

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОвого ПОТОКА НА ЗАТУПЛЕННЫХ ТЕЛАХ ВРАЩЕНИЯ ПЕРЕМЕННОЙ КРИВИЗНЫ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ГАЗА

В.П. Котенев¹

v.p.kotenev@vpk.npomash.ru

Ю.С. Булгакова²

В.А. Сысенко¹

v.a.sysenko@vpk.npomash.ru

¹АО «ВПК «НПО машиностроения», Реутов, Московская обл.,
Российская Федерация

²МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Предложена аналитическая формула для приближенного расчета теплового потока (отнесенного к соответствующей величине в точке торможения потока), который подводится к поверхности выпуклых затупленных тел вращения переменной кривизны достаточно произвольного очертания, обтекаемых сверхзвуковым потоком газа. Необходимость получения такой формулы актуальна, поскольку соответствующие расчеты в более сложных математических постановках занимают очень много времени при предварительном исследовании тепловых параметров, а существующие приближенные зависимости ограничиваются рассмотрением сферы. Однако применение правила местных сфер, когда тепловой поток берется на теле таким же, как и на сфере при совпадении углов встречи потока с поверхностью рассматриваемого тела и сферы, дает значительные погрешности на таких притуплениях, как эллипсоиды с разным отношением полуосей, параболоиды и гиперболоиды и т. п. В связи с этим возникла необходимость вывода новой формулы, которая позволит быстро оценивать тепловые потоки на затупленных телах. Результаты анализа показали, что использование предложенной формулы дает приемлемые оценки искомых параметров для применения на практике, о чем свидетельствует сопоставление относительного теплового потока, полученного с использованием предлагаемой формулы, с численными результатами, рассчитанными с использованием уравнений Навье — Стокса или модели пограничного слоя

Ключевые слова

Сверхзвуковой поток, трехмерные течения газа, звуковая точка, тепловой поток

Поступила 12.02.2024

Принята 16.05.2024

© Автор(ы), 2024

Введение. В настоящее время основным инструментом определения параметров газовой динамики в окрестности обтекаемых тел являются численные методы, базирующиеся на уравнениях Навье — Стокса и других математических моделях [1–7]. В силу громоздкости эти методы требуют больших затрат машинного времени, поэтому для быстрых оценок актуально развитие теоретических подходов для решения таких задач [8, 9]. Аналитическая зависимость для расчета относительного теплового потока, подводимого к поверхности сферы при ее сверхзвуковом обтекании, предложена в [10], показано преимущество зависимости по сравнению с другими аналогичными формулами [11–13]. Однако притупленный носок тел большого удлинения может иметь и несферическую форму. В этой области потока параметры газовой динамики и тепловые нагрузки достигают максимальных значений и сильно изменяются вдоль поверхности стенки. Тепловые потоки нельзя брать такими же, как и на сфере при совпадении углов встречи набегающего потока с поверхностью исследуемого тела, так как это дает большую погрешность, в результате приведенная в [10] зависимость становится неприменимой.

Цель работы — предложить аналитическую формулу для определения относительных тепловых потоков, зависящих от геометрии обтекаемого тела и давления на его поверхности. Эта формула хорошо описывает тепловые потоки для случая холодной стенки при числах Рейнольдса $Re_\infty \geq 500$.

Получение аналитической зависимости для определения теплового потока. *Относительный тепловой поток.* В общем случае тепловой поток можно представить в виде (см., например, [10, 14]):

$$Q = \varphi(\sigma) \left(-\frac{\rho_1(\sigma)}{R(\sigma)} \frac{du_1}{d\sigma}(\sigma) \mu_0(\sigma) \right)^{1/2}.$$

Здесь $\varphi(\sigma)$ — некоторая функция, имеющая размерность энтальпии h_1 или u_1^2 (обусловлено необходимостью получить в результате размерность теплового потока); σ — угол между осью тела и касательной к телу в рассматриваемой точке; ρ_1 — плотность; $R(\sigma)$ — радиус кривизны образующей тела (постоянный для сферы); u_1 — проекция вектора скорости на направление вдоль образующей тела; $\mu_0(\sigma)$ — коэффициент динамической вязкости. Индекс «0» соответствует параметрам на стенке (поверхность обтекаемого тела), индекс «1» — параметрам на границе пограничного слоя. Тогда относительный тепловой поток

$$\frac{Q}{Q_{00}} = \frac{\varphi(\sigma)}{\varphi(\pi/2)} \frac{\left(-\frac{\rho_1(\sigma)}{R(\sigma)} \frac{du_1}{d\sigma}(\sigma) \right)^{1/2}}{\left(\left(-\frac{\rho_1(\sigma)}{R(\sigma)} \frac{du_1}{d\sigma}(\sigma) \right)^{1/2} \right)_{\sigma=90^\circ}}, \quad (1)$$

где Q_{00} — тепловой поток в точке торможения. Все обозначения соответствуют обозначениям, введенным в [10].

Следовательно, вычисление теплового потока сводится к определению функции $\varphi(\sigma)$. Примем, что температура стенки является постоянной, т. е. μ_0 не меняется. В работе [10] показано, что формула (1) хорошо описывает распределение относительного теплового потока к поверхности сферы при различных значениях числа Маха набегающего потока, если $\varphi(\sigma) = h_1(\sigma)$. Однако для других геометрических форм такой выбор функции $\varphi(\sigma)$ приводит к большим погрешностям, что можно проиллюстрировать применением формулы из [10] для расчета теплового потока на эллипсоиде с соотношением полуосей 3/2 (рис. 1). В таком случае погрешность составляет около 50 %, причем значение теплового потока занижается.

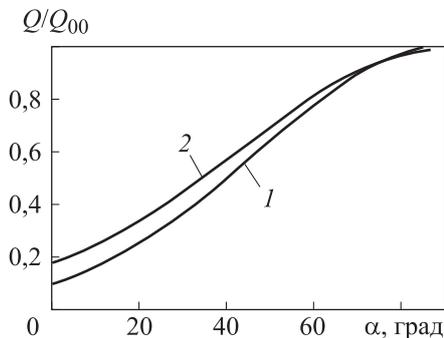


Рис. 1. Распределение теплового потока на эллипсоиде с соотношением полуосей 3/2, полученное при числе Маха 10 по формуле из [10] (1) и по решению уравнений Навье — Стокса [15] (2)

В общем случае, когда геометрия не совпадает со сферой, необходимо другое определение функции $\varphi(\sigma)$. За основу формирования функции $\varphi(\sigma)$ примем как гипотезу, требующую дальнейшей проверки путем сравнения с численными решениями, так называемую определяющую энтальпию [16]:

$$\varphi(\sigma) = 0,28h_1 + 0,5h_0 + 0,22h_e. \quad (2)$$

Здесь h_e — энтальпия восстановления.

При сверхзвуковом обтекании затупленных тел подводимые к их поверхности относительные тепловые потоки для холодной стенки ($h_0 \ll H$)

при достаточно больших числах Рейнольдса не зависят от параметров внешнего потока [15], а энтальпия h_e близка к H , поэтому заменим в (2) последние два слагаемых величиной $0,22H$. Поскольку исследуется относительный тепловой поток, представляет интерес выражение

$$\frac{\varphi(\sigma)}{\varphi(\pi/2)} = \frac{0,28h_1 + 0,22H}{0,28H + 0,22H} = \frac{0,28h_1 + 0,22H}{0,5H} = 0,56\frac{h_1}{H} + 0,44.$$

Практическое применение этого выражения в формуле для относительного теплового потока без учета конкретной геометрии тела дает его завышение, если радиус кривизны тела в точке торможения больше сферического, и занижение в противном случае. Подразумевается, что расстояние от точки торможения до сечения миделя такое же, как и у сферы. Например, если вертикальная ось b эллипсоида в 2 раза меньше горизонтальной оси a , то $a = 1, b = 1/2$, а для сферы $a = b = 1$.

Различие геометрии рассматриваемых тел будем учитывать с использованием квадрата отношения радиуса сечения миделя к расстоянию от точки торможения до этого сечения $(b/a)^2$ и угла наклона касательной σ_K в конечном сечении миделя тела по отношению к набегающему потоку. Например, для сферы и эллипсоидов $\sigma_K = 0$.

Наилучшие результаты с учетом изложенного дает следующее определение искомой функции:

$$\frac{\varphi(\sigma)}{\varphi(\pi/2)} = \left(1 + \sin\left(\left(\frac{\pi}{2} - \sigma \frac{\pi}{180} \right) \sigma_K \frac{\pi}{180} \right)^2 \right) \left(0,56\frac{h_1}{H} + 0,44 \right)^{(b/a)^2}.$$

Расчетная формула. Для определения безразмерного давления $P(\sigma)/P'_0$ (P'_0 — давление торможения) на телах, отличных от сферы, используем метод, представленный в [17–19]. Можно также применять распределение давления, полученное путем решения задачи обтекания тел сжимаемым газом в невязкой постановке другими методами.

Если входящие в (1) производные аппроксимировать с использованием центральных разностей, то получим формулу для относительного теплового потока:

$$\frac{Q(\sigma)}{Q_{00}} = \frac{\varphi(\sigma)}{\varphi(\pi/2)} \left[\left(\frac{P(\sigma)}{P'_0} \right)^{1/\gamma} \left(\frac{R(\pi/2)}{R(\sigma)} \right) \right] \times$$

$$\times \frac{\left[1 - \left(\frac{P(\sigma - \Delta\sigma)}{P'_0} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]^{1/2} - \left[1 - \left(\frac{P(\sigma + \Delta\sigma)}{P'_0} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]^{1/2}}{2 \left[1 - \left(\frac{P(\pi/2 - \Delta\sigma)}{P'_0} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]^{1/2}}. \quad (3)$$

По сравнению с работой [10] здесь, кроме давления, принципиально по-другому вычисляется выражение $\varphi(\sigma)/\varphi(\pi/2)$, в которое входят геометрические параметры тела. Отличие от сферы также проявляется в отношении радиусов кривизны тела $R(\pi/2)/R(\sigma)$.

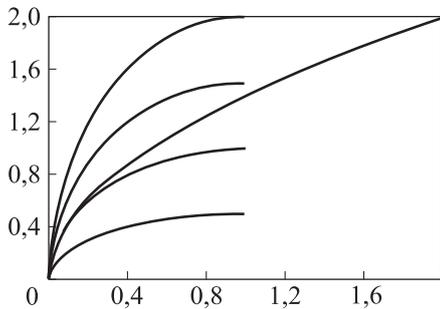


Рис. 2. Примеры образующих рассматриваемых тел вращения

Результаты анализа. Примеры образующих рассматриваемых тел вращения показаны на рис. 2. Приведем результаты расчетов по предложенному методу для эллипсоидов с соотношениями полуосей $b/a = 1/2$ (рис. 3, а), $3/2$ (рис. 3, б и в), 2 (рис. 3, г) и для параболоида $r^2 = 2z$ (рис. 4). На рисунках приведены данные, полученные в результате численного решения уравнений Навье — Стокса или пограничного

слоя [15, 20]. Все графики построены в зависимости от длины дуги образующей тела.

Решение уравнений Навье — Стокса на рис. 3, а, б и 4 соответствует режиму обтекания: $M = 10$ при числе Рейнольдса 1000, отношении постоянной температуры стенки к температуре торможения 0,16, числе Прандтля 0,75. Решение уравнений Навье — Стокса на рис. 3, в соответствует режиму обтекания: $M = 4$ при числе Рейнольдса 1000, отношении постоянной температуры стенки к температуре торможения 0,24, числе Прандтля 0,75. Решение уравнений ламинарного пограничного слоя на рис. 3, г соответствует режиму обтекания: $M = 10$ при температуре 260 К, отношении постоянной температуры стенки к температуре торможения 0,05, числе Прандтля 0,7.

Согласно выполненному сравнению с численными расчетами по модели уравнений Навье — Стокса или пограничного слоя [15, 20], применение (3) позволяет получить результат с максимальной относительной погрешностью, не превышающей 18 % для всех рассмотренных вариантов. При этом средняя погрешность не превышает 8 % для всех вариантов.

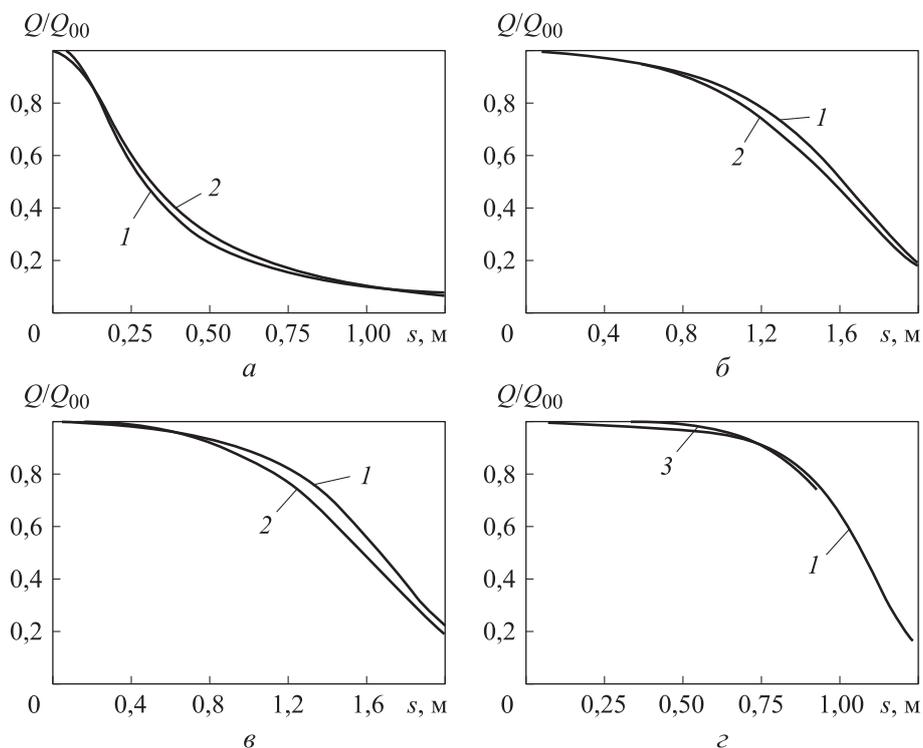
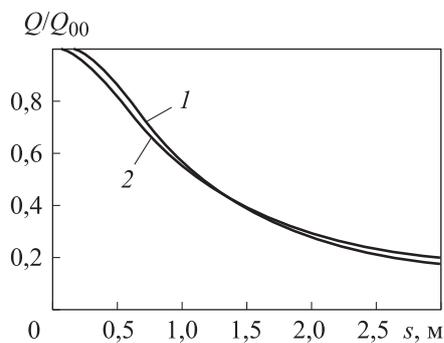


Рис. 3. Распределение теплового потока на эллипсоиде с соотношением полуосей 1/2 (а), 3/2 (б, в), 2 (г) при числе Маха 10 (а, б, г) и 4 (в), полученное по (3) (1) и по решению уравнений Навье — Стокса (2) и уравнений ламинарного пограничного слоя (3)

Рис. 4. Распределение теплового потока на параболоиде при числе Маха 10, полученное по (3) (1) и по решению уравнений Навье — Стокса (2)



Выводы. Предложены конечные формулы, позволяющие определить на поверхности затупленных тел, отличных от сферы, относительный тепловой поток. Сравнение с численными результатами, полученными в рамках решения уравнений Навье — Стокса или уравнений ламинарного пограничного слоя, свидетельствует об эффективности предложенной формулы для быстрой оценки тепловых потоков на затупленных телах вращения.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Димитриенко Ю.А., Коряков М.Н., Захаров А.А. Применение метода RKDG для численного решения трехмерных уравнений газовой динамики на неструктурированных сетках. *Математическое моделирование и численные методы*, 2015, № 4, с. 75–91. EDN: UNCIOR
- [2] Ковеня В.М., Чирков Д.В. Методы конечных разностей и конечных объемов для решения задач математической физики. Новосибирск, Изд-во НГУ, 2013.
- [3] Toro E.F. Riemann solvers and numerical methods for fluid dynamics. Berlin, Heidelberg, Springer, 2009. DOI: <https://doi.org/10.1007/b79761>
- [4] Брыкина И.Г. Асимптотическое решение уравнений тонкого вязкого ударного слоя при малых числах Рейнольдса для холодной поверхности. *Механика жидкости и газа*, 2004, № 5, с. 159–170. EDN: OYVGCR
- [5] Gross A., Fasel H.F. High-order-accurate numerical method for complex flows. *AAIA J.*, 2008, vol. 46, no. 1, pp. 204–214. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.22742>
- [6] Суржииков С.Т. Радиационная газовая динамика спускаемых космических аппаратов. Многотемпературные модели. М., ИПМехРАН, 2013.
- [7] Формалев В.Ф., Ревизников Д.Л. Численные методы. М., ФИЗМАТЛИТ, 2006.
- [8] Котенев В.П. Точная зависимость для определения давления на сфере при произвольном числе Маха сверхзвукового набегающего потока. *Математическое моделирование*, 2014, т. 26, № 9, с. 141–148. EDN: TFRUWV
- [9] Калугин В.Т. Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004.
- [10] Котенев В.П., Сысенко В.А. Моделирование теплообмена на поверхности сферы в потоке газа. *Математическое моделирование и численные методы*, 2023, № 2, с. 90–99. EDN: HWBWIL
- [11] Землянский Б.А., ред. Конвективный теплообмен летательных аппаратов. М., ФИЗМАТЛИТ, 2014.
- [12] Горский В.В., Локтионова А.Г. Моделирование теплообмена и трения в тонком воздушном ламинарно-турбулентном пограничном слое над поверхностью полусферы. *Математическое моделирование и численные методы*, 2019, № 2, с. 51–67. EDN: UEEDIW
- [13] Краснов Н.Ф., Захарченко В.Ф., Кошевой В.Н. Основы аэродинамического расчета. М., Высш. шк., 1984.
- [14] Котенев В.П., Булгаков В.Н., Ожгибисова Ю.С. Модификация метода Польшаузена для расчета тепловых потоков на затупленных телах. *Математическое моделирование и численные методы*, 2016, № 3, с. 33–52. EDN: WXSPP
- [15] Брыкина И.Г., Сахаров В.И. Сравнение приближенных аналитических и численных решений для тепловых потоков при сверхзвуковом обтекании тел вязким газом. *Механика жидкости и газа*, 1996, № 1, с. 125–132.

[16] Лунев В.В. Течение реальных газов с большими скоростями. М., ФИЗМАТЛИТ, 2007.

[17] Котенев В.П., Сысенко В.А. Аналитические формулы повышенной точности для расчета распределения давления на поверхности выпуклых затупленных тел вращения произвольного очертания. *Математическое моделирование и численные методы*, 2014, № 1, с. 68–81. EDN: STHGVD

[18] Котенев В.П. Определение положения звуковой точки на поверхности затупленного тела. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки. Спец. вып. «Математическое моделирование»*, 2011, с. 150–153.

[19] Котенев В.П., Сысенко В.А. Метод быстрой оценки параметров на поверхности затупленных тел, обтекаемых сверхзвуковым потоком, с учетом равновесных физико-химических превращений. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, № 7. DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2013-7-840>

[20] Башкин В.А., Колина Н.П. Ламинарный пограничный слой на эллипсоидах вращения. *Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа*, 1966, № 6, с. 152–156.

Котенев Владимир Пантелеевич — д-р техн. наук, главный специалист АО «ВПК «НПО машиностроения» (Российская Федерация, 143966, Московская обл., Реутов, ул. Гагарина, д. 33).

Булгакова Юлия Сергеевна — старший преподаватель кафедры «Вычислительная математика и математическая физика» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Сысенко Валентина Алексеевна — канд. техн. наук, старший научный сотрудник АО «ВПК «НПО машиностроения» (Российская Федерация, 143966, Московская обл., Реутов, ул. Гагарина, д. 33).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Котенев В.П., Булгакова Ю.С., Сысенко В.А. Численное моделирование теплового потока на затупленных телах вращения переменной кривизны в сверхзвуковом потоке газа. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*, 2024, № 6 (117), с. 4–14. EDN: ELEZDM

**NUMERICAL SIMULATION OF HEAT FLOW ON BLUNTED BODIES
OF ROTATION OF VARIABLE CURVATURE
IN A SUPERSONIC GAS FLOW**

V.P. Kotenev¹

v.p.kotenev@vpk.npomash.ru

Yu.S. Bulgakova²

V.A. Sysenko¹

v.a.sysenko@vpk.npomash.ru

¹ JSC “MIC “NPO Mashinostroyeniya”, Reutov, Moscow Region,
Russian Federation

² Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

The article proposes an analytical formula for the approximation of heat flux calculation (based on the corresponding value at the point of flow deceleration) for convex blunted rotating bodies of variable curvature and arbitrary shape streamlined by a supersonic gas stream. The need for such a formula arises from the fact that more complex mathematical calculations take a long time for preliminary study of thermal parameters. Existing approximate dependencies are limited to spherical bodies. However, the use of the local sphere approximation, where heat flow on the body is considered the same as on a sphere, introduces significant errors for bodies with different shapes such as ellipsoids, paraboloids, hyperboloids, etc. In this context, it has become necessary to develop a novel formula that can rapidly evaluate heat flows on blunt bodies. The findings from the analysis indicate that the utilization of the proposed formula offers acceptable estimates of the required parameters for practical implementation, as demonstrated by a comparison between the relative heat flux derived from the proposed formula and the numerical results obtained using Navier — Stokes equations or a boundary layer model

Keywords

Supersonic gas flow, three-dimensional gas flows, sonic point, specific heat flow

Received 12.02.2024

Accepted 16.05.2024

© Author(s), 2024

REFERENCES

- [1] Dimitrienko Yu.A., Koryakov M.N., Zakharov A.A. Application of RKDG method for computational solution of three-dimensional gas-dynamic equations with non-structured grids. *Matematicheskoe modelirovanie i chislennye metody* [Mathematical Modeling and Computational Methods], 2015, no. 4, pp. 75–91 (in Russ.).
EDN: UNCIOR

- [2] Kovenya V.M., Chirkov D.V. *Metody konechnykh raznostey i konechnykh obemov dlya resheniya zadach matematicheskoy fiziki* [Finite difference and finite volume methods for solving problems of mathematical physics]. Novosibirsk, NSU Publ., 2013.
- [3] Toro E.F. *Riemann solvers and numerical methods for fluid dynamics*. Berlin, Heidelberg, Springer, 2009. DOI: <https://doi.org/10.1007/b79761>
- [4] Brykina I.G. Asymptotic solution of the thin viscous shock layer equations at small Reynolds numbers for a cold surface. *Mekhanika zhidkosti i gaza*, 2004, no. 5, pp. 159–170 (in Russ.). EDN: OYVGCR
- [5] Gross A., Fasel H.F. High-order-accurate numerical method for complex flows. *AAIA J.*, 2008, vol. 46, no. 1, pp. 204–214. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.22742>
- [6] Surzhikov S.T. *Radiatsionnaya gazovaya dinamika spuskaemykh kosmicheskikh apparatov. Mnogotemperaturnye modeli* [Radiative gas dynamics of descending spacecraft. Multitemperature models]. Moscow, IPMekh RAS Publ., 2013.
- [7] Formalev V.F., Reviznikov D.L. *Chislennyye metody* [Numerical methods]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2006.
- [8] Kotenev V.P. Accurate dependence for determining the pressure distribution on a sphere at an arbitrary Mach number of a supersonic incoming flow. *Math. Models Comput. Simul.*, 2015, vol. 7, no. 2, pp. 128–133. DOI: <https://doi.org/10.1134/S2070048215020088>
- [9] Kalugin V.T. *Aerogazodinamika organov upravleniya poletom letatelnykh apparatov* [Aerogasodynamics of aircraft flight controls]. Moscow, BMSTU Publ., 2004.
- [10] Kotenev V.P., Sysenko V.A. Heat transfer modeling on the surface of a sphere in a gas flow. *Matematicheskoe modelirovanie i chislennyye metody* [Mathematical Modeling and Computational Methods], 2023, no. 2, pp. 90–99 (in Russ.). EDN: HWBWIL
- [11] Zemlyanskiy B.A., ed. *Konvektivnyy teploobmen letatelnykh apparatov* [Convective heat transfer of aircrafts]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2014.
- [12] Gorskii V.V., Loktionova A.G. Heat exchange and friction in a thin air laminar-turbulent boundary layer over a hemisphere surface. *Matematicheskoe modelirovanie i chislennyye metody* [Mathematical Modeling and Computational Methods], 2019, no. 2, pp. 51–67 (in Russ.). EDN: UEEDIW
- [13] Krasnov N.F., Zakharchenko V.F., Koshevoy V.N. *Osnovy aerodinamicheskogo rascheta* [Fundamentals of aerodynamic calculation]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1984.
- [14] Kotenev V.P., Bulgakov V.N., Ozhgibisova Yu.S. Modification of Pohlhausen method for calculating heat transfer on blunt bodies. *Matematicheskoe modelirovanie i chislennyye metody* [Mathematical Modeling and Computational Methods], 2016, no. 3, pp. 33–52 (in Russ.). EDN: WXGSP
- [15] Brykina I.G., Sakharov V.I. Comparison of approximate analytical and numerical solutions for heat flows during supersonic flow of bodies with viscous gas. *Mekhanika zhidkosti i gaza*, 1996, no. 1, pp. 125–132 (in Russ.).

- [16] Lunev V.V. Tечenie realnykh gazov s bolshimi skorostyami [The flow of real gases with high velocities]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2007.
- [17] Kotenev V.P., Sysenko V.A. Analytical formula with improved accuracy for calculating pressure distribution on the surface of convex, blunt rotation bodies of arbitrary shape. *Matematicheskoe modelirovanie i chislennye metody* [Mathematical Modeling and Computational Methods], 2014, no. 1, pp. 68–81 (in Russ.). EDN: STHGBD
- [18] Kotenev V.P. Determining the position of the sound point on the surface of a blunted body. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Natural Sciences. Spec. iss. "Mathematical Modelling"*, 2011, pp. 150–153 (in Russ.).
- [19] Kotenev V.P., Sysenko V.A. Method of quick parameters estimation on the smooth blunt body surface with equilibrium physical and chemical conversion. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2013, no. 7 (in Russ.). DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2013-7-840>
- [20] Bashkin V.A., Kolina N.P. Laminar boundary layer on ellipsoids of revolution. *Izv. AN SSSR. Mekhanika zhidkosti i gaza*, 1966, no. 6, pp. 152–156 (in Russ.).

Kotenev V.P. — Dr. Sc. (Eng.), Chief Specialist, JSC “MIC “NPO Mashinostroyeniya” (Gagarina ul. 33, Reutov, Moscow Region, 143966 Russian Federation).

Bulgakova Yu.S. — Senior Lecturer, Department of Computational Mathematics and Mathematical Physics, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Bauman-skaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Sysenko V.A. — Cand. Sc. (Eng.), Senior Researcher, JSC “MIC “NPO Mashinostroyeniya” (Gagarina ul. 33, Reutov, Moscow Region, 143966 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Kotenev V.P., Bulgakova Yu.S., Sysenko V.A. Numerical simulation of heat flow on blunted bodies of rotation of variable curvature in a supersonic gas flow. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Natural Sciences*, 2024, no. 6 (117), pp. 4–14 (in Russ.). EDN: ELEZDM