Тепловые процессы в технике. 2025. Т. 17. № 2. С. 55–63
Thermal processes in engineering, 2025, vol. 17, no. 2, pp. 55–63

Научная статья
УДК 536.21, 536.244
URL: https://tptmai.ru/publications.php?ID=184633
EDN: https://www.elibrary.ru/AJRLYL

Влияние лучистого теплообмена на уровень температуры поверхности сферической формы при высокоскоростном обтекании

А.А. Зубко[1]✉, А.С. Кожемяко[2], П.В. Никитин[3], О.А. Пашков[4], И.М. Платонов[5]

[1,2,3,4,5]*Московский Авиационный Институт (Национальный Исследовательский Университет (МАИ)), Москва, Российская Федерация*
[1]*shkuratenko.anna@mail.ru*✉

Аннотация. В представленной статье приведены результаты исследования влияния лучистого теплообмена на температурный режим, который формируется на поверхности летательного аппарата сферической формы.
Для проведения моделирования использовалась современная математическая модель, основанная на численных методах решения дискретизированных уравнений механики сплошной среды.
Анализ показал, что может быть оказано значительное влияние на распределение температуры на поверхности объекта, особенно при высоких скоростях обтекания и экстремальных температурах. В частности, были рассмотрены реальные физические ситуации, возникающие при взаимодействии тел с различными видами газовых потоков.
Результаты работы имеют практическое значение для проектирования и эксплуатации систем, работающих в условиях интенсивного теплового воздействия.

Ключевые слова: набегающий поток, расчетная сеточная модель, тепло-массообмен, скоростной поток, численное моделирование, лучистый теплообмен

Для цитирования. Зубко А.А., Кожемяко А.С., Никитин П.В., Пашков О.А., Платонов И.М. Влияние лучистого теплообмена на уровень температуры поверхности сферической формы при высокоскоростном обтекании // Тепловые процессы в технике. 2025. Т. 17. № 2. С. 55–63. URL: https://tptmai.ru/publications.php?ID=184633

Original article

The effect of radiant heat transfer on the temperature level of a spherical surface during high-speed flow

A.A. Zubko[1]✉, A.S. Kozhemyako[2], P.V. Nikitin[3], O.A. Pashkov[4], I.M. Platonov[5]

[1,2,3,4,5]*Moscow Aviation Institute (National Research University (MAI)), Moscow, Russian Federation*
[1]*shkuratenko.anna@mail.ru*✉

Abstract. This paper presents the development of advanced technologies for the creation of heat-resistant thermal protection materials based on carbon-carbon composites (CCCM). Particular attention

is paid to optimizing the key performance characteristics of these materials, such as reducing catalytic activity, increasing emissivity, increasing heat resistance and expanding the limits of permissible operating temperatures of the material surface. All these indicators play a decisive role in determining the operating conditions and durability of the structural materials.
However, a successful solution to this problem requires not only the development of new materials, but also a deep analysis of their numerous properties with maximum accuracy. It is important to take into account that under conditions of intense aerodynamic heating, typical for the external surfaces of aircraft (LA) and combustion chambers of jet engines, the physical and chemical properties of materials can undergo significant changes. This makes it necessary to comprehensively study the behavior of materials under extreme conditions.
The proposed approach in this paper is aimed at ensuring the protection of the surface of carbon-carbon composite materials from the effects of an aggressive oxidation environment by applying special heat-resistant coatings to it. The formation of protective layers is implemented by the method developed by the authors, low-temperature gas dynamics, based on the use of supersonic heterogeneous flows. Experimental data indicate that the vast majority of disadvantages of carbon-carbon composites can be overcome by creating thin-layer heat-resistant ceramic coatings on their surface with a thickness of about 50 to 100 micrometers. These coatings consist of compounds such as silicon carbide (SiC), silicon nitride (Si_3N_4), boron carbide (B_4C) and others, with the addition of strictly defined amounts of rare-earth refractory metals. This combination ensures the achievement of an ideal ratio between the catalytic and radiative parameters, which significantly improves the performance of the material. The practical significance of the results obtained lies in the possibility of applying the developed solutions in the field of design and operation of high-tech objects and systems in various industries. This opens up prospects for significant improvements in the reliability and durability of equipment operating under high temperature and aggressive environments.

Keywords: incoming flow, computational grid model, heat and mass transfer, high-speed flow, numerical modeling, radiant heat transfer

For citation. Zubko A.A., Kozhemyako A.S., Nikitin P.V., Pashkov O.A., Platonov I.M. The effect of radiant heat transfer on the temperature level of a spherical surface during high-speed flow. *Thermal processes in engineering*. 2025, vol. 17, no. 2, pp. 55–63. (In Russ.). URL: https://tptmai.ru/publications.php?ID=184633

Введение

Одной из ключевых задач при проектировании и разработке спускаемых аппаратов является точное определение параметров теплообмена на их поверхности [1, 2]. Эта задача приобретает особую важность, поскольку результаты ее решения оказывают существенное влияние на летно-технические характеристики аппарата. От правильного понимания и оценки тепловых нагрузок зависит безопасность экипажа, надежность конструкции и успешность выполнения миссии в целом.

Теплообмен на поверхности спускаемого аппарата происходит под воздействием множества факторов, среди которых наиболее значимыми являются аэродинамическое нагревание, конвективный теплообмен с окружающим газом, а также радиационный теплообмен с окружающей средой и внутренними элементами конструкции. Эти процессы становятся особенно сложными и важными при входе аппарата в атмосферу планеты, когда он подвергается воздействию экстремально высоких температур и плотностей газа.

Исследование и моделирование тепловых процессов позволяют инженерам оптимизировать конструкцию аппарата, выбрать подходящие материалы для теплозащиты и разработать эффективные системы охлаждения. Кроме того, точные данные о параметрах теплообмена необходимы для разработки алгоритмов управления полетом и обеспечения безопасности экипажа. Таким образом, задача определения параметров теплообмена является неотъемлемой частью процесса создания современных космических аппа-

ратов и требует использования передовых методов математического моделирования и экспериментального тестирования.

Тепловое проектирование устройства часто вступает в противоречие с требованиями аэродинамики, иногда существенно изменяя аэродинамическую конфигурацию аппарата. Это связано с тем, что вследствие аэродинамического нагрева температура наиболее нагруженных элементов конструкции может достигнуть критического уровня, что приведет к разрушению структуры. То есть нагрев станет катастрофическим. Поэтому при создании спускаемого аппарата важно заранее определить параметры тепломассообмена на его поверхности, поскольку в этом случае уже на стадии проектирования станет возможным оптимизация его геометрических, весовых и прочих характеристик, которые в значительной степени зависят от параметров необходимой тепловой защиты.

В связи с тем, что эффективное экспериментальное исследование высотных высокоскоростных течений вязкого газа в наземных условиях жестко ограничено, а проведение летных экспериментов экономически затратно, а зачастую и просто невозможно, то при разработке спускаемого аппарата особенно остро проявляется потребность в наличии достоверных математических моделей, описывающих процессы термогазодинамики и тепломассообмена [1–12].

Как известно, при высокоскоростном полете поверхности наиболее теплонапряженных элементов ЛА, нагреваются до высоких температур. При этом на уровень плотности теплового потока существенный вклад начинает вносить лучистый теплообмен между ее поверхностью и окружающей средой [13, 14]. В связи с этим в работе проведена оценка влияния лучистого теплообмена на температурное состояние поверхности сферической формы радиусом 0,45 м, что соответствует размерам перспективного малоразмерного крылатого спускаемого аппарата ЦАГИ [12]. Для этого была использована разработанная авторами математическая модель, основанная на решении дискретных аналогов уравнений механики сплошной среды [13, 14, 15, 16].

Постановка задачи

В качестве объекта исследования выбрана сфера радиусом R = 0,45 м. Принималось, что спуск в плотных слоях атмосферы осуществляется по траектории, заимствованной из работы [17]. В рамках данного исследования были выполнены расчеты для пяти точек траектории спуска, находящихся в зоне наибольшего аэродинамического нагрева. Параметры встречного потока для этих точек траектории указаны в таблице 1.

Таблица 1. Параметры набегающего потока

Точка траектории	Высота H, M	Число Маха M_∞	Статическое давление p_∞, $Па$	Статическая температура T_∞, K
1	80000	26,55	1,05247	198,639
2	70000	20,07	5,22088	219,585
3	60000	14,35	21,9586	247,021
4	50000	7,91	79,7787	270,650
5	40000	4,69	287,143	250,350

В работе рассматривался предельный случай нулевой каталитической активности поверхности спускаемого аппарата: $k_w \to 0$ [18, 19].

Кроме того, в качестве граничного условия для модели лучистого теплообмена принималось, что поверхность имеет сферическую форму, сделанную из материала тепловой защиты, и имеет излучательную способность ε = 0,85, что соответствует среднему значению для современных волокнистых композиционных теплозащитных материалов [20, 21].

Математическая модель лучистого теплообмена

Математическое моделирование осуществлялось с использованием ранее разработанной модели, которая представлена подробно в работах [13, 14, 15, 16]. Используемая математическая модель включает систему уравнений термогазодинамики и тепломассообмена вязкого сжимаемого многокомпонентного, химически активного пограничного слоя на поверхности сферы. Модель химической кинетики состоит из 11 химических реакций и учитывает процессы диссоциации, рекомбинации и ионизации.

В данном исследовании использован достаточно простой подход. Учитывая, что эффекты спектрального неравновесного излучения ударной волны и сжатого слоя становятся значительными только при скоростях полета выше

10 км/с, было решено не учитывать излучательные свойства ударной волны и слоя сжатия. Однако для точного расчета тепловых потоков считалось, что поверхность излучает как серое тело, которое, как известно, подчиняется закону Стефана–Больцмана [18].

Для этой цели используется уравнение переноса лучистой энергии, которое описывает процесс передачи тепловой энергии посредством электромагнитного излучения. В общем случае, для рассматриваемых точек пространства, обозначаемых радиус-вектором **r**, излучение в направлении вектора **s** описывается уравнением переноса лучистой энергии следующего вида:

$$\frac{dI(\mathbf{r},\mathbf{s})}{ds}+(a+\sigma_s)I(\mathbf{r},\mathbf{s})= an^2\frac{\sigma T^4}{\pi}+\frac{\sigma_s}{4\pi}\int_0^{4\pi} I(\mathbf{r},\mathbf{s}')\Phi(\mathbf{s},\mathbf{s}')d\Omega', \quad (1)$$

где: **r** – вектор, характеризующий положение в пространстве поглощающей, излучающей и рассеивающей среды;

s – вектор, характеризующий направление излучения;

s' – вектор, характеризующий направление рассеивания;

s – геометрическая толщина среды;

a – коэффициент поглощения;

n – коэффициент преломления (важен в случае рассмотрения излучения в полупрозрачных средах);

σ_s – коэффициент рассеивания;

σ – постоянная Стефана–Больцмана;

I – интенсивность излучения, которая зависит от положения среды $\vec{r}$ и направления излучения $\vec{s}$;

T – местная температура;

Φ – функция фазового рассеивания;

Ω' – телесный угол;

$(a+\sigma_s)s$ – оптическая толщина среды.

Как уже отмечалось ранее, в этом исследовании излучательными характеристиками ударной волны и сжатого слоя пренебрегли, поэтому считалось, что газовая среда пограничного слоя полностью прозрачна, то есть коэффициенты поглощения $\alpha = 0$ и рассеяния $\sigma_s = 0$. При таких предположениях уравнение (1) значительно упрощается и приобретает следующий вид:

$$\frac{dI(\mathbf{r},\mathbf{s})}{ds}=0 \quad (2)$$

Модель дискретных ординат

Метод дискретных ординат (МДО), используемый для решения уравнения (2), представляет собой эффективный численный подход для анализа процессов переноса лучистой энергии. Суть данного метода заключается в том, что исходное интегро-дифференциальное уравнение переноса излучения заменяется системой алгебраических уравнений, каждое из которых описывает перенос излучения в определенном направлении.

Основной принцип МДО состоит в выборе фиксированного набора направлений излучения, каждому из которых соответствует свой вектор направления **s**. Этот вектор определяет конкретное направление распространения излучения в пространстве и остается неизменным в глобальной декартовой системе координат (x, y, z). Применение МДО приводит к тому, что уравнение (2) трансформируется в систему уравнений для переноса интенсивности излучения в декартовых координатах.

Важным аспектом применения МДО является выбор количества направлений излучения **s**, которое непосредственно влияет на точность получаемого решения. Чем больше направлений выбрано, тем точнее будет результат, однако это также увеличивает вычислительную сложность задачи. В итоге число уравнений, которые необходимо решить, равно количеству выбранных направлений излучения.

Применение МДО особенно эффективно в случаях, когда требуется учесть сложные геометрии и неоднородность среды, поскольку этот метод позволяет гибко адаптироваться под различные условия задачи.

В данной работе модель дискретных ординат использовалась в ее классическом виде [20–22], при этом уравнения энергии и интенсивности излучения решались последовательно друг за другом. Этот метод позволяет получить надежные данные о величине лучистых тепловых потоков в задачах с оптически тонкими средами.

После преобразования уравнение (2) для модели излучения серого тела в декартовых координатах выглядит так:

$$\nabla\cdot I\left((\mathbf{r},\mathbf{s})\mathbf{s}\right)=0 \quad (3)$$

Угловая дискретизация и пикселизация

При решении задач радиационного теплообмена часто используется метод разбиения окружающего пространство на определенные участки, чтобы облегчить расчеты переноса излучения. В данной работе применяется методика деления пространства на так называемые октанты. Октанты представляют собой части пространства, полученные путем разделения его на равные секторы. В случае рассмотрения задачи в двух измерениях, пространство делится на четыре таких сектора, каждый из которых называется октантом.

Каждый октант кольцевого пространства далее подразделяется на множество малых элементов, представляющих собой контрольные углы. Эти элементы создаются таким образом, что они охватывают равные по величине телесные углы. Количество этих углов обозначается как N_ϕ. В контексте двухмерной задачи контрольный угол ϕ соответствует азимутальному углу в сферической системе координат, которая строится с использованием полярной оси OZ.

Азимутальный угол ϕ, который определяет положение каждого контрольного угла, измеряется относительно глобальной декартовой системы координат. Эта система координат обычно выбирается таким образом, чтобы одна из ее осей совпадала с направлением распространения излучения от источника. Такой подход позволяет точно определить направление и интенсивность излучения в каждой точке пространства, что критически важно для корректного расчета теплового баланса в системах с радиацией.

На рисунке 1 представлена схема, иллюстрирующая данную концепцию. На ней видно, как пространство вокруг излучателя делится на октанты и как внутри каждого октанта формируются контрольные углы.

Рис. 1. Схема отображения контрольных углов и направления их измерений

Обычно грани ячеек не совпадают с границами контрольных углов. Это приводит к тому, что контрольные углы пересекаются с гранями ячеек, что создает определенные сложности при решении уравнения переноса интенсивности излучения [23]. Контрольный угол может одновременно находиться внутри и снаружи элементарной поверхности ячейки. Такую проблему в случае решения двухмерной задачи иллюстрирует рисунок 2.

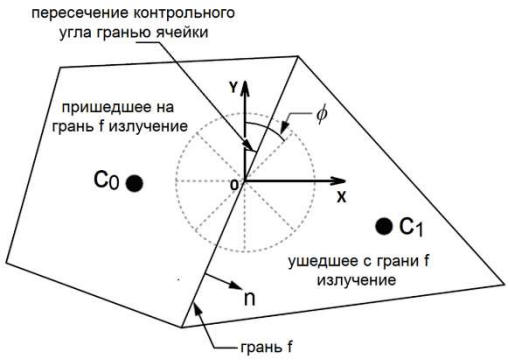


Рис. 2. Дискретизация углов на нерегулярной расчетной сетке (C_0 и C_1 – ячейки расчетной сетки)

На рисунке 2 видно, что элементарная поверхность контрольного объема пересекает окружность, которая представляет собой кольцевое пространство, под произвольным углом. Чтобы корректно рассчитать потоки лучистой энергии в каждом контрольном угле, применяется принцип пикселизации [24]. Контрольный угол, который пересекается гранью ячейки, делится на $N_{\phi p}$ пикселей, как изображено на рисунке 3.

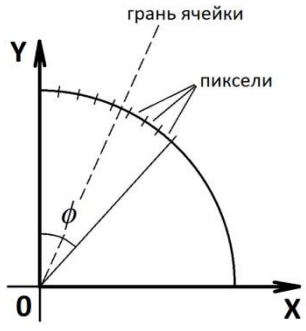


Рис. 3. Пикселизация контрольного угла ϕ

Энергию каждого пикселя рассматривают либо как поступающую на элементарную поверхность, либо исходящую от нее. Данный метод позволяет с определенной точностью учитывать влияние пересечения контрольного объема эле-

ментарной поверхностью. Очевидно, что точность решения задачи при использовании этого метода зависит от разрешения пикселизации.

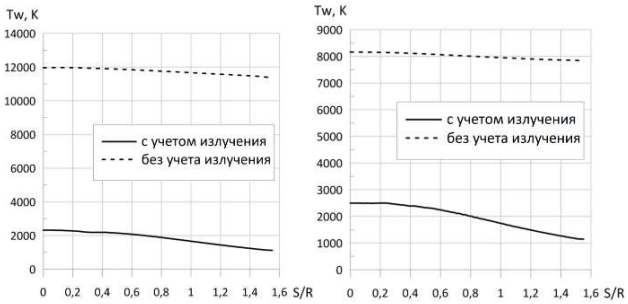
Расчетная сеточная модель

В ходе проведения численных расчетов использовалась двумерная структурированная расчетная сетка, включающая 11 200 четырехугольных ячеек, как показано на рисунке 4. Расчетная сеточная модель представляет собой регулярную структуру с четырех-узловыми ячейками, связанных между собой ребрами. Такая структура позволяет обеспечить высокую точность дискретизации геометрической области и повысить эффективность численного метода. С целью снижения требований к расчетным ресурсам применялось осесимметричное приближение. Этот подход основан на предположении о том, что распределение параметров течения газа и теплопереноса одинаково для всех меридиональных плоскостей, проходящих через ось симметрии исследуемого объекта. В данном случае объектом является сфера, а следовательно, все параметры потока остаются неизменными в любой плоскости, проходящей через центр сферы и любую точку на ее поверхности. Использование осесимметрического подхода позволило существенно упростить задачу, сведя трехмерный анализ к решению двухмерного уравнения, описывающего течение в одной произвольной меридиальной плоскости. Таким образом, удалось минимизировать объем необходимых вычислений, сохранив при этом достаточную точность модели. Для точного описания градиентов параметров потока вблизи поверхности устройства сетка уплотняется по направлению нормали к ней.

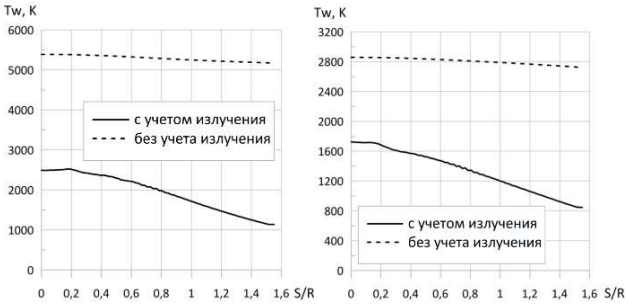
Рис. 4. Расчетная сеточная модель

Анализ полученных результатов

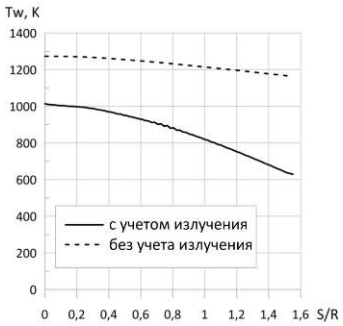
В ходе расчетов определено температурное состояние поверхности сферы. На рисунке 5 показано распределение температуры поверхности вдоль образующей сферы. Вдоль оси абсцисс отложена безразмерная координата *S*/*R*.



а) $H = 80000$м, $M_\infty = 26{,}55$ *б*) $H = 70000$м, $M_\infty = 20{,}07$



в) $H = 60000$м, $M_\infty = 14{,}35$ *г*) $H = 50000$м, $M_\infty = 7{,}91$



д) $H = 40000$м, $M_\infty = 4{,}69$

Рис. 5. Распределение температуры поверхности сферы вдоль образующей

На рисунке 5 показано, что распределение температуры вдоль образующей сферы соответствует известным закономерностям. Максимальная температура фиксируется в передней критической точке ($S/R = 0$), а затем она уменьшается по мере удаления от этой точки. Видно, что учет лучистого теплообмена значительно влияет на температурный режим поверхности. Как и предполагалось, это воздействие усиливается с уве-

личением числа Маха. Например, при $M\infty = 4{,}69$ учет излучения снижает температуру в передней критической точке на 22 %, тогда как при $M\infty = 26{,}55$ – на 81 %. Таким образом, при высоких числах Маха лучистый теплообмен становится преобладающим над конвективным. Важно отметить, что при больших значениях числа Маха ($M\infty \geq 14{,}35$) в расчетах с учетом излучения температура поверхности сферы почти не изменяется, в отличие от расчетов без учета излучения, где температура растет пропорционально числу Маха. Это указывает на резкое увеличение лучистого теплового потока, отводимого от поверхности в окружающую среду.

Выводы

Таким образом, разработана комплексная методика численного моделирования высокоскоростного газового потока вблизи поверхности сферы с учетом процессов лучистого теплообмена. Основу данной методики составляет использование модели дискретных ординат, которая позволяет учитывать эффекты переноса лучистой энергии в среде.

Были выполнены обширные серии численных расчетов, направленных на исследование обтекания сферы как с учетом, так и без учета эффекта излучения. Моделирование охватывало широкий диапазон скоростей и давлений, что позволило получить данные для различных физических ситуаций, встречающихся в реальных условиях эксплуатации.

Результаты проведенных исследований подтвердили существенную роль лучистого теплообмена в формировании температурного режима на поверхности сферы. Было установлено, что игнорирование эффектов излучения может привести к значительным погрешностям в оценке тепловых нагрузок и, соответственно, к неверному выбору конструктивных решений и материалов для теплозащитных покрытий. Поэтому учет лучистого теплообмена является необходимым условием для точного прогнозирования поведения конструкций в условиях высокоскоростных газовых потоков.

Эти выводы подчеркивают важность разработанного подхода и его значимость для дальнейших инженерных разработок и исследований в области аэрокосмической техники и теплофизики.

Список источников

1. Никитин П.В. Тепловая защита. Учебник высшей школы. М.: Изд. МАИ, 2006. 510 с.
2. Зубко А.А., Мякочин А.С., Никитин П.В. и др. Методы и средства исследования интенсивного теплообмена. М.: Изд-во МАИ, 2022. 120 с.
3. Дорренс У.Х. Гиперзвуковые течения вязкого газа. М.: Мир, 1966.
4. Dorrance W.H. Viscous hypersonic flow. Theory of Reacting Hypersonic Boundary Layers. New York: Dover Publications. 2017. 352 p.
5. Тирский Г.А., Сахаров В.И., Ковалев В.Л. и др. Гиперзвуковая аэродинамика и тепломассообмен спускаемых космических аппаратов и планетных зондов. М.: Физматлит, 2011. 546 с.
6. Formalev V.F., Kolesnik S.A., Garibyan B.A. Analytical solution of the problem of conjugate heat transfer between a gasdynamic boundary layer and anisotropic strip. Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Natural Sciences. 2020. Vol. 5. № 92. pp. 44–59. DOI: 10.18698/1812-3368-2020-5-44-59
7. Scalabrin L.C. Numerical Simulation of Weakly Ionized Hypersonic Flow over Reentry Capsules. PhD. thesis. Michigan: University of Michigan; 2007.
8. Formalev V.F., Kolesnik S.A., Kuznetsova E.L. Effect of Components of the Thermal Conductivity Tensor of Heat-Protection Material on the Value of Heat Fluxes from the Gasdynamic Boundary Layer. High Temp. 2019. Vol. 57. pp. 66–71. DOI: 10.1134/S0018151X19010085
9. Hein T.Z., Garibyan B.A., Vakhneev S.N. Analytical study of joint heat transfer between a gas-dynamic boundary layer and an anisotropic strip. INCAS bulletin. 2020. Vol 12. pp. 233–243. DOI: 10.13111/2066-8201.2020.12.S.22
10. Scoggins J.B., Lani A., Riviere P. 3D Radiative Heat-Transfer Calculations using Monte Carlo Ray Tracing and the Hybrid Statistical Narrow Band Model for Hypersonic Vehicles. AIAA-2017-4536. 2017. DOI: 10.2514/6.2017-4536
11. Yang X., Wang J., Zhou Y. et al. Assessment of Radiative Heating for Hypersonic Earth Reentry Using Nongray Step Models. Aerospace. 2022. Vol. 9. 219 p. DOI: 10.3390/aerospace9040219
12. Bobylev A.V., Vaganov A.V., Dmitriev V.G. Development of aeroshape and investigation of small-sized winged re-entry vehicle aerothermodynamic characteristics. TsAGI Science Journal. 2010. Vol. 40. pp. 279–298. DOI: 10.1615/TsAGISciJ.v40.i3.10
13. Быков Л.В., Никитин П.В., Пашков О.А. Математическое моделирование процессов обтекания затупленного тела высокоскоростным потоком // Труды МАИ. 2014. № 78.
14. Пашков О.А. Тепло-массообмен на поверхности элементов конструкции гиперзвуковых летательных аппаратов самолетных схем при полете в атмосфере: Дисс. ... канд. техн. наук. Москва, 2016. 157 с.

15. Pashkov O.A., Garibyan B.A. Heat and mass transfer processes at the most heat-stressed areas of the surface of the descent module. Advances in Aircraft and Spacecraft Science. 2022. Vol. 9. № 6. pp. 493–506.
16. Pashkov O.A., Garibyan B.A. Estimation of the influence of grid resolution on the results of numerical simulation the flow around a high-speed aircraft. International Scientific Conference «Fundamental and Applied Scientific Research in the Development of Agriculture in the Far East» (February 28, 2023).
17. Vaganov A.V., Drozdov S., Kosykh A.P. et al. Numerical Simulation of Aerodynamics of Winged Reentry Space Vehicle. TsAGI Science Journal. 2009. Vol. 40. pp. 131–149. DOI: 10.1615/TsAGISciJ.v40.i2.10
18. Никитин П.В., Сотник Е.В. Катализ и излучение в системах тепловой защиты космических летательных аппаратов. М.: Янус-К, 2013. 384 с.
19. Зубко А.А., Никитин П.В. Тепло- и массообмен на каталитически активной поверхности головной части космического аппарата планирующего класса // Тепловые процессы в технике, 2016. Т. 8 № 8.
20. Alifanov O.M., Cherepanov V.V. Mathematical simulation of High-Porousity Fibrous Materials and Determination of Their Phisical Properties. High Temperature. 2009. Vol. 47. № 3. pp. 438–447.
21. Dombrovskiy L.A. Quartz-fiber thermal insulation: Infrared radiative properties and calculation of radiative-conductive heat transfer. ASME J.Heat Transfer. 1996. Vol. 118. № 2. pp. 408–414.
22. Chui E.H., Raithby G.D. Computation of Radiant Heat Transfer on a Non-Orthogonal Mesh Using the Finite-Volume Method. Numerical Heat Transfer. 1993. Part B. № 23. pp. 269–288.
23. Raithby G.D., Chui E.H. A Finite-Volume Method for Predicting a Radiant Heat Transfer in Enclosures with Participating Media. Journal Heat Transfer. 1990. № 112. pp. 415–423.
24. Murthy J.Y., Mathur S.R. A Finite Volume Method For Radiative Heat Transfer Using Unstructured Meshes. 1998. AIAA-98-0860.

References

1. Nikitin PV. *Thermal protection*. Moscow: MAI; 2006. 510 p. (In Russ.).
2. Zubko AA, Myakochin AS, Nikitin PV et al. *Methods and means of intensive heat transfer research*. Moscow: MAI; 2022. 120 p. (In Russ.).
3. Dorrens UKh. *Hypersonic viscous gas flows*. Moscow: Mir; 1966. (In Russ.).
4. Dorrance WH. *Viscous hypersonic flow. Theory of Reacting Hypersonic Boundary Layers*. New York: Dover Publications; 2017. 352 p.
5. Tirskii GA, Sakharov VI, Kovalev VL et al. *Hypersonic aerodynamics and heat and mass transfer of descent spacecraft and planetary probes*. Moscow: Fizmatlit, 2011. 546 p. (In Russ.).
6. Formalev VF, Kolesnik SA, Garibyan BA. Analytical solution of the problem of conjugate heat transfer between a gasdynamic boundary layer and anisotropic strip. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Natural Sciences*. 2020:5(92):44–59. DOI: 10.18698/1812-3368-2020-5-44-59
7. Scalabrin LC. *Numerical Simulation of Weakly Ionized Hypersonic Flow over Reentry Capsules. PhD. thesis*. Michigan: University of Michigan; 2007.
8. Formalev VF, Kolesnik SA, Kuznetsova EL. Effect of Components of the Thermal Conductivity Tensor of Heat-Protection Material on the Value of Heat Fluxes from the Gasdynamic Boundary Layer. *High Temp.* 2019;57:66–71. DOI: 10.1134/S0018151X19010085
9. Hein TZ, Garibyan BA, Vakhneev SN. Analytical study of joint heat transfer between a gas-dynamic boundary layer and an anisotropic strip. *INCAS bulletin.* 2020; 12:233–243. DOI: 10.13111/2066-8201.2020.12.S.22
10. Scoggins JB, Lani A, Riviere P. 3D Radiative Heat-Transfer Calculations using Monte Carlo Ray Tracing and the Hybrid Statistical Narrow Band Model for Hypersonic Vehicles. *AIAA-2017-4536.* 2017. DOI: 10.2514/6.2017-4536
11. Yang X, Wang J, Zhou Y et al. Assessment of Radiative Heating for Hypersonic Earth Reentry Using Nongray Step Models. *Aerospace.* 2022;9:219 p. DOI: 10.3390/aerospace9040219
12. Bobylev AV, Vaganov AV, Dmitriev VG. Development of aeroshape and investigation of small-sized winged reentry vehicle aerothermodynamic characteristics. *TsAGI Science Journal.* 2010;40:279–298. DOI: 10.1615/TsAGISciJ.v40.i3.10
13. Bykov LV, Nikitin PV, Pashkov OA. Mathematical modeling of the processes of blunted body flow by high-speed flow. *Trudy MAI*. 2014;78. (In Russ.).
14. Pashkov OA. *Heat and mass transfer on the surface of structural elements of hypersonic aircraft circuits during flight in the atmosphere*. Moscow, 2016. 157 p. (In Russ.).
15. Pashkov OA, Garibyan BA. Heat and mass transfer processes at the most heat-stressed areas of the surface of the descent module. *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*. 2022;9(6):493–506.
16. Pashkov OA, Garibyan BA. *Estimation of the influence of grid resolution on the results of numerical simulation the flow around a high-speed aircraft. International Scientific Conference «Fundamental and Applied Scientific Research in the Development of Agriculture in the Far East»* (February 28, 2023).
17. Vaganov AV, Drozdov S, Kosykh AP et al. Numerical Simulation of Aerodynamics of Winged Reentry Space Vehicle. *TsAGI Science Journal.* 2009;40:131–149. DOI: 10.1615/TsAGISciJ.v40.i2.10
18. Nikitin PV, Sotnik EV. *Catalysis and radiation in spacecraft thermal protection systems*. Moscow: Yanus-K, 2013. 384 p. (In Russ.).
19. Zubko AA, Nikitin PV. Heat and mass transfer on the catalytically active surface of the head of the spacecraft

of the planning class. *Thermal processes in engineering*. 2016. Vol. 8 № 8. (In Russ.).
20. Alifanov OM, Cherepanov VV. Mathematical simulation of High-Porousity Fibrous Materials and Determination of Their Phisical Properties. *High Temperature.* 2009;47(3):438–447.
21. Dombrovskiy LA. Quartz-fiber thermal insulation: Infrared radiative properties and calculation of radiative-conductive heat transfer. *ASME J.Heat Transfer.* 1996;118(2):408–414.
22. Chui EH, Raithby GD. Computation of Radiant Heat Transfer on a Non-Orthogonal Mesh Using the Finite-Volume Method. Numerical Heat Transfer. 1993;(23):269–288.
23. Raithby GD, Chui EH. A Finite-Volume Method for Predicting a Radiant Heat Transfer in Enclosures with Participating Media. *Journal Heat Transfer*. 1990(112): 415–423.
24. Murthy JY, Mathur SR. *A Finite Volume Method For Radiative Heat Transfer Using Unstructured Meshes*. 1998. AIAA-98-0860.