

DOI: 10.15593/2224-9982/2020.62.05

УДК 629.782

П.М. Тимофеев, В.И. Панченко, С.И. Харчук

Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева – КАИ, Казань, Россия

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ПРИ СВЕРХЗВУКОВЫХ И ГИПЕРЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ. СРАВНЕНИЕ ДВУХ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ. ЧАСТЬ 1

Подробно рассмотрен процесс численного моделирования спускаемого аппарата при сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях.

Описывается численный алгоритм решения методом CFD-анализа, которое было произведено с помощью программного обеспечения ANSYS Fluent 19.2, с использованием GPU для более быстрого получения решения.

Основная цель – численное моделирование и анализ обтекания спускаемого аппарата при сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях, чтобы понять поведение набегающего потока и его влияние на спускаемый аппарат, сравнить температурные профили для диапазона чисел Маха 2–6.

Представлены расчетные данные по скорости, температуре, векторное поле скоростей для диапазона чисел Маха набегающего потока 2–6. Демонстрирует важность понимания эффектов ударных волн и иллюстрирует, как с увеличением числа Маха изменяется ударная волна.

При каждом решении сетка адаптировалась по градиенту давления и скорости для более точного получения решения. В результате полученного решения было выявлено, что перед спускаемым аппаратом возникает криволинейный скачок уплотнения, центральная часть которого является прямым скачком. Наблюдается угловой процесс расширения, который представляет собой измененную картину течения Прандтля – Майера, которое возникает в сверхзвуковом потоке около острой кромки расширяющейся области. Выявлено, что с увеличением числа Маха ударная волна приближается к днищу спускаемого аппарата и наблюдается наклон скачка к направлению потока.

Продемонстрирована актуальность и значимость рассматриваемой проблемы для разработки новых и модернизации старых спускаемых аппаратов.

Ключевые слова: пилотируемая космонавтика, спускаемый аппарат, CFD-анализ.

P.M. Timofeev, V.I. Panchenko, S.I. Kharchuk

Kazan National Research Technical University
named after A.N. Tupolev – KAI, Kazan, Russian Federation

FLOW SIMULATION OVER REENTRY CAPSULE AT SUPERSONIC AND HYPERSONIC SPEEDS. THE COMPARE BETWEEN TWO REENTRY CAPSULES. PART 1

This study presents flow simulation over the reentry capsule at supersonic and hypersonic speeds. Numerical algorithms solve for the CFD method, which is produced using help ANSYS Fluent 19.2. The using GPU core to get a solution faster.

The main purpose – flow simulation and numerical analysis reentry capsule; understand the behavior of supersonic and hypersonic flow and its effect on the reentry capsule; compare temperature results for the range Mach numbers equals 2–6.

This study showed results on velocity counters, on temperature counters and vector of velocity for range Mach numbers equals 2–6. This study demonstrates the importance of understanding the effects of shock waves and illustrates how the shock wave changes as the Mach number increases.

For every solves, the mesh had adapted for pressure gradient and velocity gradient to get the exact solution.

As a result of the obtained solution, it is found that a curved shock wave appears in front of the reentry capsule. The central part of which is a forward shock. An angular expansion process is observed, which is a modified picture of the Prandtl-Mayer flow that occurs in a supersonic flow near the sharp edge of the expanding region. It is revealed that with an increase in the Mach number, the shock wave approaches the bottom of the reentry capsule, and there is also a slope of the shock to the flow direction, with an increase in the Mach number.

The relevance and significance of this problem for the design of new and modernization of old reentry capsules.

Keywords: manned cosmonautics, reentry capsule, CFD-analysis.

Введение

При возвращении спускаемого аппарата на Землю возвращаемая капсула, входя в атмосферу со скоростью 7800 м/с, испытывает сопротивление атмосферы, которое вызывает механические нагрузки и нагрев [1, 2]:

$$F = C_F \frac{\rho v^2}{2} S.$$

Сила сопротивления F направлена против скорости движения спускаемого аппарата, ее величина пропорциональна характерной площади S , плотности среды ρ , коэффициенту сопротивления C_F и квадрату скорости v .

При оценке нагрева можно использовать приближенную оценку теплового потока при обтекании его сферической лобовой части без учета взаимодействия с другими элементами конструкции. Тогда плотность теплового потока q к лобовой части сферической поверхности может быть представлена в виде

$$q = q_0 f(\alpha),$$

где q_0 – плотность теплового потока в передней критической точке; α – отсчитываемый от нее центральный угол сферы.

На режиме свободномолекулярного обтекания, используя гипотезу о том, что молекулы воздуха при столкновении с поверхностью тела полностью теряют нормальную составляющую скорости, тепловой поток можно рассчитывать по формуле

$$q_0 = \frac{1}{2} \rho v^3, \quad f(\alpha) = \cos^3 \alpha.$$

Отсюда следует, что при повышении скорости в 2 раза нагрев спускаемого аппарата увеличится в 8 раз. Высокие скорости входящих в атмосферу космических аппаратов (или других тел) приводят к тому, что в набегающем потоке воздуха у передней их кромки развиваются температуры, достигающие значений 7000–8000 °С. При больших скоростях обычные конструкционные материалы плавятся, поэтому для спускаемых и возвращаемых космических аппаратов активно применяется абляционная теплозащита [3, 4].

На рис. 1 видно, что теплозащита обгорает и уносится с поверхности твердого тела потоками газа. При возвращении на Землю спускаемый аппарат (далее СА) создает носовую ударную волну, которая вызывает довольно высокое поверхностное давление, необходимое для торможения с помощью атмосферы (аэробрейкинг). При проектировании необходимо учитывать, что СА нуждается в высоком лобовом сопротивлении с хорошим запасом статической устойчивости, что приводит к выбору осесимметричной формы. На рис. 2 представлена схема спускаемого аппарата. Геометрия строилась в программе моделирования «Компас-3D». После постройки тела геометрия экспортировалась в ANSYS Workbench для дальнейшей постройки сетки.



Рис. 1. Обгорание абляционного защитного покрытия

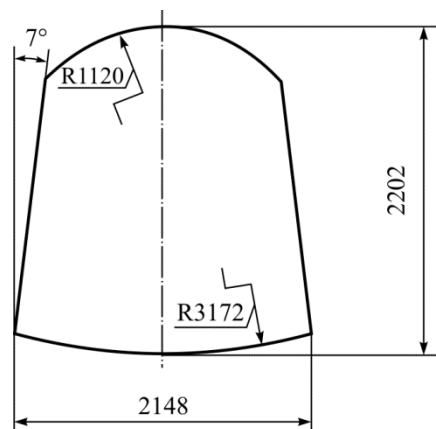


Рис. 2. Схема спускаемых аппаратов

Размеры были взяты из открытого источника [5]. Спускаемый аппарат имеет площадь, равную 4,02 м².

Построение сетки для расчетной области задачи

Сетка расчетной области строилась в ANSYS Meshing. В данном исследовании использовалась структурированная двухмерная сетка. Построение выполнялось методом Sizing с последующим использованием Face Meshing. Для измельчения сетки в пристеночной области использовалась функция Bias [6, 7]. У стенок спускаемого аппарата сетка имеет более мелкий размер для того, чтобы снизить влияние возвратных течений на выходной границе модели. Значение сетки по скошенности является допустимым. Для более точного получения решения была также произведена адаптация сетки по градиенту давления, где допуск на измельчение и скругление сетки в значениях градиента параметров, который нормируется его максимумом. Допуск на скругление сетки (coarsen threshold) равен 0,02. Допуск на измельчение сетки (refine threshold) равен 0,05. У стенок спускаемого аппарата минимальное безразмерное расстояние y^+ составляло приблизительно 0,5. При каждом решении сетка адаптировалась по градиенту давления и скорости для более точного получения решения.

Метод анализа

Для численного моделирования обтекания спускаемого аппарата использовался метод конечного объема, при котором пространственная вычислительная область делится на ряд неоднородных и неперекрывающихся четырехугольных сеток. Для хранения переменных потока использовалась схема центра ячейки. В каждой ячейке сталкивались конвективные и диффузионные потоки, которые рассчитывались после вычисления необходимых величин потока, полученных путем однократного усреднения соседних значений центров ячеек [8]. Моделирование было произведено с помощью программного обеспечения Ansys Fluent 19.2 с неявным вариантом на основе устойчивой плотности. Для получения наиболее быстрого решения использовалась связка CPU + GPU NVIDIA Quadro P1000 [9]. В настройках решателя был выбран метод расщепления

(ASUM Method) с дискретизацией второго порядка, с числом Куранта, равным 0,5 [10].

Граничные условия

Условия набегающего потока для каждой точки траектории перечислены ниже в таблице. Они использовались в качестве начальных условий. При моделировании использовалась k - ϵ RNG-модель турбулентности. Температура стенки равнялась 300 К [11].

Для стенки спускаемого аппарата скорость пристеночного слоя соответствует следующему утверждению [12]:

$$u_w = v_w = 0.$$

Условия набегающего потока
для каждой точки траектории

Число Маха	Давление, Па	Скорость, м/с	Температура, К
2	2891	596	219
3	2073	903	224
5	1238	1532	232
6	1064	1840	234

Результаты решения

Для наглядности ниже (рис. 3–5) представлено сравнение векторов, контуров скорости и температуры для спускаемого аппарата при числах Маха $M = 2 \dots 6$. Красный цвет отображает области с высокой интенсивностью, тогда как синий – области с наименьшей интенсивностью.

Численные исследования поля течения над спускаемыми аппаратами иллюстрируют картину сверхзвукового и гиперзвукового потоков при нулевом угле атаки, которая основана на нескольких численных расчетах при разных числах Маха. При анализе рассчитанных данных выявлена следующая закономерность. Из представленных рис. 3, 4 следует, что с увеличением числа Маха увеличивается температура. При моделировании космических спускаемых капсул высокоскоростное обтекание спускаемого аппарата создает головную ударную волну, которая вызывает высокое поверхностное давление, высокие значения плотности и температуры в ударном слое. Передний фронт заторможенных слабых возмущений, образующий границу

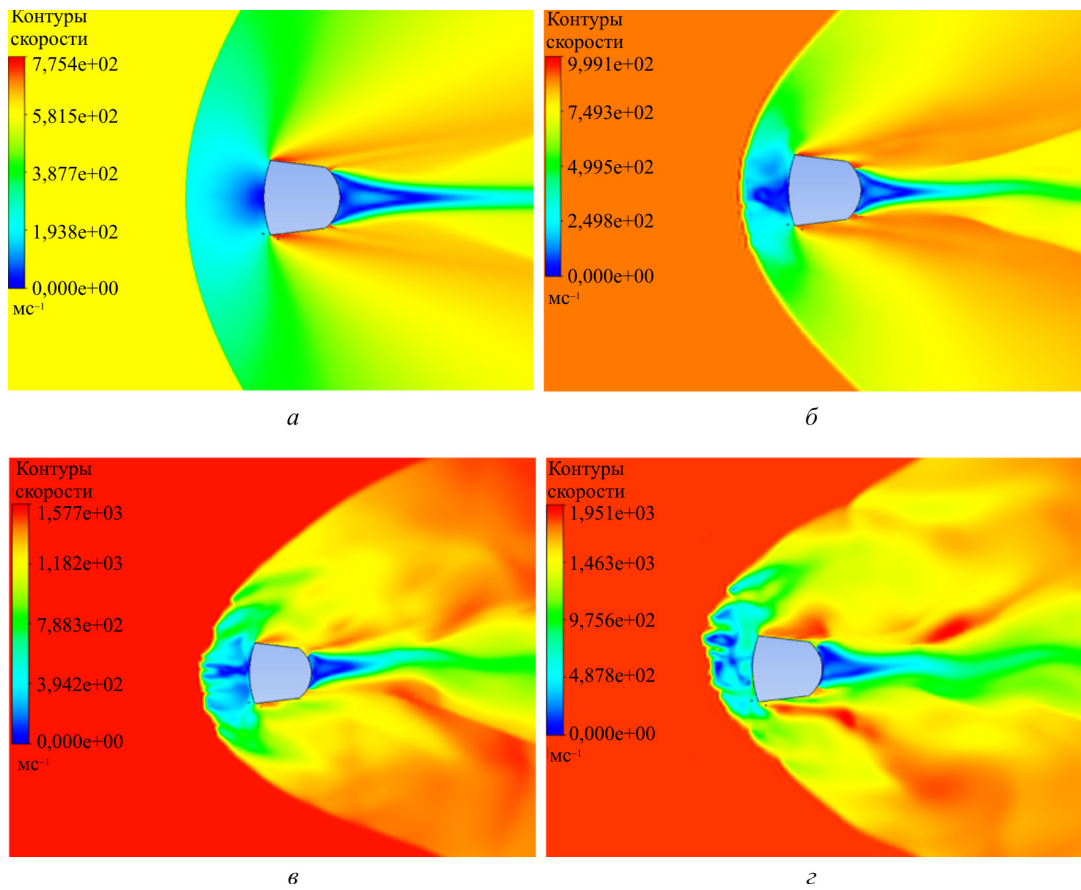


Рис. 3. Контуры скорости спускаемого аппарата: $a - M = 2$; $б - M = 3$; $в - M = 5$; $г - M = 6$

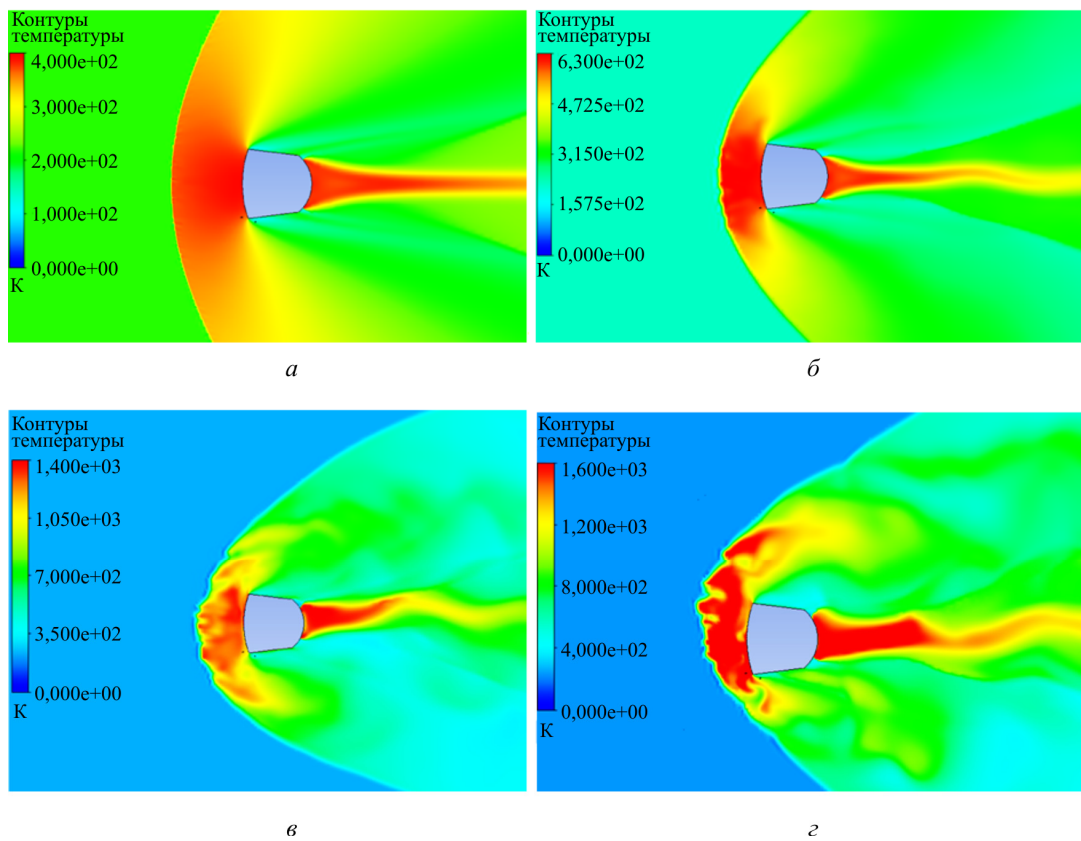


Рис. 4. Контуры температуры спускаемого аппарата: $a - M = 2$; $б - M = 3$; $в - M = 5$; $г - M = 6$

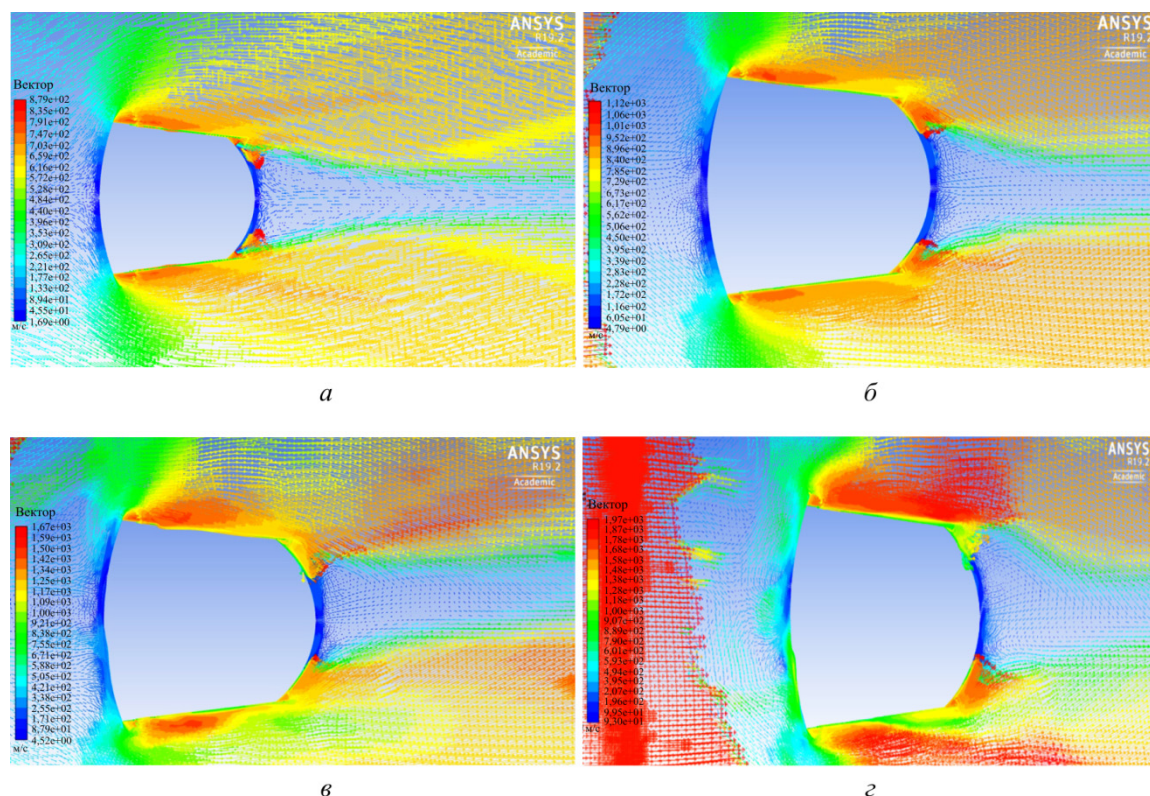


Рис. 5. Векторное поле скорости спускаемого аппарата: *а* – $M = 2$; *б* – $M = 3$; *в* – $M = 5$; *г* – $M = 6$

в виде тонкого слоя, представляет собой скачок уплотнения. Пересекая скачок уплотнения, поток замедляется (см. рис. 3). В результате достигается высокое аэродинамическое сопротивление, необходимое для аэродинамического торможения. Поле потока еще больше усложняется из-за наличия угла в плече и основной оболочке капсулы. На плече капсулы поток расширяется. На рис. 5 наблюдается угловой процесс расширения, который представляет собой измененную картину течения Прандтля – Майера, которое возникает в сверхзвуковом потоке около острой кромки расширяющейся области [13–16]. Было также выявлено, что с увеличением числа Маха ударная волна приближается к днищу спускаемого аппарата. На рис. 3, 4 перед спускаемым аппаратом возникает криволинейный скачок уплотнения, центральная часть которого является прямым скачком. При сравнении рис. 3, *а*, *б*; рис. 4, *а*, *б* и рис. 3, *в*, *г*; рис. 4, *в*, *г*

наблюдается наклон скачка к направлению потока с увеличением числа Маха.

Вывод

Произведен CFD-анализ спускаемого аппарата при разных диапазонах чисел Маха. Описан численный алгоритм решения. Получены и проанализированы результаты расчета. Перед спускаемым аппаратом возникает криволинейный скачок уплотнения, центральная часть которого является прямым скачком. Наблюдается угловой процесс расширения, который представляет собой измененную картину течения Прандтля – Майера, возникающую в сверхзвуковом потоке около острой кромки расширяющейся области. Выявлено, что с увеличением числа Маха ударная волна приближается к днищу спускаемого аппарата, также наблюдается наклон скачка к направлению потока.

Библиографический список

1. Соколов Н.Л. Метод расчета приближенно-оптимальных траекторий движения космического аппарата на активных участках выведения на спутниковые орбиты [Электронный ресурс] // Труды МАИ. – 2014. – № 75. – С. 22. – URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=49689> (дата обращения: 06.09.2020).

2. Керножицкий В.А., Колычев А.В., Макаренко А.В. Разработка методики расчета многоэлементной термоэмиссионной тепловой защиты гиперзвуковых летательных аппаратов [Электронный ресурс] // Труды МАИ. – 2014. – № 75. – С. 23. – URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=49687> (дата обращения: 06.09.2020).

3. Аэротермодинамический расчет теплового разрушения разгонного блока «Фрегат» при спуске в атмосфере Земли / А.А. Глазунов, В.Д. Гольдин, В.Г. Зверев, С.Н. Устинов, В.С. Финченко // Теплофизика и аэромеханика. – 2013. – Т. 20, № 2. – С. 197–212.

4. Mehta R.C. Effect of geometrical parameters of reentry capsule over flowfield at high speed flow // *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*. – 2014. – Vol. 4, no. 4. – P. 487–501. DOI: 10.12989/aas.2017.4.4.487

5. Прототип 1_(космический_корабль) // Википедия. – URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/> (дата обращения: 06.09.2020).

6. Takahashi Y., Yamada K. Aerodynamic-heating analysis of sample-return capsule in future trojan-asteroid exploration // *J. of Thermoph. and Heat Transfer*. – 2018. – Vol. 32(3). – P. 547–559. DOI: 10.2514/1.t4837

7. Teramoto S., Hiraki K., Fujii K. Numerical analysis of dynamic stability of a reentry capsule at transonic speeds // *AIAA J.* – 2001. – Vol. 39 (4). – P. 646–653. DOI: 10.2514/2.1357

8. Yang X., Radespiel R. Longitudinal aerodynamic performance of the apollo entry capsule near transonic speeds // *J. of Spacecraft and Rockets*. – 2017. – Vol. 54 (5). – P. 1100–1109. DOI: 10.2514/1.a33609

9. Егоров М.Ю., Егоров С.М., Егоров Д.М. Применение графических ускорителей для повышения производительности вычислений при численном моделировании функционирования сложных технических систем // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2015. – № 40. – С. 81–91.

10. Hypersonic gas dynamics of a Marco Polo reentry capsule / M.L. Niculescu, M.G. Cojocaru, M.V. Pricop, M.C. Fadgyas, M.G. Stoican, D. Pepelea // *AIP Conference Proceedings*. – 2018. – 030034. – 4 p. DOI: 10.1063/1.5043684

11. Aerothermodynamic analysis for deformed membrane of inflatable aeroshell in orbital reentry mission / Y. Takahashi, T. Koike, N. Oshima, K. Yamada // *Aerospace Science and Technology*. – 2019. – Vol. 92. – P. 858–868. DOI: 10.1016/j.ast.2019.06.047

12. Mehta R.C. Effect of geometrical parameters of reentry capsule over flowfield at high speed flow // *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*. – 2017. – Vol. 4, no. 4. – P. 487–501. DOI: 10.12989/aas.2017.4.4.487

13. Chang C.-L., Venkatachari B.S., Cheng G. Effect of counterflow jet on a supersonic reentry capsule // 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. – 2006. – P. 1–22. DOI: 10.2514/6.2006-4776

14. Аэродинамика ракет / Н.Ф. Краснов [и др.]. – М.: Высшая школа, 1968. – 772 с.

15. Петров К.П. Аэродинамика ракет. – М.: Машиностроение, 1977. – 136 с.

16. Риддел Ф.П. Исследование гиперзвуковых течений. – М.: Мир, 1964. – 544 с.

References

1. Sokolov N. L. Metod rascheta priblizhenno-optimalnykh trayektoriy dvizheniya kosmicheskogo apparata na aktivnykh uchastkakh vyvedeniya na sputnikovyye orbity [Calculation method of suboptimal spacecraft paths in the powered flight phases of satellite orbit ascent]. *Trudy MAI*, 2014, no. 75. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=49689> (Date of treatment 09/06/2020).

2. Kernozhitskiy V.A., Kolychev A.V., Makarenko A.V. Razrabotka metodiki rascheta mnogoelementnoy termoemissionnoy teplovoy zashchity giperzvukovykh letatelnykh apparatov [Methodology development for calculation of the multiple unit thermionic thermal protection of hypersonic aircraft]. *Trudy MAI*, 2014, no 75 URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=49687> (Date of treatment 09/06/2020).

3. Glazunov A.A., Goldin V.D., Zverev V.G., Ustinov S.N., Finchenko V.S. Aerotermodinamicheskiy raschet teplovogo razrusheniya razgonnogo bloka “Fregat” pri spuske v atmosfere Zemli [Aerothermodynamic calculation of thermal destruction of the Fregat upper stage during descent in the Earth's atmosphere]. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2013, Vol. 20, no. 2. pp. 197–212.

4. R. C. Mehta. Effect of geometrical parameters of reentry capsule over flowfield at high speed flow // *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*, 2014, vol. 4, no. 4, pp. 487– 501. URL: <https://doi.org/10.12989/aas.2017.4.4.487> (Date of treatment 09/06/2020).

5. Wikipedia, URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Прототип_1_\(космический_корабль\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Прототип_1_(космический_корабль)) (Date of treatment 09/06/2020).

6. Takahashi, Y., & Yamada, K. Aerodynamic-Heating Analysis of Sample-Return Capsule in Future Trojan-Asteroid Exploration. *J. of Thermoph. and Heat Transfer*, 2018, vol. 32(3), pp. 547-559. DOI: 10.2514/1.t4837
7. Teramoto S., Hiraki K., Fujii K. Numerical Analysis of Dynamic Stability of a Reentry Capsule at Transonic Speeds. *AIAA J.*, 2001, no. 39(4), pp. 646-653. DOI: 10.2514/2.1357
8. Yang, X., & Radespiel, R. Longitudinal Aerodynamic Performance of the Apollo Entry Capsule near Transonic Speeds. *J. of Spacecraft and Rockets*, 2017, no. 54(5), pp. 1100-1109. DOI: 10.2514/1.a33609
9. Egorov M.Yu., Egorov S.M., Egorov D.M. Primeneniye graficheskikh uskoriteley dlya povysheniya proizvoditelnosti vychisleniy pri chislenom modelirovanii funktsionirovaniya slozhnykh tekhnicheskikh sistem [Using graphics accelerator to improve computing performance in the numerical modeling of complex technical systems functioning]. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2015, no. 40, pp. 81-91.
10. Niculescu M.L., Cojocaru M.G., Pricop M.V., Fadgyas M.C., Stoican M.G., Pepelea D. Hypersonic gas dynamics of a Marco Polo reentry capsule, 2018, no. 030034 (2018), 4 p. DOI: 10.1063/1.5043684
11. Takahashi Y., Koike T., Oshima N., Yamada K. Aerothermodynamic analysis for deformed membrane of inflatable aeroshell in orbital reentry mission. *Aerospace Science and Technology*, 2019, no. 92 (2019), pp. 858-868. DOI: 10.1016/j.ast.2019.06.047
12. Mehta R.C. Effect of geometrical parameters of reentry capsule over flowfield at high speed flow. *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*, 2017, Vol. 4, No. 4, pp. 487-501. DOI: 10.12989/aas.2017.4.4.487
13. Chang C.-L., Venkatachari B.S., Cheng, G. Effect of Counterflow Jet on a Supersonic Reentry Capsule. 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006, pp. 1-22. DOI: 10.2514/6.2006-4776
14. Krasnov N.F. [et al.] *Aerodinamika raket [Aerodynamics of rockets]*. Moscow, Vysshaya shkola, 1968, 772 p.
15. Petrov K.P. *Aerodinamika raket [Aerodynamics of rocket]*. Moscow: Mashinostroyeniye, 1977, 136 p.
16. Riddell F.R. *Issledovaniye giperzvukovykh techeniy [Investigation of hypersonic flows]*. Moscow: Mir, 1964, 544 p.

Об авторах

Тимофеев Павел Марсович (Казань, Россия) – студент кафедры «Реактивные двигатели и энергетические установки» КНИТУ – КАИ им. А.Н. Туполева (420111, г. Казань, ул. К. Маркса, д. 10, e-mail: tt.1.12@bk.ru).

Панченко Владимир Иванович (Казань, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Реактивные двигатели и энергетические установки» КНИТУ – КАИ им. А.Н. Туполева (420111, г. Казань, ул. Карла Маркса, д. 10; e-mail: panchenkovi@rambler.ru).

Харчук Сергей Иванович (Казань, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Реактивные двигатели и энергетические установки» КНИТУ – КАИ им. А.Н. Туполева (420111, г. Казань, ул. Карла Маркса, д. 10; e-mail: sergeyh67@gmail.com).

About the authors

Pavel M. Timofeev (Kazan, Russian Federation) – Student of Jet Engines and Power Plants Department, Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI (10, Karl Marx st., Kazan, 420111, Russian Federation; e-mail: tt.1.12@bk.ru).

Vladimir I. Panchenko (Kazan, Russian Federation) – CSc in Technical Sciences, Associate Professor of Jet Engines and Power Plants Department, Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI (10, Karl Marx st., Kazan, 420111, Russian Federation; e-mail: panchenkovi@rambler.ru).

Sergey I. Kharchyk (Kazan, Russian Federation) – CSc in Technical Sciences, Associate Professor of Jet Engines and Power Plants Department, Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI (10, Karl Marx st., Kazan, 420111, Russian Federation; e-mail: sergeyh67@gmail.com).

Получено 06.09.2020