

УДК 533.6.011.8

*В. В. Вышинский^{1,2}, Чжо Зин¹*¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)²ФГУП «ЦАГИ» им. профессора Н. Е. Жуковского

Численное моделирование аэродинамических характеристик возвращаемых летательных аппаратов

Созданный в рамках инженерного подхода метод использован для определения показателя адиабаты в уравнении состояния. Приведены оценки влияния показателя адиабаты на аэродинамические характеристики возвращаемых летательных аппаратов. Полученные результаты могут быть использованы в моделях более высокого уровня на базе сеточных методов.

Ключевые слова: воздушно-космический аппарат, аэродинамические трубы, численное моделирование, высотный самолет, гиперзвуковая скорость.

*V. V. Vyshinsky^{1,2}, Kyaw Zin¹*¹Moscow Institute of Physics and Technology (national research university)²FSUE «TsAGI» named after prof. N. E. Zhukovsky

Numerical simulation of the aerodynamic characteristics of the returned aircraft

The method developed in the framework of the engineering approach is used to determine the adiabatic index in the equation of state. The estimates of the effect of the adiabatic index on the aerodynamic characteristics of the returned aircraft are given. The results obtained can be used in higher level models based on grid methods.

Key words: aerospace vehicle, wind tunnels, numerical simulation, high altitude plane, hypersonic speed.

1. Введение

Концепция пилотируемого перспективного воздушно-космического аппарата (ВКА) среднего класса (рис. 1) выдвигает ряд требований к его аэродинамическим характеристикам (АДХ), в частности, к аэродинамическому качеству. Проектирование ВКА осложняется тем, что существует целый ряд трудностей воспроизведения натуральных условий полета в аэродинамических трубах (АДТ) [1]. В частности, практически невозможно воспроизвести тепловой режим при обтекании аппарата: нагрев модели в АДТ приводит к высокому значению температурного фактора, тогда как в натуральных условиях температура поверхности аппарата значительно меньше полной температуры потока. Поток газа, набегающий на модель в АДТ, состоит из молекулярных кластеров и отличается от невозмущенной атмосферы, в которую входит спускаемый аппарат. Таким образом, уравнения состояния в натурном и трубном экспериментах различны.

Моделирование высокоскоростных течений предполагает соблюдение подобия по числам Маха и Рейнольдса, а также обеспечение низкой степени турбулентности и высокой однородности потока в рабочей части установки. На точность эксперимента серьезное влияние оказывает также способ закрепления модели. Одновременное решение этих проблем

© Вышинский В. В., Чжо Зин, 2019

© Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)», 2019

в рамках одной экспериментальной установки представляется невозможным. Поэтому для исследования высокоскоростных течений применяются АДТ различной конструкции и с различными принципами действия [2–4].

Перечисленные факторы обуславливают необходимость привлечения расчетной информации на этапе проектирования ВКА. Детальные параметрические исследования можно проводить при помощи численного моделирования (компьютерных программ) [5]. В качестве таких инструментов выступают программные комплексы, реализующие различные модели движения среды. К числу таких комплексов относятся инженерные методы расчета, использующие гипотезу локальности высокоскоростных течений [6–8].



Рис. 1. Общий вид воздушно-космического аппарата «Клипер»

Несколько слов следует сказать о сеточных методах – методах «высокого уровня». Они основаны на решении краевых задач (КЗ), корректность которых не доказана. Так, например, доказана теорема о том, что стационарное решение КЗ для уравнений Навье–Стокса в приближении несжимаемой жидкости существует и единственно для некоторого полуинтервала $Re < Re_1$, неединственно в интервале $Re_1 < Re < Re_2$ и не существует в полуинтервале $Re > Re_2$ [9].

Таким образом, наряду с верификацией (доведением численной реализации метода и компьютерного кода на конкретной вычислительной технике до такого уровня, когда решение не зависит от параметров численной схемы) обязательна валидация (согласование результатов расчёта с экспериментом). При этом следует помнить, что это не гарантирует столь же хорошего согласования расчёта и эксперимента в других случаях.

Решаемые задачи имеют существенно нелинейный характер, то есть из аппроксимации уравнений и граничных условий и устойчивости численной процедуры не следует сходимость численного решения к решению исходной КЗ, как это имеет место для линейных задач (теорема Лакса [10]). Вопрос корректности разностной задачи для уравнений Навье–Стокса остается открытым из-за неясности граничных условий. Физически необоснованные и математически необоснованные граничные условия могут приводить к неустойчивости численного решения (например, на выходной границе) [11].

Осреднение по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса требует выполнения условия эргодичности (наличия в течении только одного интеграла энергии), что имеет место далеко не всегда. Осреднение по всему спектру частот приводит к тому, что не удастся моделировать правильным образом, например, акустические нагрузки. Вопрос о справедливости самих уравнений Навье–Стокса при турбулентном режиме обтекания (линейная связь между тензорами скоростей деформаций и напряжений), да и вообще, ньютоновость жидкости ставятся под сомнения [12].

Всё вышесказанное определяет место комплексам компьютерных программ, основанных на инженерных подходах и аппроксимации баз данных, полученных в эксперименте.

2. Метод расчёта

Для определения АДХ при больших сверхзвуковых скоростях использована модифицированная формула Ньютона: $p = p_0 \cos^2 \theta$, где p_0 – давление в точке торможения (по формуле Рэлея в гиперзвуковом приближении):

$$p_0 = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left(\frac{1}{\gamma} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left[1 + \frac{1}{2\gamma} M_\infty^{-4} + O(M_\infty^{-4}) \right], \quad (1)$$

где γ – отношение удельных теплоёмкостей.

Несмотря на простоту, эта схема хорошо согласуется с экспериментом для широкого класса затупленных тел. Она предполагает, что частица газа, достигая поверхности тела, передает ему нормальную компоненту импульса, сохраняя касательную.

Распределения плотности и скорости на поверхности тела даются формулами:

$$\rho = \rho_0 (\cos^2 \theta)^{\frac{1}{\gamma}}, \quad p_0 = \frac{2\gamma}{\gamma-1} \rho_0 \left[1 - \frac{2}{\gamma-1} M_\infty^{-2} + O(M_\infty^{-4}) \right],$$

$$\nu^2 = \nu_m^2 \left[1 - (\cos^2 \theta)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right], \quad (2)$$

$$\nu_m^2 = 1 + \frac{2}{\gamma-1} M_\infty^{-2}.$$

В случае заостренного симметричного выпуклого тела с углом при вершине β_0 , $\rho = \rho_0 \cos^2 \theta_0$, где $\theta_0 = \pi/2 - \beta_0$, при обтекании с отошедшей ударной волной. Если же ударная волна присоединена, то ρ_0 определяется как давление на поверхности клина или конуса с углом полураствора β_0 . $0 \leq \theta \leq \pi/2$, т.е. рассматривается только та часть тела, которая видна со стороны набегающего потока. Точность аппроксимации ограничена предположением о локальности взаимодействия.

Для конуса под углом атаки используется формула

$$p = \alpha_0 + \alpha_1 \cos \theta + \alpha_2 \cos^2 \theta, \quad 0 \leq \theta \leq \pi.$$

Коэффициенты α_i , $i = 0, 1, 2$, определяются из условий согласования с экспериментом: $\rho(0) = \rho_0$, $\rho(\theta_m) = \rho_m$, $\rho(\theta_m) = 0$. Более подробное описание метода и компьютерного кода может быть найдено в работах [6–7]. Как видно, результаты существенно зависят от отношения удельных теплоёмкостей γ .

3. Некоторые результаты

На рис. 2 дано сравнение расчетных результатов с экспериментальными данными работы [13], в которой эксперимент проводился с различными газами в вакуумной АДТ при числах $M \geq 5$. Видно, что расчетные и экспериментальные данные различаются менее чем на 10%.

Полученные результаты свидетельствуют о достаточно сильном влиянии вращательных степеней свободы, причем, существенно также влияние времени релаксации: чем оно меньше, тем более заметно это отличие от результатов расчетов при $\gamma = 5/3$. Значение γ для различных газов при разных температурах приведены в таблице 1.

Т а б л и ц а 1

Значения γ для различных газов при разных температурах

Температуры	Газ	γ
-181 °C	H ₂ , водород	1.597
-76 °C		1.453
20 °C		1.410
100 °C		1.404
400 °C		1.387
1000 °C		1.358
2000 °C		1.318
20 °C	He, гелий	1.660
20 °C	H ₂ O, насыщенный водяной пар	1.330
100 °C		1.324
200 °C		1.310
-180 °C	Ar, аргон	1.760
20 °C		1.670
0 °C	сухой воздух	1.403
20 °C		1.400
100 °C		1.401
200 °C		1.398
400 °C		1.393
1000 °C		1.365
2000 °C		1.088
0 °C	CO ₂ , углекислый газ	1.310
20 °C		1.300
100 °C		1.281
400 °C		1.235
1000 °C		1.195
20 °C	CO, угарный газ	1.400
-181 °C	O ₂ , кислород	1.450
-76 °C		1.415
20 °C		1.400
100 °C		1.399
200 °C		1.397
400 °C		1.394
20 °C	NO, окись азота	1.400
20 °C	N ₂ O, закись азота	1.310
-181 °C	N ₂ , азот	1.47
15 °C		1.404

На рис. [2–4] представлены результаты расчетов коэффициентов аэродинамических сил и моментов в зависимости от угла атаки при различных значениях показателя адиабаты. Наибольший интерес представляют значения коэффициентов силы сопротивления C_x , подъемной силы C_y , и момента тангажа m_z .

4. Заключение и выводы

Реализованный в виде компьютерного кода инженерный метод является по сути дела аппроксиматором экспериментальных данных и может подстраиваться под эксперимент в ходе валидации. С другой стороны, метод позволяет выбрать константы (коэффициенты) в уравнении состояния. Настроенное таким образом уравнение состояния может быть использовано в методах вычислительной аэродинамики более высокого уровня.

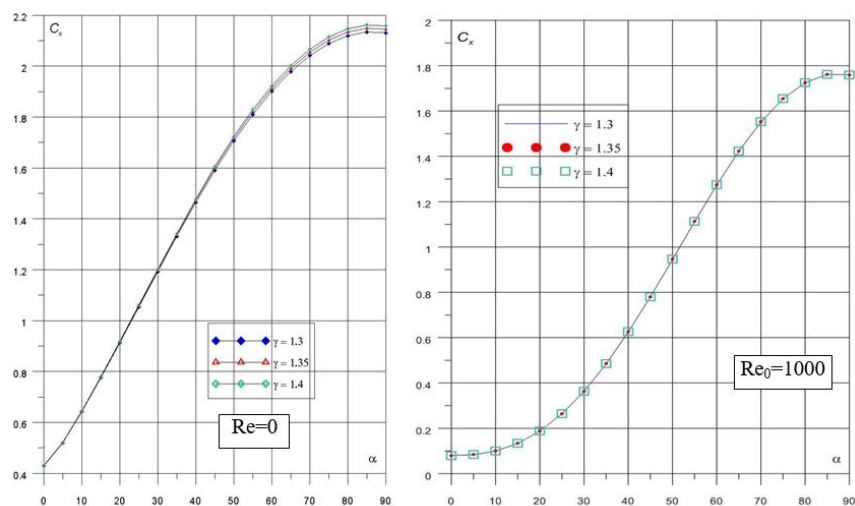


Рис. 2. Зависимости $C_x(\alpha)$ для ВКА «Клипер» при $Re_0 = 0$ и 1000 ($\gamma = 1.3, 1.35, 1.4$)

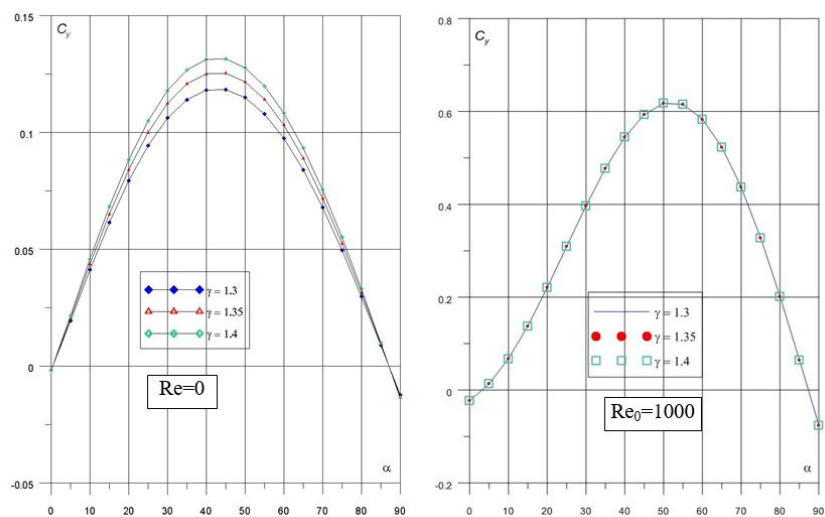


Рис. 3. Зависимости $C_y(\alpha)$ для ВКА «Клипер» при $Re_0 = 0$ и 1000 ($\gamma = 1.3, 1.35, 1.4$)

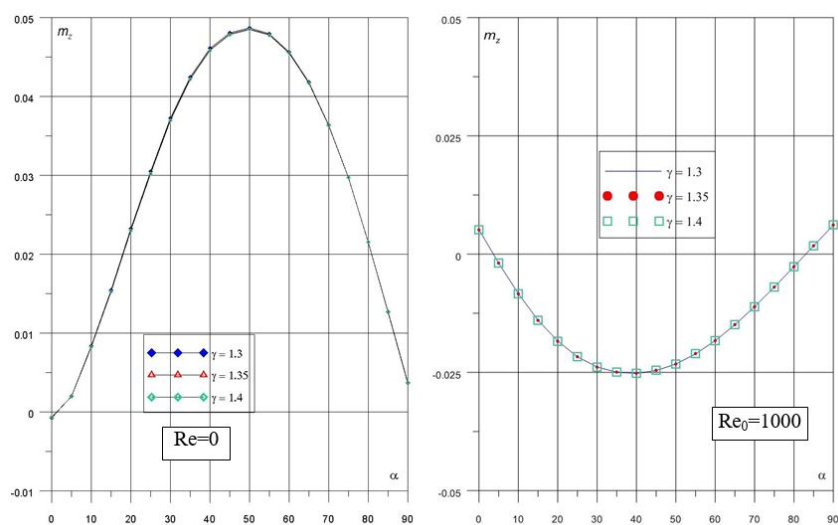


Рис. 4. Зависимости $m_z(\alpha)$ для ВКА «Клипер» при $Re_0 = 0$ и 1000 ($\gamma = 1.3, 1.35, 1.4$)

Настроенный под натурный эксперимент вариант данного компьютерного кода может быть использован на этапе предварительного проектирования в силу своей робастности и высокой скорости вычислений.

Вариант компьютерного кода, настроенный под модельный (трубный) эксперимент, может с успехом использоваться для выбраковки и сортировки экспериментальных данных, получения дополнительной информации к данным эксперимента и восполнении данных при их утере.

Литература

1. *Тирский Г.А., Сахаров В.И. [и др.]*. Гиперзвуковая аэродинамика и теплообмен спускаемых космических аппаратов и планетных зондов. Москва : Физматлит, 2011. 548 с.
2. *Галкин В.С., Ерофеев А.И., Толстых А.И.* Приближенный метод расчета аэродинамических характеристик тел в гиперзвуковом разреженном газе // Труды ЦАГИ. 1977. Вып. 1833.
3. *Нейланд В.Я.* Аэродинамика воздушно-космических самолетов. Жуковский : ФАЛТ МФТИ, 1991. 201 с.
4. *Хлопков Ю.И., Чернышев С.Л., Зяя Мьо Мьинт, Хлопков А.Ю.* Введение в специальность II. Высокоскоростные летательные аппараты. Москва : МФТИ, 2013. 192 с.
5. *Жаров В.А., Зяя Мьо Мьинт [и др.]*. Разработка методов Монте-Карло для решения задач аэротермодинамики возвращаемых космических аппаратов // Фундаментальные исследования. 2013. № 11(9). С. 1819–1823.
6. *Чжо Зин*. Расчет аэродинамических характеристик возвращаемого летательного аппарата // Материалы VI Международной студенческой научной конференции «Студенческий научный форум 2014». Москва. 2014. № 5(2). С. 132–134.
7. *Чжо Зин*. Моделирование аэродинамических характеристик возвращаемого летательного аппарата // Сборник статей международной научно-практической конференции «Инновационное развитие современной науки». Стерлитамак : РИЦ АМИ, 2015. С. 7–10.
8. *Khlopkov Yu.I., Chernyshev S.L., Zharov V.A., Zay Yar Myo Myint, Khlopkov A. Yu., Kyaw Zin*. Modern Trends in the Development of Reusable Aerospace System // Asian Journal of Applied Sciences. 2014. V. 2, N 1. P. 13–22.
9. *Ладыженская О.А.* Математические вопросы динамики вязкой несжимаемой жидкости. Москва : Наука, 1970.
10. *Вышинский В.В.* Краевые задачи вычислительной аэрогидромеханики. Часть 1. Потенциальные и вихревые течения. Москва : МФТИ, 2007. 224 с.; Часть 2. Течения вязкого газа и турбулентные течения. Москва : МФТИ, 2009. 176 с.
11. *Roache P.J.* Computational fluid dynamics. Albuquerque : Hermosa Publishers, 1976. 446 p.
12. *Ames W.F.* Nonlinear partial differential equations in engineering. Math. Sci. and Engng, V. 18. New York—London : Acad. Press, 1965. XII. 511 p.
13. *Гусев В.Н., Ерофеев А.И., Климова Т.В., Перепухов В.А. [и др.]*. Теоретические и экспериментальные исследования обтекания тел простой формы гиперзвуковым потоком разреженного газа // Труды ЦАГИ. 1977. Вып. 1855.

References

1. *Tirsky G.A., Sakharov V.I., et al.*, Hypersonic aerodynamics and heat transfer of the descending spacecraft and planetary probes. Moscow : Fizmatlit, 2011. 548 p.

2. *Galkin V.S., Erofeev A.I., Tolstykh A.I.* An approximate method for calculating the aerodynamic characteristics of bodies in a hypersonic rarefied gas. Proceedings of TsAGI. 1977. V. 1833.
3. *Neyland, V.Ya.* Aerodynamics of aerospace aircraft. Zhukovsky : Falt MIPT, 1991. 201 p.
4. *Khlopkov Yu.I., Chernyshev S.L., Zeya Myo Myint, Khlopkov A.Yu.* Introduction to specialty II. High-speed aircraft. Moscow : MIPT, 2013. 192 p.
5. *Zharov, VA, Zeya Mio Mint, et al.*, Development of Monte Carlo methods for solving the problems of aerothermodynamics of returned spacecraft. Basic Research. 2013. N 11 (9). P. 1819–1823.
6. *Kyaw Zing.* Calculation of the aerodynamic characteristics of the returned aircraft. Proceedings of the VI International Student Scientific Conference «Student Scientific Forum 2014». Moscow. 2014. N 5 (2). P. 132–134.
7. *Kyaw Zing.* Simulation of the aerodynamic characteristics of the returned aircraft. Collection of articles of the international scientific-practical conference «Innovative development of modern science». Sterlitamak : RIC AMI, 2015. P. 7–10.
8. *Khlopkov Yu.I., Chernyshev S.L., Zharov V.A., Zay Yar Myo Myint, Khlopkov A.Yu., Kyaw Zin.* Modern Trends in the Development of Reusable Aerospace System. Asian Journal of Applied Sciences. 2014. V. 2, N 1. P. 13–22.
9. *Ladyzhenskaya O.A.* Mathematical problems in the dynamics of a viscous in-compressible fluid. Moscow : Nauka, 1970.
10. *Vyshinsky V.V.* Regional problems of computational aerohydrodynamics. Part 1. Potential and eddy currents. Moscow : MIPT, 2007. 224 p.; Part 2. Flows of viscous gas and turbulent flows. Moscow : MIPT, 2009. 176 p.
11. *Roache P.J.* Computational fluid dynamics. Albuquerque : Hermosa Publishers, 1976. 446 p.
12. *Ames W.F.* Nonlinear partial differential equations in engineering. Math. Sci. And Engng, V. 18. New York-London : Acad. Press, 1965. XII. 511 p.
13. *Gusev V.N., Erofeev A.I., Klimova T.V., Perepukhov V.A., et al.*, Theoretical and Experimental Investigations of the Flow around a Simple-Form Body with a Hypersonic Sparse Gas Flow. Proceedings of TsAGI. 1977. I. 1855.

Поступила в редакцию 25.07.2019