

УДК 629.78

## Сравнительная оценка двух способов определения нестационарных аэродинамических характеристик цилиндрических моделей отделяемых частей ракет-носителей космического назначения

Хлупнов А. И.<sup>1,\*</sup>, Галактионов А. Ю.<sup>1</sup>

[\\*fkz1913@mail.ru](mailto:fkz1913@mail.ru)

<sup>1</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

---

В интересах успешного разрешения проблемы сокращения полей падения отработавших ступеней ракет-носителей космического (РКН) назначения рассмотрены вопросы определения их нестационарных аэродинамических характеристик, с использованием возможностей вычислительной аэрогазодинамики (ВАГД - CFD). Отработавшие ступени РКН схематизированы в виде цилиндрических моделей сравнительно большого удлинения, что позволило рассмотреть возможность использования методов прямого численного моделирования нестационарного обтекания в рамках полных уравнений Навье-Стокса и метода искривленных тел для определения аэродинамических коэффициентов демпфирования отмеченного объекта исследования преимущественно для сверхзвуковых режимов. В качестве научного инструмента исследования были выбраны два способа использования математических моделей высокого уровня для аэродинамического расчета (программ для аэродинамического расчета, разработанных авторами и пакета программ FineOpen (фирма Numesa)). Достоверность подтверждена сравнением с известными теоретическими и экспериментальными зависимостями.

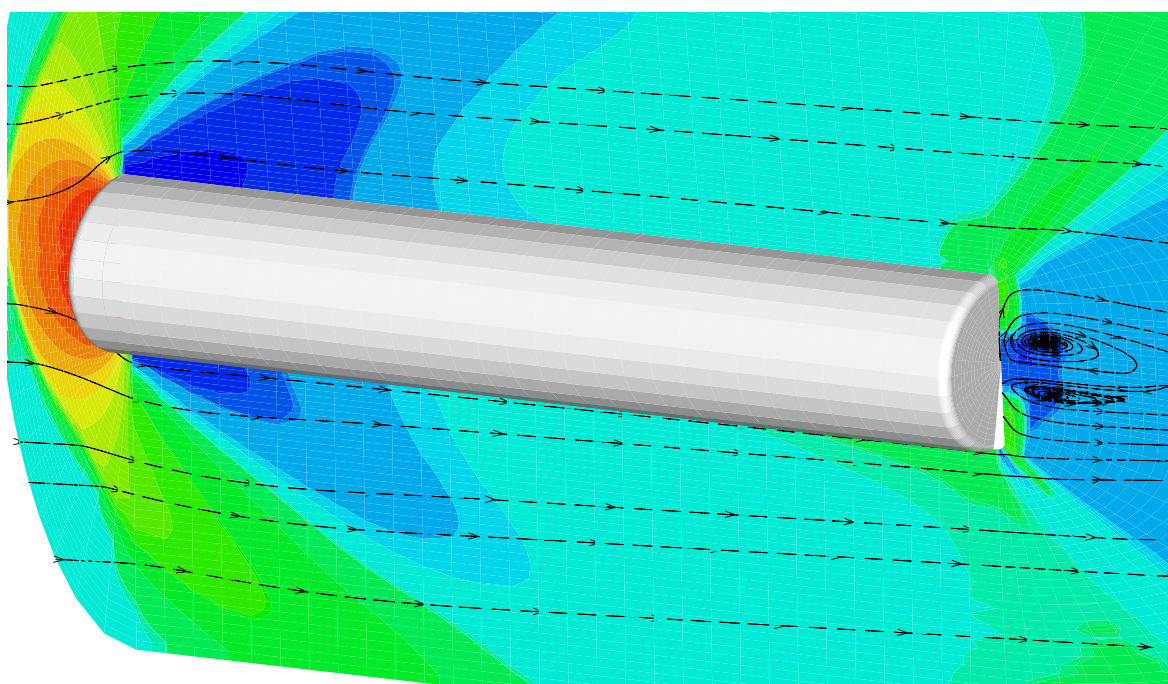
**Ключевые слова:** ракета-носитель, аэродинамические характеристики, поля падения

---

### Введение

Стремительный рост грузопотока по маршруту поверхность Земли – низкие околоземные орбиты наметившийся за последнее время, а также рост урбанизированных и промышленных районов выдвигает новые, все более жесткие требования к определению зон падения отработавших частей (ОЧ, ступеней) ракет-носителей космического назначения (РКН) и локализации соответствующих трасс выведения и зон отчуждения. В связи с этим можно отметить устойчивый интерес к аэробаллистической задаче определения границ ожидаемого района падения отделяемых (отработавших) частей РКН

[1] и в первую очередь наименее изученных показателей аэродинамического демпфирования и антидемпфирования, что позволяет охарактеризовать задачу определения аэродинамических характеристик отделяемых частей РКН как важную и актуальную. С другой стороны в случае схематизации ОЧ цилиндрическим телом вращения сравнительно большого удлинения ( $\bar{l} = l/D \geq 2$ ,  $l$  - длина изделия вдоль осевой линии от переднего среза до донного среза,  $D$  - диаметр миделя) задача может быть сведена к установлению и исследованию аэродинамических характеристик модели плохообтекаемого тела (см. рис.1) наиболее важными и малоизученными из которых для обеспечения динамической устойчивости [2, 3] являются нестационарные аэродинамические характеристики и в первую очередь аэродинамический момент демпфирования (или его безразмерный коэффициент -  $\overline{m_z^{\alpha+\omega_z}}$ ). Учитывая, что при падении ОЧ максимум тепловых и динамических нагрузок приходится на сверхзвуковой участок в настоящей работе основное внимание было сосредоточено на интервале чисел Маха набегающего (невозмущенного потока)  $M > 1,5$ .



**Рис. 1.** Фрагмент картины течения в окрестности цилиндрического тела в условиях сверхзвукового обтекания ( $M=2$ ). Цветом отмечены области равного давления. Поле характеристик получено численным решением уравнений Навье-Стокса по программе для ЭВМ, разработанной авторами [3].

## 1. Математическая модель

Учитывая определенные ограничения вычислительного потенциала, доступного современным отечественным инженерам-исследователям с одной стороны и необходимость корректного определения нелинейных зависимостей нестационарных аэродинамических характеристик для отмеченного объекта исследования при

ограничения на доступные математические модели (пакеты прикладных аэродинамических программ) подготовка вычислительного эксперимента становится самостоятельной многокритериальной задачей, нередко требующей выработки рекомендаций для сотрудников-потребителей из отечественных отраслевых НИР и ОКБ. Именно поэтому, учитывая научный и программно-аппаратный задел кафедры СМ-3 в настоящем исследовании были сопоставлены возможности вычислительных средств, доступных как отечественному пользователю, так и исследователю из западной Европы (рассмотрен коммерческий продукт FineOpen франко-бельгийской фирмы Numesa, одного из трех мировых лидеров-разработчиков программного обеспечения по упомянутому вопросу).

Инструментом настоящего научного исследования стали программы разработанные авторами, а также коммерческий комплекс программ FineOpen. Основной целью настоящей работы стал сравнительный анализ возможностей двух способов определения нестационарных аэродинамических характеристик цилиндрических тел в условиях сверхзвукового обтекания, связанный как с использованием инженерного метода искривленных тел [5-7], так и с прямым численным моделированием нестационарного обтекания [3].

В случае определения нестационарных аэродинамических характеристик модели цилиндра большого удлинения прямым методом использовались две системы координат: подвижная, связанная с телом, и неподвижная, совмещенная началом отсчета с неподвижной [3].

Численный расчет нестационарных аэродинамических характеристик методом свободных колебаний рассматривался как решение аэродинамически-сопряженных задач:

- задачи решения уравнений Навье-Стокса в нестационарной постановке

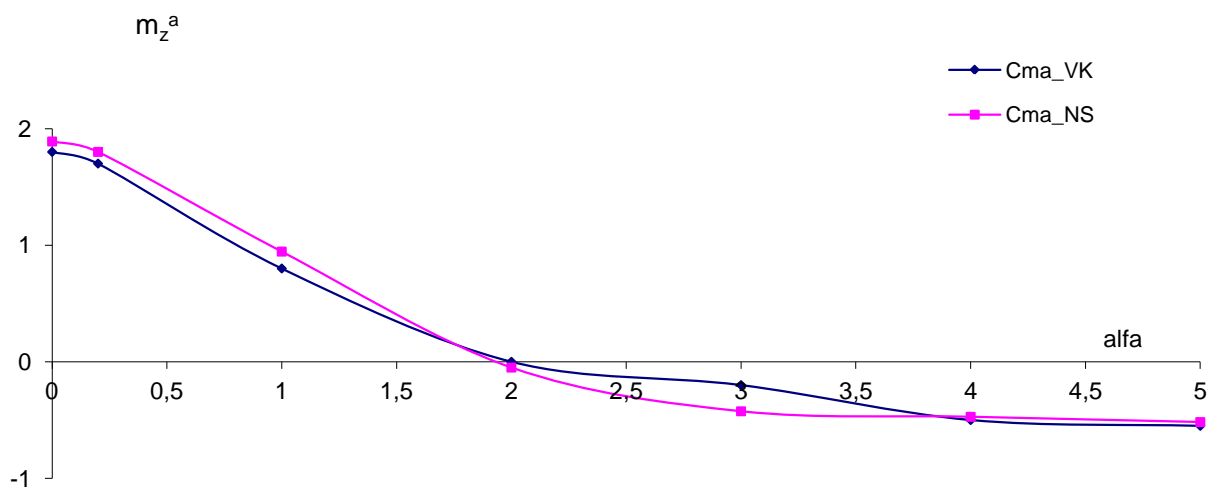
$$\frac{\partial \sigma}{\partial t} + \frac{\partial a}{\partial x} + \frac{\partial b}{\partial y} + \frac{\partial c}{\partial z} = H \quad (1)$$

- задача математического моделирования цилиндрической модели в продольной плоскости симметрии относительно центра тяжести под действием сил инерции и аэродинамических сил, в общем случае переменных по времени и по углу атаки

$$\begin{aligned} \ddot{\varphi} &= \frac{d^2 \varphi}{dt^2} = \frac{d \dot{\varphi}}{dt} = - \frac{Mz}{Iz} \\ \dot{\varphi} &= \dot{\varphi} + \ddot{\varphi} dt \\ \varphi &= \varphi + \dot{\varphi} dt \\ Mz &= \int_{\Omega_1} (\bar{p} + \bar{\tau}) d\Omega_1 \\ Iz &= \text{момент инерции} \end{aligned} \quad (2)$$

Уравнения Навье-Стокса (1) решались методом конечного объема [3, 12] с расщеплением потоков от вязких и невязких членов. Поток от невязких членов определялся по методу С.К. Годунова как решение задачи Римана о распаде произвольного разрыва. Поток от вязких членов рассчитывался как решение системы линейных алгебраических уравнений, полученных разложением компонент тензора скоростей деформации в ряд Тейлора [11].

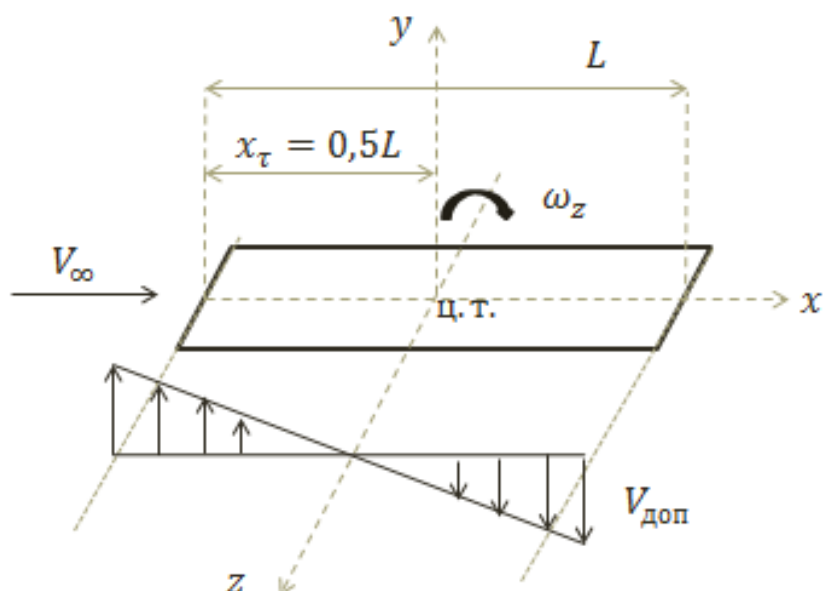
Достоверность результатов, полученных прямым методом с использованием программы для ЭВМ, на писанной на языке Fortran, была показана в работах [3, 12] на различных тестовых задачах. Достаточно отметить результаты исследования свободных колебаний модели СА «Викинг» выполненные в аэродинамических установках института фон Кармана, а также численно (см. рис.2). Сравнение было выполнено по зависимости производной момента тангажа от угла атаки (на рис. 2 упомянутая производная обозначена как  $m_z^a$ , в оригинальной работе –  $C_{mq}+C_{ma}$ ).



**Рис. 2.** Расчетная (NS) и экспериментальная (VK) зависимости коэффициента демпфирования от угла атаки, полученные на модели VK (см. рис.1(в)) при числе Маха набегающего потока  $M_\infty=1,5$ .

Представленное на рис.2 сравнение расчетной и экспериментальной зависимостей позволяет сказать принципиальной возможности получения инженерных оценок по представленному подходу, с учетом интервала экспериментальной погрешности – 10-30%.

Для расчета нестационарных аэродинамических характеристик вторым способом - методом искривленного тела, предложенного еще в 1934 году применительно к инженерным методикам аэродинамического расчета, в настоящей работе использовались математические модели высокого уровня (программы численного решения на ЭВМ уравнений Навье-Стокса): программа написанная на языке Fortran [14], а также коммерческий пакет программ Fine Open, предоставленный сотрудниками фирмы Numesa (для работы со студентами и преподавателями по договору с МГУЛ) [4].

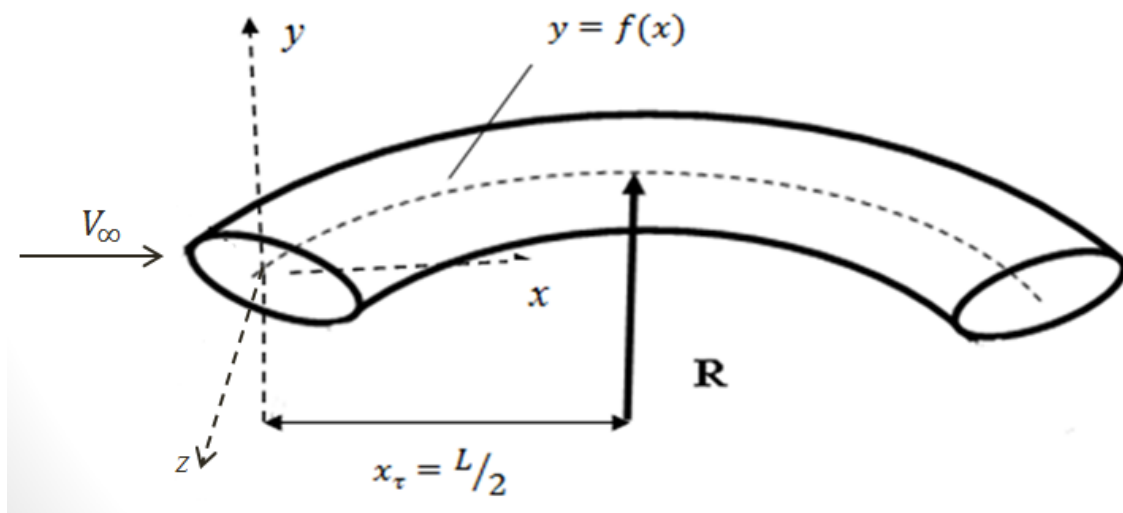


**Рис. 3.** Эпюра распределения дополнительных скоростей  $V_{\text{д}}$ , вызванных вращением цилиндра,

$$\Delta\alpha = \text{arctg} \frac{V_{\text{д}}}{V_{\infty}}$$

Для использования метода искривленных тел в качестве научного инструмента для определения нестационарных аэродинамических характеристик при небольших углах атаки объект исследования – прямой цилиндр, заменялся искривленным аналогом, в соответствии с величиной угловой скорости вращения и эпюрой переносных скоростей (см. рис.3).

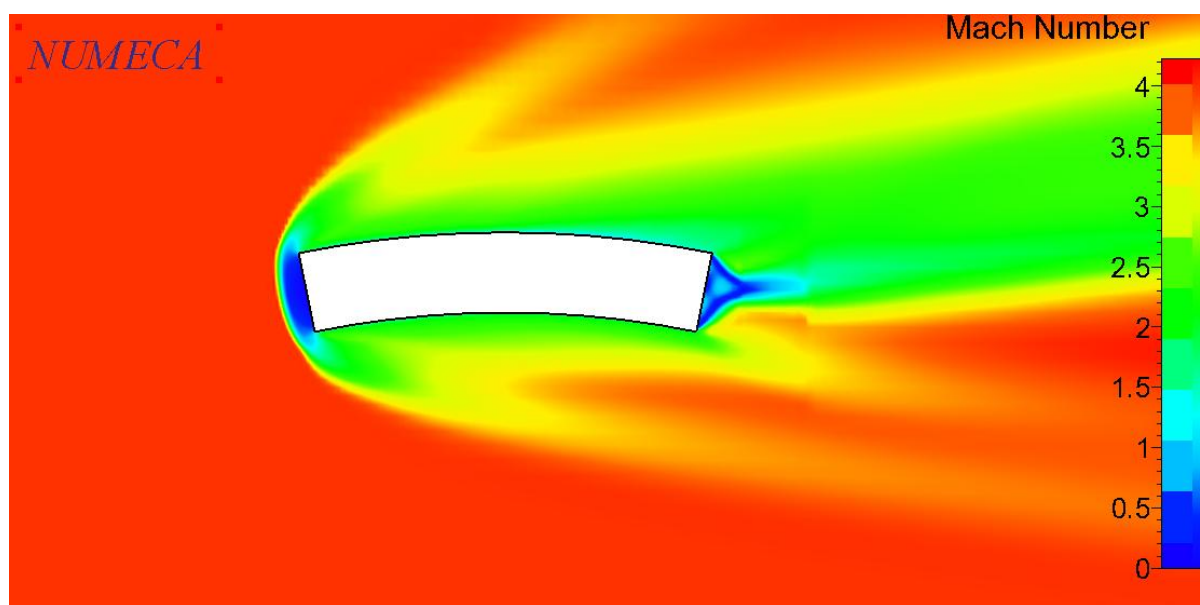
Знание отмеченной эпюры дополнительных скоростей позволяло рассчитать дополнительные местные углы атаки и, тем самым, определить значение как радиуса кривизны, так и вид функции осевой линии изогнутого цилиндра [4-6] (см. рис.4).



**Рис. 4.** Геометрическая модель цилиндрической формы с радиусом кривизны  $R$ .

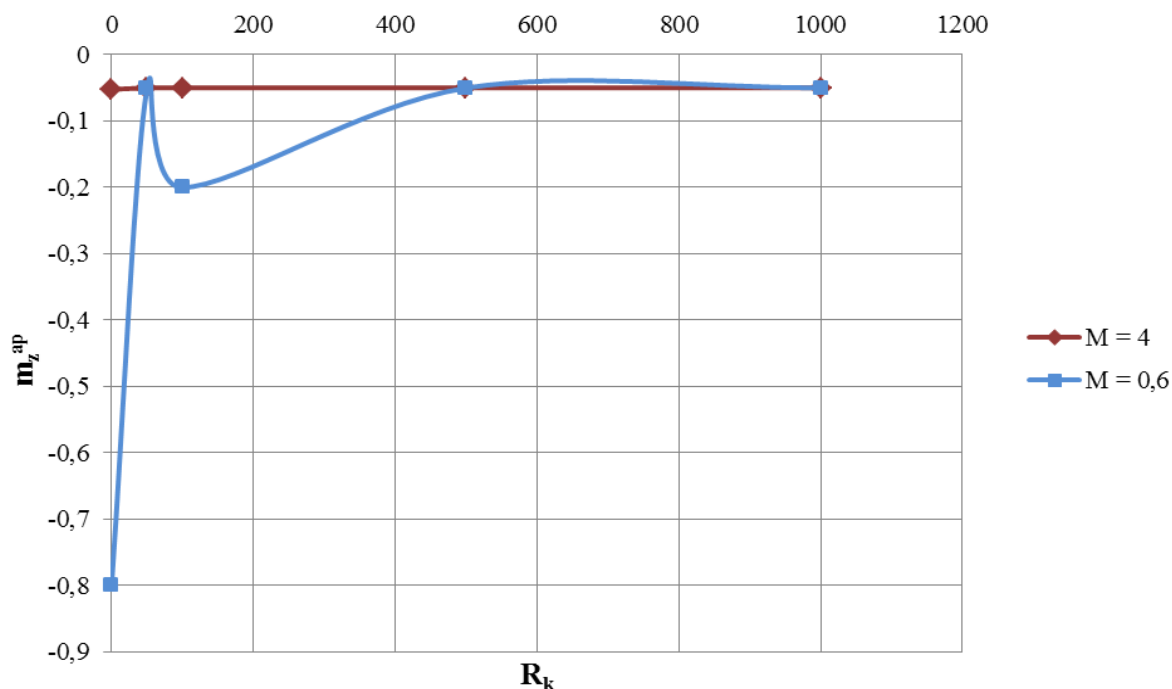
## 2. Проведение расчётов

Дальнейшим шагом был расчет стационарного обтекания изогнутого цилиндра с характерным для каждого числа Струхала радиусом кривизны (в общем случае видом функции осевой линии ( $y=f(x)$ )). В качестве иллюстрации на рис. 5. Представлены области равных чисел Маха в окрестности искривленного цилиндра в условиях сверхзвукового обтекания. Для ряда случаев как показали расчеты значение радиуса кривизны цилиндра большого удлинения можно было принять постоянным. Значение аэродинамического демпфирования (производной момента тангажа по угловой скорости или соответствующего безразмерного коэффициента) получается в методе искривленных тел как разница моментов тангажа прямого и изогнутого цилиндров, отнесенная к соответствующей угловой скорости (аналог радиуса кривизны или числа Струхала). Данное обстоятельство позволило сравнить результаты полученные различными методами и с использованием различных программ в настоящей работе.



**Рис. 5.** Поле чисел Маха для случая искривленной цилиндрической модели с числом Маха  $M_\infty = 4$ , углом атаки  $= 10^\circ$  и радиусом кривизны  $R = 50m$ .

В работах [4, 11] было показано, что оправданность использования метода искривленных тел необходимо проверять варьируя кривизну цилиндра, контролируя сходимость результатов.

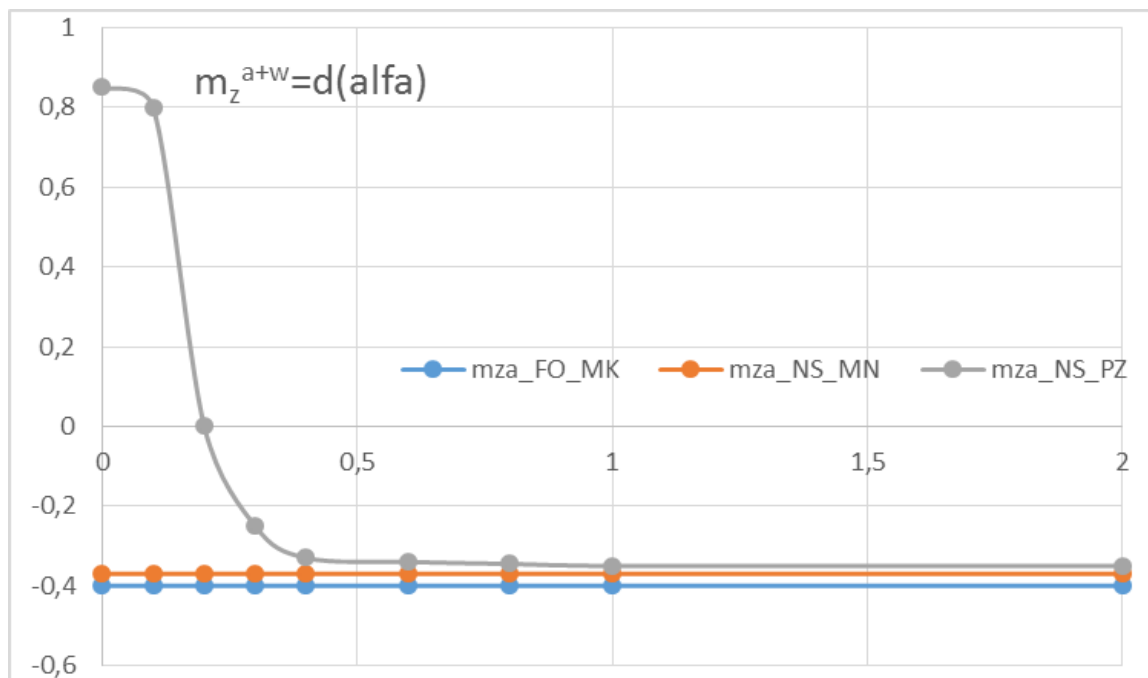


**Рис. 6.** Зависимости производных коэффициента момента тангажа от радиуса кривизны, полученные в результате численных расчетов для дозвукового и сверхзвукового режимов обтекания.

Учитывая, что принятая для расчета нестационарных аэродинамических характеристик гипотеза искривленного тела в отдельных случаях является достаточно приближенной, был рассмотрен вопрос о сходимости нестационарных характеристик в процессе уменьшения кривизны (увеличение радиуса кривизны) [8, 10]. На рис. 6 приведены зависимости аэродинамических коэффициентов производной момента тангажа от радиуса кривизны, описанной выше цилиндрической модели, полученные численно для дозвукового (число Маха = 0,6) и сверхзвукового случаев (число Маха = 4). Радиус кривизны изменялся в интервале от 10 до 1000м., что соответствовало изменению числа Струхала от 4,08 до 0,0201, при характерной длине модели – 20м. Критерием правильности расчета нестационарных характеристик было выбрано условие автомодельности по числу Струхала. Как для до звукового, так и для сверхзвукового случая обтекания был отмечен выход решения на асимптоту начиная с радиуса кривизны 200м. Расчеты при радиусе кривизны более 500м. были осложнены ограничениями графических редакторов, а также недостатком вычислительных ресурсов, которые потребовались для генерации более мелкой расчетной сетки, чтобы захватить незначительное изменение в геометрии. Как видно из рисунка 10, сверхзвуковое решение выходит на автомодельный режим при меньших радиусах кривизны, чем дозвуковое. В то же время, значение коэффициента демпфирования для рассматриваемой модели на



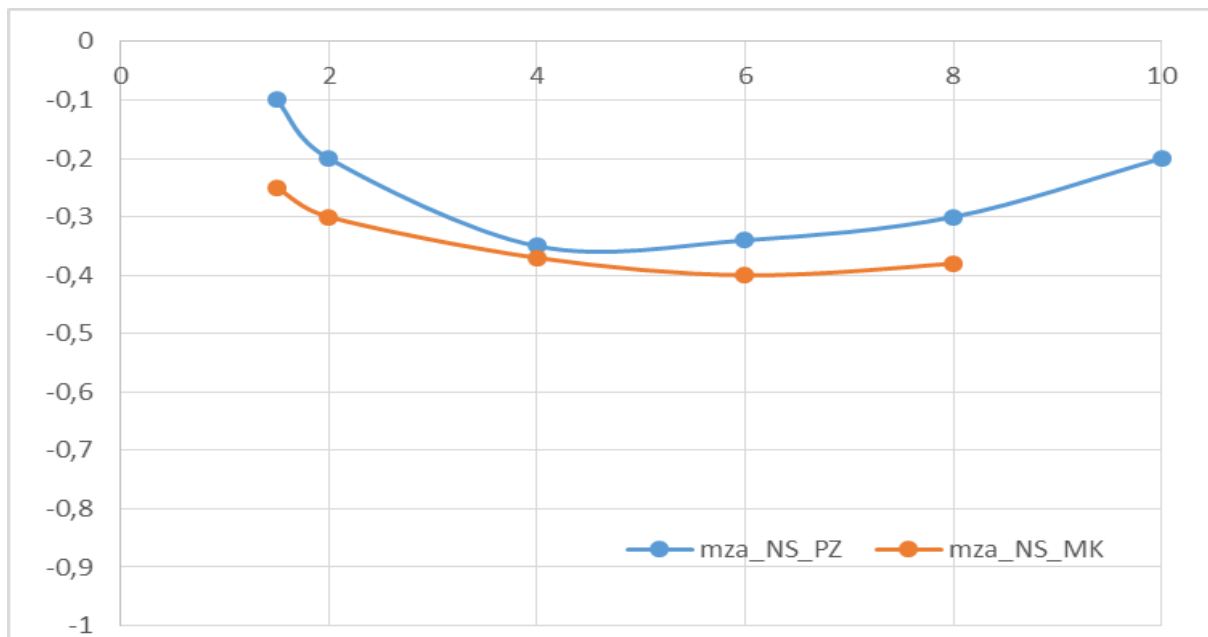
сверхзвуке почти на порядок меньше, чем при дозвуковом режиме, что необходимо учитывать при математическом моделировании свободного падения тел отмеченной формы с воспроизведением углового движения в продольной плоскости [4].



**Рис.7.** Зависимости производной аэродинамического коэффициента момента тангажа по угловой скорости от угла атаки для прямого цилиндра большого удлинения, полученные прямым численным расчетом и методом искривленных тел (Fine Open и программа численного решения уравнений Навье-Стокса).  $M=2$ .

В качестве первого сравнения результатов расчетов аэродинамических характеристик прямого цилиндра полученных по отмеченным выше способам на рис.6 приведены графики функций производной коэффициента момента тангажа по угловой скорости от угла атаки. Здесь следует отметить, что метод искривленных тел теряет способность определять нестационарные аэродинамические характеристики при малых (менее  $0,5^0$ ) углах атаки, где возникают нелинейные эффекты, связанные с возникновением анти демпфирования. На углах атаки более  $1^0$  метод искривленных тел дает значение отмеченного коэффициента по авторской программе отличающееся от более точного метода (PZ) на 5,7%, а отличие метода искривленных тел и более точного метода прямого моделирования нестационарного процесса составило более 10%.





**Рис. 8.** Зависимости производной аэродинамического коэффициента момента тангажа по угловой скорости от числа Маха, полученные прямым численным расчетом и методом искривленных тел.

В целях установления запасов по параметру на рис.8 приведены зависимости коэффициента демпфирования от числа Маха, полученные двумя рассматриваемыми способами для углов атаки, где погрешность метода искривленных тел составила менее 15%. Здесь можно отметить интервал чисел Маха от 2 до 8. Где метод искривленных тел не теряет работоспособности для плохообтекаемых тел. На числах Маха мене 1,5 и более 10 возмущения от переднего торца охватывают сравнительно большую часть поверхности объекта исследования и метод искривленных тел может оказаться неприменим.

Стоит отметить, что время расчет аэродинамических характеристик прямым численным методом составило более 100 часов (более 5 суток), время расчета методом искривленных тел по авторской программе превысило 10 часов, а по методу искривленных тел с использованием пакета Fine Open – порядка 7 часов.

## Выводы

1. Описаны два способа получения нестационарных аэродинамических характеристик (в первую очередь производной аэродинамического коэффициента момента тангажа по угловой скорости) модели цилиндрического тела большого удлинения ( $\bar{l} = l/D \geq 2$ ), что позволило сопоставить результаты расчетов по отмеченным методикам для случая сверхзвукового обтекания.
2. Показано, что метод искривленных тел может давать инженерные оценки значений нестационарных аэродинамических характеристик с погрешностью 5- 15 % в диапазоне углов атаки от  $0,5$  до  $10^0$  и диапазоне чисел Мах от 2 до 8, что позволяет получать оперативные оценки (в течении одного рабочего дня на нескольких

ПЭВМ или ЭВМ кластерной архитектуры) для баллистического обеспечения при становлении районов падения отработавших частей РКН.

### Список литературы

1. Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.М. Управление космическими полетами. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. В 2 ч. Ч. 2. 430 с.
2. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика: учебник для вузов. М.: Машиностроение, 2005. 608 с.
3. Хлупнов А.И., Галактионов А.Ю. Численный расчет нестационарных аэродинамических характеристик цилиндрических моделей в условиях сверхзвукового ламинарного обтекания // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2015. № 3. С. -
4. Галактионов А.Ю., Антипова М.С. Использование возможностей пакетов программного обеспечения NUMECA для расчета нестационарных аэродинамических характеристик цилиндрических моделей в рамках гипотезы искривленных тел // Вестник МГУЛ. 2015. №4. (подано в печать).
5. Гуджиенко Г.А. Метод искривленных моделей и применение его к изучению криволинейного полета воздушных кораблей // Труды ЦАГИ. 1934. № 182. С. -
6. Лебедев А.А. Чернобровкин Л.С. Динамика полета летательных аппаратов: учебное пособие для вузов / под общей ред. А.А. Лебедева. М.: Машиностроение, 1973. 616 с.
7. Лунев В.В. Метод искривленных тел в задачах нестационарного гиперзвукового обтекания тонких тел // Известия АН СССР, Механика жидкости и газа. 1968. № 5. С. 64-75.
8. Кудрявцева Н.А., Табачников В.Г., Фурсов М.К. Атлас стационарных и нестационарных аэродинамических характеристик крыльев различной формы в плане со сверхзвуковыми кромками / под общей ред. С.М. Белоцерковского. М.: ЦАГИ, 1965. 350 с.
9. Петров К.П. Аэродинамика тел простейшей формы. М.: Факториал, 1998. 432 с.
10. Антонец А.В. Определение нестационарных аэродинамических характеристик путем расчетов стационарного обтекания летательных аппаратов с видоизмененной формой поперечных сечений. М.: Известия академии наук. Механика жидкости и газа, 2003. С. 23 – 28.
11. Галактионов А.Ю.. Численный расчет продольного демпфирования тела вращения малого удлинения при сверхзвуковом обтекании // Вестник МГУЛ. № 3. 2015. С. -
12. Липницкий Ю.М., Галактионов А.Ю. Численное моделирование нестационарных аэродинамических характеристик затупленного конуса в рамках полных уравнений Навье-Стокса // Космонавтика и ракетостроение. 2006. № 3. С.23-28.

## Comparative Evaluation of the Two Methods of Determining the Unsteady Aerodynamic Characteristics of Cylindrical Patterns Separated Parts of Launch Vehicles for Space Purposes

A.I. Khlupnov<sup>1,\*</sup>, A.Yu. Galaktionov<sup>1</sup>

[\\*fkz1913@mail.ru](mailto:fkz1913@mail.ru)

<sup>1</sup>Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

---

**Keywords:** launch vehicle, the aerodynamic characteristics, the fields fall

---

Ecology and security clearance of cargo into Earth orbit space considered in unsteady aerodynamics of the separated parts of launch vehicles for space applications, which directly involves the definition of the shape and size of fields separated by falling parts, fragmentation issues and software problems aeroballistic reusable space systems (such as "Baikal" (Russian Federation), Falcon - Task 1 (USA) and others.).

To resolve the methodological issues determining the value of the aerodynamic damping (and / or anti-damping) separable parts as the object of study was chosen cylindrical model as a bluff body for which there are no systematic dependence of unsteady aerodynamic coefficients pitch moment of defining the parameters of the problem (the Mach number, angle of attack, Reynolds number, etc.).

The value of the derivative of pitching moment coefficient of the angular velocity determined numerically for the most intense stress of supersonic flight mode as the method of curved bodies, and direct numerical simulation of unsteady motion of the body in the air flow within the full Navier-Stokes equations.

Comparison of these two approaches implemented as a tool for scientific research in the form of a software package FineOpen (products of the Company Numeca) and programs for solving the Navier-Stokes equations (the author's version) helped establish the limits of applicability of the curved bodies in the implementation of the marked change in the form of slots defining parameters of the problem.

### References

1. Solov'yev V.A., Lysenko L.N., Lyubinskiy V.M. Upravleniye kosmicheskimi poletami. [Management of space flight] M.: MGTU im. N.E. Baumana, 2010. V 2 ch. CH. 2. 430 p. (in Russian)

2. Dmitriyevskiy A.A., Lysenko L.N. Vneshnyaya ballistika: uchebnik dlya vuzov. [External ballistics: a textbook for high schools.] M.: Mashinostroyeniye, 2005. 608 p.
3. Galaktionov A.Yu., Antipova M.S. Ispol'zovaniye vozmozhnostey paketov programmnoy obespecheniya NUMECA dlya rascheta nestatsionarnykh aerodinamicheskikh kharakteristik tsilindricheskikh modeley v ramkakh gipotezy iskrivlennykh tel [Harnessing the power of software packages NUMECA to the unsteady aerodynamic characteristics of cylindrical models under the hypothesis of curved bodies] // Vestnik MGUL. 2015. №4. pp.15-25.
4. Галактионов А.Ю., Антипова М.С. Использование возможностей пакетов программного обеспечения NUMECA для расчета нестационарных аэродинамических характеристик цилиндрических моделей в рамках гипотезы искривленных тел // Вестник МГУЛ. 2015. №4. (подано в печать).
5. Gudzhiiyenko G.A. Metod iskrivlennykh modeley i primeneniye yego k izucheniyu krivolinyeynogo polota vozdushnykh korably [Method curved model and its application to the study of curved flight airships] // Trudy TSAGI. 1934. № 182. pp.25 – 40.
6. Lebedev A.A. Chernobrovkin L.S. Dinamika poleta letatel'nykh apparatov: uchebnoye posobiye dlya vuzov / pod obshchey red. A.A. Lebedeva. [Flight dynamics of aircraft: a textbook for high schools / under the general ed. Lebedev A.A.] M.: Mashinostroyeniye, 1973. 616 p.
7. Lunev V.V. Metod iskrivlennykh tel v zadachakh nestatsionarnogo giperzvukovogo obtekaniya tonkikh tel [The method of curved bodies in problems of unsteady hypersonic flows past slender bodies] // Izvestiya AN SSSR, Mekhanika zhidkosti i gaza. 1968. № 5. pp. 64-75.
8. Kudryavtseva N.A., Tabachnikov V.G., Fursov M.K. Atlas statsionarnykh i nestatsionarnykh aerodinamicheskikh kharakteristik kryl'yev razlichnoy formy v plane so sverkhzvukovymi kromkami / pod obshchey red. S.M. Belotserkovskogo. [Atlas steady and unsteady aerodynamic characteristics of wings of different shapes in terms of supersonic edges / under the general ed. S.M. Belotserkovsky] M.: TSAGI, 1965. 350 p.
9. Petrov K.P. Aerodinamika tel prosteyshyey formy. [Aerodynamics bodies simplest form] M.: Faktorial, 1998. 432 p.
10. Antonets A.V. Opredeleniye nestatsionarnykh aerodinamicheskikh kharakteristik putem raschetov statsionarnogo obtekaniya letatel'nykh apparatov s vidoizmenennoy formoy poperechnykh secheniy. [Determination of unsteady aerodynamic characteristics by calculating steady flow of aircraft with a modified cross-sectional shape] M.: Izvestiya akademii nauk. Mekhanika zhidkosti i gaza, 2003. pp. 23 – 28.
11. Galaktionov A.Yu. Chislennyy raschet prodol'nogo dempfirovaniya tela vrashcheniya malogo udlineniya pri sverkhzvukovom obtekanii [The numerical calculation of the longitudinal damping body rotating small elongation in the supersonic] // Vestnik MGUL. № 3. 2015. pp. 11 – 21.

12. Lipnitskiy Yu.M., Galaktionov A.Yu. Chislennoye modelirovaniye nestatsionarnykh aerodinamicheskikh kharakteristik zatuplennogo konusa v ramkakh polnykh uravneniy Nav'ye-Stoksa [Numerical simulation of unsteady aerodynamic characteristics of a blunt cone in the framework of full Navier-Stokes equations] // Kosmonavtika i raketostroyeniye. 2006. № 3. pp.23-28.