DOI: 10.15593/2224-9982/2020.62.06

УДК 629.782

П.М. Тимофеев

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 2

Является продолжением первой части «Численное моделирование обтекания спускаемого аппарата при сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях. Сравнение двух спускаемых аппаратов. Часть 1».

Подробно рассмотрены два спускаемых аппарата, которые разработаны в нашей стране.

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 двух спускаемых аппаратов при сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях, чтобы понять поведение набегающего потока и его влияние на спускаемый аппарат, сравнить температурные профили, а также коэффициенты сопротивления для диапазона чисел Маха 2–6.

Представлены расчетные данные по скорости, температуре и коэффициенту сопротивления 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 у боковых поверхностей спускаемых аппаратов спускаемый аппарат «Прототип 2» имеет меньшую температуру, чем спускаемый аппарат «Прототип 1», но большую температуру над лобовым сегментом при числе Маха $M = 6$.

Замечена общая тенденция, которая заключается в том, что коэффициент сопротивления уменьшается с увеличением числа Маха, которое связано с большой высотой и малыми значениями плотности и давления.

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

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 2

This study is a continuation of the first part "Flow simulation over reentry capsule at supersonic and hypersonic speeds. The comparison between two reentry capsules. Part 1". This study presents a comparison between two reentry capsules, which are made in Russia. 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 two tips reentry capsule understand the behavior of supersonic and hypersonic flow and its effect on the reentry capsule; compare temperature results and compare drag coefficient for the range Mach numbers equals 2–6.

This study showed results on velocity counters, on temperature counters and drag coefficient 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 the "Prototype 2" reentry vehicle has a lower temperature a lateral surface, than the "Prototype 1", but a higher temperature over the frontal segment at Mach number $M = 6$.

A general trend has been observed, which is that the resistance drag coefficient decreases with increasing Mach number, which is associated with high height and low density and pressure values.

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.

В этой статье рассматривается сравнение двух спускаемых аппаратов, схемы которых представлены на рис. 1. Геометрия строилась в программе моделирования «Компас-3D». После постройки тел геометрия экспортировалась в ANSYS Workbench для дальнейшей постройки сетки.

Оба спускаемых аппарата похожи на современные отечественные возвращаемые космические капсулы. Размеры были взяты из открытых источников [1, 2]. СА «Прототип 2» имеет большую площадь, чем СА «Прототип 1», равную $11,74 \text{ м}^2$ против $4,02 \text{ м}^2$.

Построение сетки для расчетной области задачи

Сетка расчетной области строилась в ANSYS Meshing. В данном исследовании использовалась структурированная двумерная сетка. Построение выполнялось методом Sizing с последующим использованием Face Meshing. Для измельчения сетки в пристеночной области использовалась функция Bias [3, 4]. 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 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 ячейки сталкивались конвективные и диффузионные потоки, которые рассчитывались после вычисления необходимых величин потока, полученных путем однократного усреднения соседних значений центров ячеек [5]. 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 [6]. В настройках решателя был выбран метод расщепления (ASUM Method) с дискретизацией второго порядка, с числом Куранта, равным 0,5 [7].

Рис. 1. Схема спускаемых аппаратов: а – спускаемый аппарат «Прототип 1»; б – спускаемый аппарат «Прототип 2»

Граничные условия

Условия набегающего потока для каждой точки траектории перечислены ниже в табл. 1. Они использовались в качестве начальных условий. При моделировании использовалась k - ϵ RNG-модель турбулентности. Температура стенки равнялась 300 K [8, 9].

Для стенки спускаемого аппарата скорость пристеночного слоя соответствует следующему утверждению [10]:

$$u_w = v_w = 0.$$

Таблица 1

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 представлено сравнение векторов, контуров скорости и температуры для СА «Прототип 1» и СА «Прототип 2» при числах Маха $M = 2 \dots 6$ (рис. 2–5). Красный цвет отображает области с высокой интенсивностью, тогда как синий – области с наименьшей интенсивностью.

При анализе рассчитанных данных выявлена следующая закономерность. Из представленных рис. 2–5 следует, что с увеличением числа Маха увеличивается температура. Во всех расчетных диапазонах числа Маха СА «Прототип 2» имеет меньшую температуру боковой поверхности (см. рис. 5); чем СА «Прототип 1» (см рис. 4), из-за большей скорости возле боковой поверхности СА. При увеличении числа Маха ударная волна приближается к носовой части СА. Для более подробного сравнения температур созданы четыре точки для каждого спускаемого аппарата (рис. 6), где расстояние от стенки до каждой точки равно 0,25 м.

Рис. 2. Контур скорости спускаемого аппарата «Прототип 1»:
а – $M = 2$; б – $M = 3$; в – $M = 5$; г – $M = 6$

Рис. 3. Контуры скорости спускаемого аппарата «Прототип 2»:
а – $M=2$; б – $M=3$; в – $M=5$; г – $M=6$

Рис. 4. Контуры температуры спускаемого аппарата «Прототип 1»:
а – $M=2$; б – $M=3$; в – $M=5$; г – $M=6$

Рис. 5. Контуры температуры спускаемого аппарата «Прототип 2»: а – М = 2; б – М = 3; в – М = 5; г – М = 6

Рис. 6. Расположение точек для спускаемых аппаратов: а – СА «Прототип 1»; б – СА «Прототип 2»

Ниже представлены значения температуры в точках при разных числах Маха (табл. 2).

Из табл. 2 следует, что во всех расчетных диапазонах числа Маха оба спускаемых аппарата имеют практически идентичную температуру у днища. У боковых поверхностей спускаемых аппаратов СА «Прототип 2» имеет меньшую температуру, чем СА «Прототип 1». Температура над лобовым сегментом у обоих спускаемых аппаратов практически идентична до числа Маха $M = 5$. При числе Маха $M = 6$ мы видим, что над лобовым

Таблица 2

Значения температуры в точках при разных числах Маха

Номер точки	Температура при разных числах Маха			
	М = 2	М = 3	М = 5	М = 6
Значения температуры для точки СА «Прототип 1»				
1	393,45	622,06	1304	1567,68
2	166,53	244,8	510,27	696,03
3	163,15	237,34	514,29	693,15
4	378,25	593,86	1351,66	1448,8

Окончание табл. 2

Номер точки	Температура при разных числах Маха			
	M = 2	M = 3	M = 5	M = 6
Значения температуры для точки СА «Прототип 2»				
1'	393,7	621,69	1324,68	1518,48
2'	86,11	138,8	510,34	417,2
3'	101,65	140,69	422,46	507,21
4'	372,43	595,1	1347,22	1667,9

сегментом СА «Прототип 2» имеет большую температуру, чем СА «Прототип 1».

Сравнение ударных волн СА «Прототип 1» и СА «Прототип 2»

На рис. 7, 8 представлено поведение ударных волн при числах Маха $M = 2 \dots 6$. Черным цветом отображаются области с высокой интенсивностью градиента давления, тогда как белым цветом – области с наименьшей интенсивностью градиента давления.

Численное исследование поля течения над спускаемыми аппаратами «Прототип 1» и «Прототип 2» (см. рис. 7, 8) иллюстрирует картину сверхзвукового и гиперзвукового по-

токов при нулевом угле атаки, которая основана на нескольких численных расчетах при разных числах Маха. При моделировании космических спускаемых капсул необходимо учесть, что 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 в виде тонкого слоя, представляет собой скачок уплотнения. Пересекая скачок уплотнения, поток замедляется. 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. Угловой процесс расширения представляет собой измененную картину течения Прандтля – Майера, которое возникает в сверхзвуковом потоке около острой кромки расширяющейся области [11–14].

Рис. 7. Ударная волна для СА «Прототип 1»: а – $M = 2$; б – $M = 3$; в – $M = 5$; г – $M = 6$

Рис. 8. Ударная волна для СА «Прототип 2»: *а* – $M = 2$; *б* – $M = 3$; *в* – $M = 5$; *г* – $M = 6$

При сравнении рис. 7. *а, б* и рис. 8. *а, б* был выявлен увеличенный градиент давления у СА «Прототип 1», по сравнению с СА «Прототип 2», при числе Маха $M = 2, 3$. Также было выявлено, что с увеличением числа Маха ударная волна приближается к днищу спускаемого аппарата. На рис. 7, 8 перед спускаемым аппаратом возникает криволинейный скачок уплотнения, центральная часть которого является прямым скачком. При сравнении рис. 7. *а, б*; рис. 8 *а, б* и рис. 7. *в, г*; рис. 8. *в, г* наблюдается наклон скачка к направлению потока с увеличением числа Маха.

Сравнение коэффициентов сопротивления для СА «Прототип 1» и СА «Прототип 2»

Высокое поверхностное давление на носовую часть корпуса приводит к развитию высокого аэродинамического сопротивления, которое требуется для применения аэродинамического торможения [15]. Ниже представлена табл. 3 с коэффициентами сопротивления при разных числах Маха.

Таблица 3

Коэффициент сопротивления при разных числах Маха

Число Маха	Коэффициент сопротивления для СА «Прототип 1»	Коэффициент сопротивления для СА «Прототип 2»
2	2,08	2,96
3	1,98	2,69
5	1,39	1,87
6	1,27	1,76

Из рис. 8 видно, что с увеличением числа Маха уменьшается коэффициент сопротивления C_x . Это связано с высотой и малыми значениями плотности и давления. Стоит заметить, что СА «Прототип 2» имеет больший коэффициент сопротивления C_x , чем СА «Прототип 1», из-за его большей площади.

Вывод

Произведен CFD-анализ двух спускаемых аппаратов при разных диапазонах чисел Маха. Описан численный алгоритм решения. Получены и проанализированы результаты расчета.

При сравнении двух спускаемых аппаратов выявлено, что СА «Прототип 2» имеет меньшую температуру на боковой поверхности, чем СА «Прототип 1», но большую температуру над лобовым сегментом. Также было выявлено, что с увеличением числа Маха ударная волна приближается к днищу спускаемого аппарата. Наблюдается наклон скачка к направлению потока.

Перед спускаемым аппаратом возникает криволинейный скачок уплотнения, центральная часть которого является прямым скачком.

Замечена общая тенденция, которая заключается в том, что коэффициент сопротивления уменьшается с увеличением числа Маха, что связано с большой высотой и малыми значениями плотности и давления.

Библиографический список

1. Прототип 1_(космический_корабль) // Википедия. – URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/> (дата обращения: 06.09.2020).
2. Орел_(космический_корабль) // Википедия. – URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/> (дата обращения: 06.09.2020).
3. Takahashi Y., Yamada K. Aerodynamic-heating analysis of sample-return capsule in future trojan-asteroid exploration // J. of Thermophysics and Heat Transfer. – 2018. – Vol. 32(3). – P. 547–559. DOI: 10.2514/1.t4837
4. 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
5. 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
6. 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.
7. 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
8. 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
9. 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
10. 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
11. 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
12. Аэродинамика ракет / Н.Ф. Краснов [и др.]. – М.: Высшая школа, 1968. – 772 с.
13. Петров К.П. Аэродинамика ракет. – М.: Машиностроение, 1977. – 136 с.
14. Риддел Ф.Р.. Исследование гиперзвуковых течений. – М.: Мир, 1964. – 544 с.
15. Mehta R.C. Aerodynamic drag coefficient for various reentry configurations at high speed // 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference. – 2006. – P. 1–19. DOI: 10.2514/6.2006-3173

References

1. 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).
2. Wikipedia, URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Орел_\(космический_корабль\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Орел_(космический_корабль)) (Date of treatment 09/06/2020).
3. Takahashi, Y., & Yamada, K. Aerodynamic-Heating Analysis of Sample-Return Capsule in Future Trojan-Asteroid Exploration. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2018, no. 32 (3), pp. 547-559. DOI: 10.2514/1.t4837
4. Teramoto, S., Hiraki, K., & Fujii, K. Numerical Analysis of Dynamic Stability of a Reentry Capsule at Transonic Speeds. AIAA Journal, 2001, no. 39(4), pp. 646-653. DOI: 10.2514/2.1357

5. Yang, X., & Radespiel, R. Longitudinal Aerodynamic Performance of the Apollo Entry Capsule near Transonic Speeds. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2017, no. 54(5), pp. 1100-1109. DOI: 10.2514/1.a33609
6. Egorov M.Yu., Egorov S.M., Egorov D.M. Primeneniye graficheskikh uskoriteley dlya povysheniya proizvoditelnosti vychisleniy pri chislennom 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.
7. 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
8. 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
9. 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
10. 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
11. 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
12. Krasnov N.F. et al. *Aerodinamika raket* [Aerodynamics of rockets]. Moscow, Vysshaya shkola, 1968, 772 p.
13. Petrov K.P. *Aerodinamika raket* [Aerodynamics of rocket]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1977, 136 p.
14. Riddell F.R. *Issledovaniye giperzvukovykh techeniy* [Investigation of hypersonic flows]. Moscow: Mir, 1964, 544 p.
15. Mehta R.C. (2006). Aerodynamic Drag Coefficient for Various Reentry Configurations at High Speed. 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2006, pp. 1-19. DOI: 10.2514/6.2006-3173

Об авторе

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: ttt.1.12@bk.ru).

About the author

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: ttt.1.12@bk.ru).

Получено 06.09.2020