88–125. URL: <http://engineering-science.ru/doc/815132.html> (дата обращения 20 мая 2020), doi: 10.7463/1015.0815132
- [16] Авдудевский В.С., Кошкин В.К., ред. *Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике*. Москва, Машиностроение, 1992. 528 с.
- [17] Зарубин В.С., Леонов В.В., Зарубин В.С. (мл.) Нагрев сегмента шарового слоя анизотропного теплозащитного покрытия. *Тепловые процессы в технике*, 2019, т. 11, № 12, с. 556–563, doi: 10.34759/tpt-2019-11-12-556-563

- [18] Зарубин В.С., Леонов В.В., Зарубин В.С. (мл.) Нагрев анизотропного слоя теплозащитного покрытия при гиперзвуковом обтекании сферического затупления. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 2019, № 1, с. 73–80.
- [19] Зарубин В.С., Зарубин В.С. мл., Леонов В.В. Неравномерный нагрев поверхности анизотропного шарового слоя. *Тепловые процессы в технике*, 2019, т. 11, № 3, с. 115–123.
- [20] Зарубин В.С., Леонов В.В., Зарубин В.С. (мл.) Температурное состояние анизотропного шарового слоя при конвективном теплообмене с окружающей средой. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*, 2019, № 4, с. 40–55, doi: 10.18698/1812-3368-2019-4-40-55
- [21] Leonov V.V., Zarubin V.S. Jr. Uneven Heating of the Anisotropic Spherical Layer of the Heat-Protective Coating. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2171, art. no. 030004, doi: 10.1063/1.5133170
- [22] Фиалков А.С., Бавер А.И., Сидоров Н.М., Чайкун М.И., Рабинович С.М. Пирографит. Получение, структура, свойства. *Успехи химии*, 1965, т. 34, № 1, с. 132–153, doi: <https://doi.org/10.1070/RC1965v034n01ABEH001405>
- [23] Соседов В.П., ред. *Свойства конструкционных материалов на основе углерода: справочник*. Москва, Металлургия, 1975. 336 с.
- [24] Ваганов А.В., Дмитриев В.Г., Задонский С.М., Киреев А.Ю., Скуратов А.С., Степанов Э.А. Оценки теплового режима малоразмерного крылатого возвращаемого аппарата на этапе его проектирования Estimations of low-sized winged reentry vehicle heat regimes on the stage of its designing. *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*, 2007, т. 5. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2007-5/articles/51/>
- [25] Walker S.P., Daryabeigi K., Samareh J.A., Armand S.C., Perino S.V. Preliminary Development of a Multifunctional Hot Structure Heat Shield. *AIAA Paper 2014-0350*, 2014, 13 p., doi: 10.2514/6.2014-0350
- [26] Самарский А.А., Вабищевич П.Н. *Вычислительная теплопередача*. Москва, Едиторал УРСС, 2003. 784 с.
- [27] Власова Е.А., Зарубин В.С., Кувыркин Г.Н. *Приближенные методы математической физики*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. 700 с.
- [28] Галанин М.П., Савенков Е.Б. *Методы численного анализа математических моделей*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. 592 с.
- [29] Гофин М.Я. *Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых космических аппаратов*. Москва, Мир, 2003. 671 с.
- [30] Гусарова И.А. Высокотемпературный теплоизоляционный материал на основе керамических волокон High-temperature thermal insulation material based on ceramic fibers. *Космическая наука и технология*, 2017, т. 23, № 2, с. 24–31, doi: <https://doi.org/10.15407/knit2017.02.024>
- [31] Полежаев Ю.В., Фролов Г.А. *Тепловое разрушение материалов*. Киев, Из-во НПИМ НАНУ, 2005. 288 с.

## References

- [1] *Artemis*. Available at: <https://www.nasa.gov/specials/artemis/> (accessed 4 February 2020).
- [2] Mann A. *China's Chang'e Program: Missions to the Moon*. Available at: <https://www.space.com/43199-chang-e-program.html> (accessed 1 February 2020).
- [3] Bagrov A.V., Mit'kin A.S., Sysoyev V.K., Yudin A.D. Proposal for the development of engineering infrastructure as a key milestone of lunar exploration. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2018, no. 4(42), pp. 24–30 (in Russ.).
- [4] Nikitin P.V. *Teplovaya zashchita* [Thermal protection]. Moscow, MAI publ., 2006. 512 s.
- [5] Surzhikov S.T. *Raschetnoye issledovaniye aerotermodynamiki giperzvukovogo obtekaniya zatuplennykh tel na primere analiza eksperimental'nykh dannykh* [Computational study of aerothermodynamics of hypersonic flow around blunted bodies on the example of experimental data analysis]. Moscow, IPMekh RAN publ., 2011. 192 p.
- [6] *Kosmicheskiye apparaty* [Spacecraft]. Ed. Feoktistov K.P. Moscow, Voenizdat publ., 1983. 319 p.

- [7] Leonov V.V., Grishko D.A. Estimates of the Trajectory Parameters and Thermal Loads for a Ballistic Capsule Returning from the Moon with Multiple Dives into the Earth Atmosphere. *Journal of Engineering and Applied Sciences*, 2019, vol. 14, iss. 6, pp. 1775–1780, doi: 10.36478/jeasci.2019.1775.1780
- [8] Leonov V.V., Grishko D.A., Shvirikina O.S., Ayrapetian M.A., Nikitin G.A., Blinkov V.A. Multiple entry trajectory scenarios for returning from the Moon: advantages and disadvantages. *Proc. of 70<sup>th</sup> International Astronautical Congress*, 21–25 October 2019, Washington, DC, 2019, vol. 2019-October, IAC-19\_C1\_IP\_3\_x49850.
- [9] Shevelev Yu.D., Syzranova N.G. Influence of chemical reactions on heat transfer in boundary layer. *Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike*, 2010, vol. 10, no. 2, pp. 91–126 (in Russ.). Available at: <http://chemphys.edu.ru/issues/2010-10/articles/325/> (accessed 15 August 2020).
- [10] Reviznikov D.L., Sukharev T.Yu. Hypersonic flow around blunted bodies in the atmosphere of Earth and Mars. Comparative analysis of mathematical models. *Teplovyye protsessy v tekhnike*, 2018, vol. 10, no. 1–2, pp. 5–15 (in Russ.).
- [11] Tauber M.E., Grant E.P., Dinesh Prabhu. Stagnation Point Radiative Heating Relations for Venus Entry. *NASA Ames Research Center Report No. ARC-E-DAA-TN2887*, Virginia, 2012. 6 p.
- [12] 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.).
- [13] Nomura Sh.K. Determination of the heat flux density at the critical point of a blunt body flowed by a hypersonic flow at small Reynolds numbers. *Aerokosmicheskaya tekhnika*, 1984, vol. 2, no. 7 (in Russ.).
- [14] Provotorov V.P., Stepanov E.A. Approximate dependences for calculating heat transfer on a body streamlined by a hypersonic gas flow. *Uchenyye zapiski TSAGI*, 1992, vol. 23, no. 2, pp. 25–29 (in Russ.).
- [15] Eliseyev A.N., Minenko V.E., Yakushev A.G., Agafonov D.N. Project, Aerodynamic, Thermal and Ballistic Analysis of a Lifting-Body Reentry Vehicle. *Nauka i obrazovaniye. MGТУ im. N.E. Bauman*, 2015, no. 10, pp. 88–125 (in Russ.). Available at: <http://engineering-science.ru/doc/815132.html> (accessed 20 May 2020), doi: 10.7463/1015.0815132
- [16] *Osnovy teploperedachi v aviatsionnoy i raketno-kosmicheskoy tekhnike* [Fundamentals of heat transfer in aviation and rocket and space technology]. Ed. Avduyevskiy V.S., Koshkin V.K. Moscow, Mashinostroyeniye publ., 1992. 528 p.
- [17] Zarubin V.S., Leonov V.V., Zarubin V.S. (ml.) Heating of anisotropic thermal protection coating spherical layer segment. *Teplovyye protsessy v tekhnike*, 2019, vol. 11, no. 12, pp. 556–563 (in Russ.), doi: 10.34759/tpt-2019-11-12-556-563
- [18] Zarubin V.S., Leonov V.V. Heating of an anisotropic insulation layer with hypersonic flow past a spherical blunting. *Russian Aeronautics*, 2019, vol. 62, no. 1, pp. 81–88, doi: 10.3103/S1068799819010112
- [19] Zarubin V.S., Zarubin V.S. ml., Leonov V.V. Uneven surface heating of anisotropic spherical layer. *Teplovyye protsessy v tekhnike*, 2019, vol. 11, no. 3, pp. 115–123 (in Russ.).
- [20] Zarubin V.S., Leonov V.V., Zarubin V.S. (ml.) Temperature state of the anisotropic spherical layer during convective heat exchange with the environment. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Natural Sciences*, 2019, no. 4, pp. 40–55 (in Russ.), doi: 10.18698/1812-3368-2019-4-40-55
- [21] Leonov V.V., Zarubin V.S. Jr. Uneven Heating of the Anisotropic Spherical Layer of the Heat-Protective Coating. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2171, art. no. 030004, doi: 10.1063/1.5133170
- [22] Fialkov A.S., Bayer A.I., Sidorov N.M., Chaikun M.I., Rabinovich S.M. Pyrographite (preparation, structure, properties). *Russ. Chem. Rev.*, 1965, vol. 34 (1), pp. 46–58, doi: <https://doi.org/10.1070/RC1965v034n01ABEH001405>
- [23] *Svoystva konstruktsionnykh materialov na osnove ugleroda: spravochnik* [Properties of carbon-based construction materials: reference]. Ed. Sosedov V.P. Moscow, Metallurgiya publ., 1975. 336 p.

- [24] Vaganov A.V., Dmitriyev V.G., Zadonskiy S.M., Kireyev A.Yu., Skuratov A.S., Stepanov E.A. Estimations of low-sized winged reentry vehicle heat regimes on the stage of its designing. *Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike*, 2007, vol. 5 (in Russ.). Available at: <http://chemphys.edu.ru/issues/2007-5/articles/51/>
- [25] Walker S.P., Daryabeigi K., Samareh J.A., Armand S.C., Perino S.V. Preliminary Development of a Multifunctional Hot Structure Heat Shield. *AIAA Paper 2014-0350*, 2014, 13 p., doi: 10.2514/6.2014-0350
- [26] Samarskiy A.A., Vabishchevich P.N. *Vychislitel'naya teploperedacha* [Computational heat transfer]. Moscow, Editorial URSS publ., 2003. 784 p.
- [27] Vlasova E.A., Zarubin V.S., Kuvyrkin G.N. *Priblizhennyye metody matematicheskoy fiziki* [Approximate methods of mathematical physics]. Moscow, Bauman Press, 2001. 700 p.
- [28] Galanin M.P., Savenkov E.B. *Metody chislennogo analiza matematicheskikh modeley* [Methods of numerical analysis of mathematical models]. Moscow, Bauman Press, 2018. 592 p.
- [29] Gofin M.Ya. *Zharostoykiye i teplozashchitnyye konstruksii mnogorazovykh kosmicheskikh apparatov* [Heat-resistant and heat-protective structures of reusable spacecraft]. Moscow, Mir publ., 2003. 671 p.
- [30] Gusarova I.A. High-temperature thermal insulation material based on ceramic fibers. *Kosmicheskaya nauka i tekhnologiya*, 2017, vol. 23, no. 2, pp. 24–31 (in Russ.), doi: <https://doi.org/10.15407/knit2017.02.024>
- [31] Polezhayev Yu.V., Frolov G.A. *Teplovoye razrusheniye materialov* [Thermal destruction of materials]. Kiev, NPM NANU publ., 2005. 288 p.

Статья поступила в редакцию 15.10.2020

## Информация об авторах

**ЛЕОНОВ Виктор Витальевич** — кандидат технических наук, доцент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: lv-05@mail.ru).

**ЗАРУБИН Владимир Сергеевич мл.** — инженер второй категории отдела «Крупногабаритные космические конструкции» НИИСМ. МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: vszarubin@gmail.com).

**АЙРАПЕТЯН Марат Арменович** — инженер Учебно-научного комплекса «Специальное машиностроение». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: marat.ayr@gmail.com).

## Information about the authors

**LEONOV Victor Vitalyevich** — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor. Department of Spacecraft and Launch Vehicles. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: lv-05@mail.ru).

**ZARUBIN Vladimir Sergeevich Jr.** — Engineer of the 2<sup>nd</sup> Category, Department of Large Space Structures, Research Institute of Special Machinery. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: vszarubin@gmail.com).

**AYRAPETYAN Marat Armenovich** — Engineer, Special Machinery Research and Educational Complex. Bauman Moscow State Technical University (BMSTU, 105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: marat.ayr@gmail.com).

### Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Леонов В.В., Зарубин В.С. мл., Айрапетян М.А. Анализ эффективности применения анизотропных теплозащитных материалов при реализации траекторий с многократным входом в атмосферу. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2021, № 2, с. 56–68, doi: 10.18698/0536-1044-2021-2-56-68

### Please cite this article in English as:

Leonov V.V., Zarubin V.S. Jr., Ayrapetyan M.A. Analysis of the Anisotropic Heat-Protective Material Application Effectiveness in the Implementation of Trajectories with Multiple Re-entries into the Atmosphere. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2021, no. 2, pp. 56–68, doi: 10.18698/0536-1044-2021-2-56-68