

DOI: 10.15593/2224-9982/2018.52.04

УДК 533.6.013.1

**В.А. Кисловский, В.И. Звегинцев**

Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН,  
Новосибирск, Россия

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВЫДУВА ГАЗОВОЙ СТРУИ  
НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА  
ОСЕСИММЕТРИЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ С ХВОСТОВЫМ  
СТАБИЛИЗАТОРОМ**

Рассмотрено влияние выдува газовой струи на аэродинамику летательного аппарата осесимметричной конфигурации и элементы его конструкции при сверхзвуковых скоростях полета. В качестве объекта исследования рассматривались классические конфигурации, состоящие из конического головного обтекателя и корпуса в виде цилиндрического тела с шестью консолями хвостового стабилизатора. В одном из рассмотренных вариантов конфигураций присутствовали дополнительные крылья, располагавшиеся сразу за отверстием выдува вниз по потоку. Был проведен анализ физической картины обтекания при выдуве поперечной газовой струи и получены степени влияния выдува на аэродинамические характеристики корпуса и консолей хвостового стабилизатора. В качестве основных критериев оценки вносимых изменений использовались коэффициенты лобового сопротивления, подъемной силы и момента тангажа. Исследование осуществлялось путем численного моделирования. Расчеты обтекания с выдувом поперечной газовой струи и без него выполнены при числе Маха набегающего потока  $M = 3$  под углом атаки  $\alpha = 0^\circ$  на основе осредненных уравнений Навье–Стокса и SST  $k-\omega$  модели турбулентности. При моделировании истечения струи задавались значения избыточного давления в соответствии с коэффициентом нерасчетности, составляющим примерно  $n = 10^2$ , а также число Маха  $M = 1$ .

**Ключевые слова:** сверхзвуковая скорость, численное моделирование, осесимметричный летательный аппарат, выдув газовой струи, аэродинамические характеристики.

**V.A. Kislovsky, V.I. Zvegintsev**

Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics,  
Siberian Branch of Russian Academy of Sciences, Novosibirsk, Russian Federation

**NUMERICAL SIMULATION OF THE EFFECT OF BLOWING A GAS JET  
ON AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF VEHICLE  
WITH AN AXISYMMETRIC CONFIGURATION WITH A TAIL STABILIZER**

The effect of blowing a gas jet on the aerodynamics of vehicle with an axisymmetric configuration and elements this construction at supersonic flight velocity is considered. As the object of study, classical configurations of vehicle consisting of a conical head fairing and a body in the cylindrical form with six consoles of the tail stabilizer were considered. In one of the considered configurations variants, additional wings were located immediately behind the blowing hole in the downstream. An analysis of the physical flow pattern was carried out during the transverse gas jet blowing and the degree of blowing influence on the aerodynamic characteristics the hull and consoles of the tail stabilizer was obtained. As the main criteria for assessing the changes introduced, coefficients of drag, lift and pitch moment were used. The study was carried out by numerical simulation. Flow calculations, with and without a transverse gas jet blowing, are performed with the Mach number of the free stream  $M = 3$  at an angle of attack  $\alpha = 0^\circ$  on the basis of the averaged Navier-Stokes equations and the SST  $k-\omega$  turbulence model. Modeling the jet, the values of the excess pressure were set, in accordance with the pressure ratio coefficient, which is approximately  $n = 10^2$ , and also was set the Mach number  $M = 1$ .

**Keywords:** supersonic velocity, numerical simulation, axisymmetric vehicle, gas jet blowing, aerodynamic characteristics.

## Введение

Имеется множество работ по исследованию аэродинамики тел вращения, обзор которых представлен, например, в [1, 2], а также работ, посвященных влиянию передних отклоняемых поверхностей (рулей) на аэродинамическое качество осесимметричной конфигурации в целом и аэродинамики консолей хвостовых стабилизаторов в частности (например, [3]). Известно, что отклонение рулей приводит к образованию на их поверхности свободных вихрей. Распространение таких вихрей вниз по потоку приводит к созданию скоса потока в области корпуса и на консолях стабилизатора и как следствие изменяет аэродинамические характеристики элементов конфигурации. При изменении угла атаки от нулевого значения в какую-либо сторону воздействие рулей на хвостовые стабилизаторы усиливается. Однако при больших углах атаки вихри от рулей проходят намного выше стабилизаторов.

В отличие от рулей, постоянно воздействующих на аэродинамические характеристики элементов обтекаемой конструкции, система выдува воздействует только непосредственно во время работы. Однако изменение характеристик, вызванное изменением поля потока в случае выдува поперечной струи с боковой поверхности осесимметричного тела, из-за сложности задачи изучено недостаточно. Это является одной из причин, делающей газоструйную систему управления мало распространенной для корректировки траектории полета. Более простые случаи взаимодействия набегающего потока с поперечной струей были рассмотрены в работах [4–7].

Газоструйные системы управления обладают еще несколькими преимуществами по сравнению с отклоняемыми поверхностями. Системы управления такого рода достаточно эффективно работают на любой высоте, в том числе и в разреженных средах. Также использование выдува реактивной струи в качестве управляющего воздействия имеет меньшее время отклика после начала и окончания работы органов управления [8, 9].

Развитие численных методов и вычислительной техники позволяет проводить более широкие и подробные исследования полей течения вокруг оперенных и неоперенных тел вращения. Эти исследования ориентированы большей частью на получение интегральных аэродинамических характеристик или на валидацию используемых численных методов [10–12].

В настоящей работе исследуется воздействие выдува газовой струи с боковой поверхности осесимметричного летательного аппарата на обтекание корпуса и консолей хвостового стабилизатора при сверхзвуковых скоростях набегающего потока. Рассматривается общая структура течения вокруг аппарата. Проводится сравнение аэродинамических характеристик как отдельных элементов, так и конфигурации в целом.

## Условия расчетов

Исследуемая модельная конфигурация состоит из цилиндрического корпуса с отверстием для выдува газовой струи вблизи носовой части и шести консолей хвостового стабилизатора. Конфигурация корпуса – это тело вращения, носовая часть которого представляет собой конус с углом полураствора  $\varphi = 24^\circ$ . Удлинение головного обтекателя  $L_{\text{нос}}/D = 1,4$ . Удлинение корпуса  $L/D = 10$ . Угол стреловидности  $\chi$  составляет по передней кромке стабилизатора  $16^\circ$ , по задней кромке –  $0^\circ$ . Удлинение консоли стабилизатора  $\lambda_{\text{стаб}} = l^2/S_{\text{конс}} = 0,58$ , где  $l$  и  $S$  – размер и площадь консолей соответственно.

Расчеты проводились для числа Маха  $M = 3$  и числа Рейнольдса  $Re_1 \sim 3,3 \cdot 10^7$  1/м, соответствующего высоте полета  $H = 1,6$  км. Задача рассматривалась при угле атаки  $\alpha = 0^\circ$ . Отверстия для инъекции имеют круглое сечение диаметром  $d/D = 0,06$ . Точки расположения мест инъекции струи по длине модели находились на расстоянии от носка  $x/L = 0,15$ . В качестве рабочего тела для создания струи использовался воздух, подаваемый с давлением торможения на срезе отверстия выдува  $P_i = 79$  бар ( $M = 1$ ,  $n = 10^6$ ) и с температурой торможения  $T_i = 295$  К. Струя выдувалась по нормали от поверхности модели в положительном направлении значения оси  $OY$ .

Численные расчеты обтекания выполнялись на основе осредненных уравнений Навье–Стокса и SST  $k-\omega$  модели турбулентности. На внешних границах расчетной области задавались параметры невозмущенного набегающего потока. На выходной границе – условие с заданием статического давления и температуры торможения набегающего потока, на стенках – условие прилипания и отсутствие теплообмена. Задача являлась трехмерной стационарной. При построении сетки использовался метод CutCell с экспоненциальным сгущением сетки к телу. Общее число узлов расчетной сетки во всей расчетной области составлял порядка  $2,5 \cdot 10^6$ . Формирование сетчатой структуры расчетной области и выбор модели турбулентности осуществлялись на основе условий, представленных в работе [13].

При расчете коэффициенты аэродинамических сил нормировались на скоростной напор набегающего потока и характерную площадь, определяемую по диаметру миделевого сечения конфигурации. Суммарные силы, как для всей конфигурации в целом, так и для отдельных элементов, получаются интегрированием распределения сил давления и сил трения по поверхности. Таким образом, получаются силы, которые воздействуют на отдельные элементы конфигурации. Например, аэродинамические силы, действующие на корпус при выдуве газовой струи, обусловлены перераспределением давления в результате этого самого выдува. Для сопоставления и выявления эффектов влияния исследовались аэродинамические силы в случае обтекания с выдувом и без выдува.

В качестве примера валидации используемого алгоритма расчета применительно к рассматриваемому классу конфигураций было проведено сравнение численных данных с результатами экспериментальных исследований суммарных аэродинамических характеристик неоперенной модели с выдувом, полученных в аэродинамической трубе «Транзит-М» ИТПМ СО РАН [14]. Было проведено сравнение аэродинамических сил, действующих на модель в эксперименте и при моделировании численным методом условий эксперимента. Численный метод показал высокую степень сходимости с экспериментом.

## Результаты

Для изучения влияния выдува на аэродинамические характеристики корпуса и хвостового стабилизатора были выбраны три конфигурации (рис. 1). В конфигурации 1 ось отверстия выдува находится в плоскости с одной из консолей хвостового стабилизатора. В конфигурации 2 ось отверстия выдува находится в плоскости между двумя консолями хвостового стабилизатора. В конфигурации 3 отверстие выдува располагается по отношению к консолям хвостового стабилизатора аналогично конфигурации 2, но сразу за отверстием вниз по потоку размещаются несколько крыльев образующих X-образную схему. Для конфигурации 3 углы стреловидности крыльев  $\chi$  составляют по передней и задней кромке  $20^\circ$ . Наименьший угол раствора между крыльями  $\psi$  составляет  $60^\circ$ .

На рис. 2 изображены все три конфигурации с тремя поперечными сечениями, на которых отображены контуры плотности потока для случаев с выдувом газовой струи и без него. Сечения расположены на удалении от носка  $x/L$  в направлении продольной оси конфигурации: перед попаданием потока на консоли хвостового стабилизатора, на небольшом удалении от него,  $x/L = 0,86$ , после прохождения потоком угла стреловидности консолей хвостового стабилизатора  $x/L = 0,90$ , ближе к середине консолей хвостового стабилизатора  $x/L = 0,94$ .

Анализ картин течений не позволяет дать количественную оценку изменения сил, действующих на элементы конструкции, хотя именно это является основным вопросом в представленном исследовании. Однако видно, что выдув влияет на структуру течения потока, приходящего на консоли хвостового стабилизатора. Изменение нагруженности консолей хвостовых стабилизаторов в виде коэффициентов лобового сопротивления  $c_x$ , подъемной силы  $c_y$  и момента  $m_z$  показано на рис. 3.

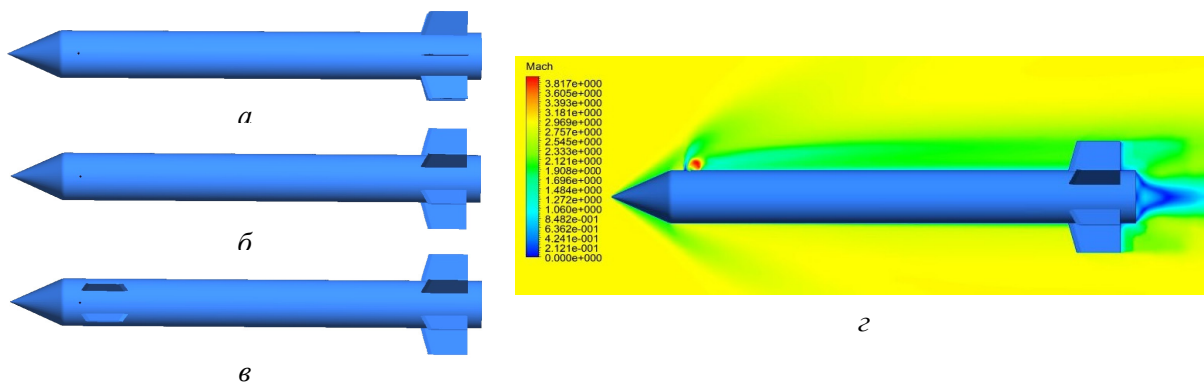


Рис. 1. Рассматриваемые конфигурации: *a* – конфигурация 1; *b* – конфигурация 2; *v* – конфигурация 3; *z* – контуры числа Маха при численном моделировании обтекания конфигурации 1 с выдувом

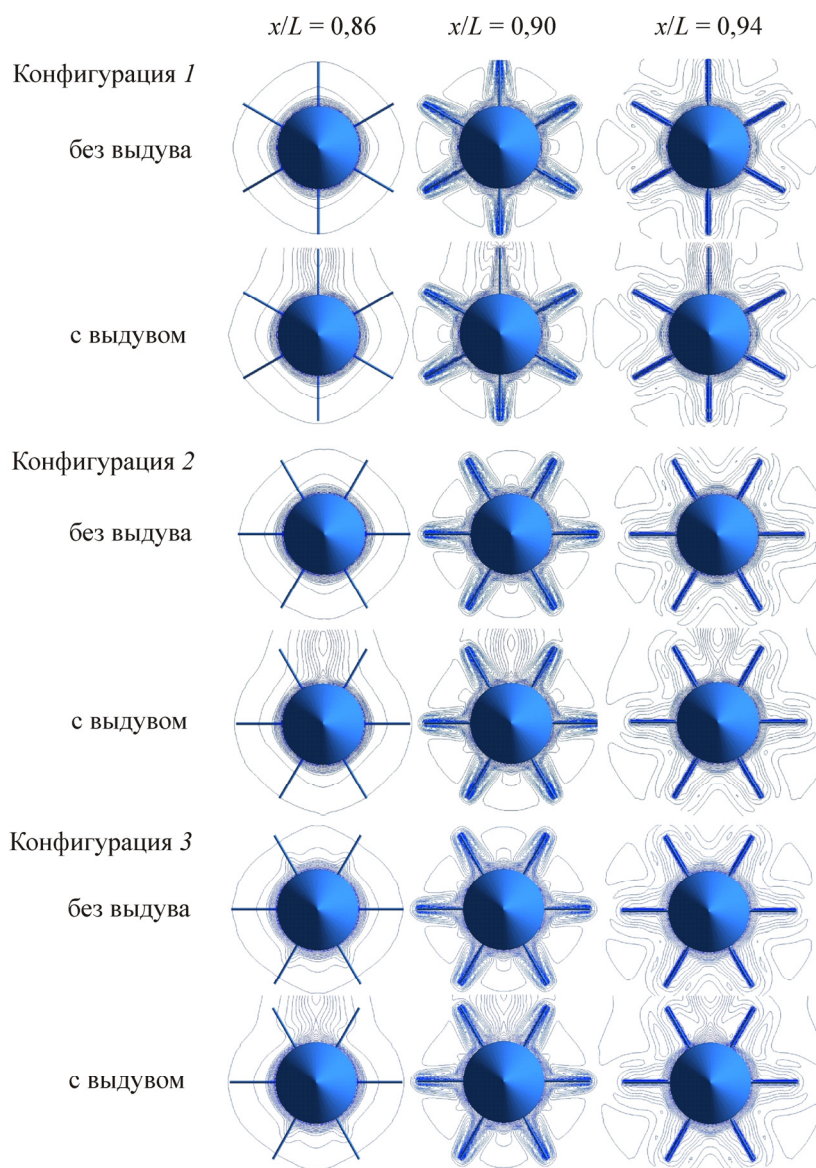


Рис. 2. Распределение линий плотности в поперечных сечениях

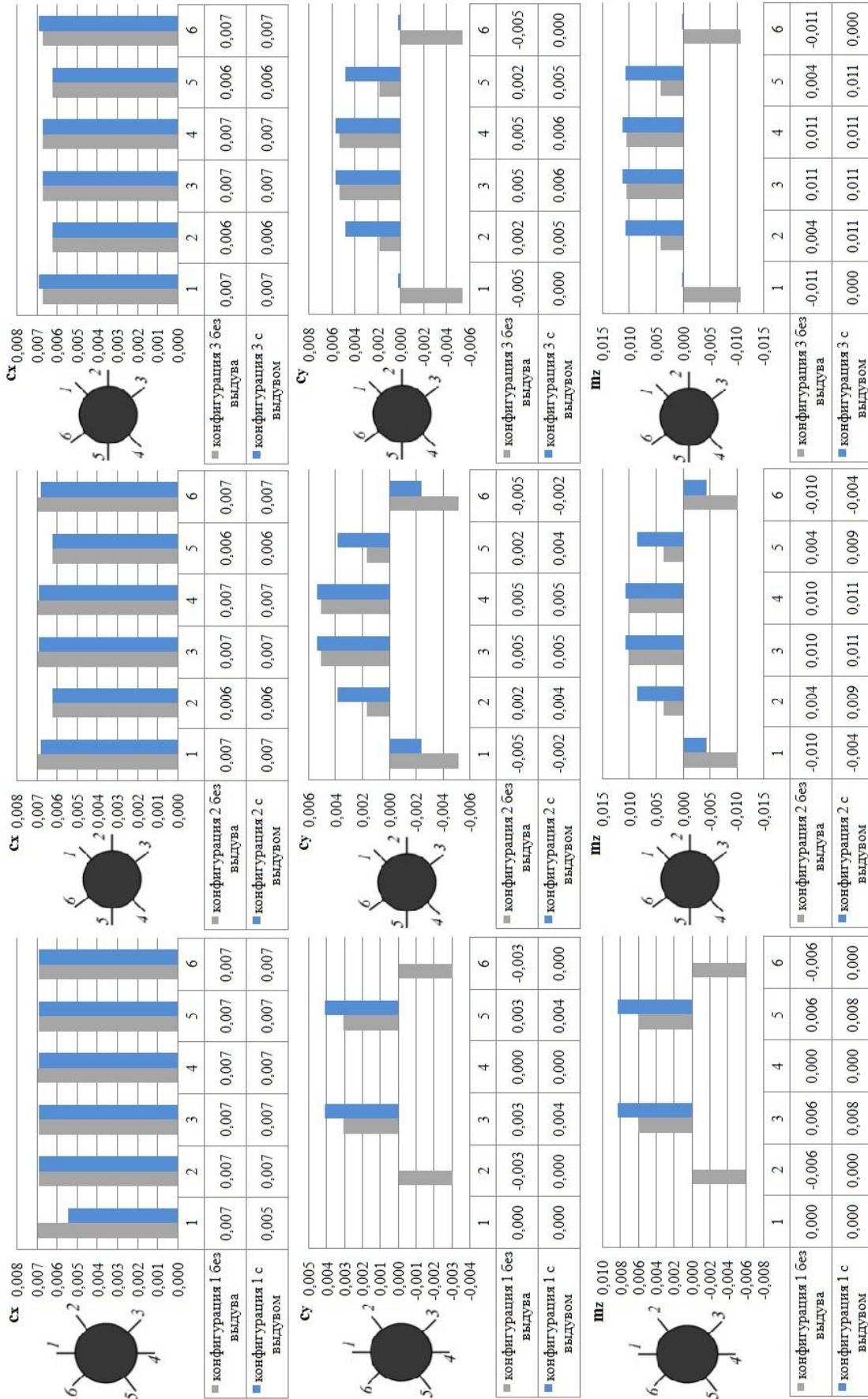


Рис. 3. Коэффициенты лобового сопротивления, подъемной силы и момента для консолей хвостового стабилизатора трех конфигураций с выдувом и без него

Полученные результаты показывают, что выдув поперечной к основному потоку газовой струи не приводит к изменению лобового сопротивления консолей хвостового стабилизатора. Исключением является только консоль, лежащая в одной плоскости с осью отверстия выдува, ее коэффициент лобового сопротивления уменьшился на 28,5 %. Это связано в первую очередь с тем, что на эту консоль попадает след, образующийся от взаимодействия выдуваемой струи и набегающего потока.

В результате этого взаимодействия коэффициент подъемной силы для хвостового стабилизатора в целом и для отдельных консолей смещается в сторону увеличения в направлении положительного значения. Аналогично реагирует коэффициент момента, являясь следствием изменения коэффициента подъемной силы.

Также проводились исследования для случая с уменьшенной на порядок нерасчетностью выдуваемой струи. При этом воздействие на консоли хвостового стабилизатора от взаимодействия поперечной газовой струи и набегающего потока практически не наблюдалось.

Как видно из графиков на рис. 4, наблюдается прирост силы лобового сопротивления на 2,5 % для конфигурации 3 в связи с присутствием в потоке дополнительных элементов (крыльев). Выдув газовой струи с поверхности конфигурации 3 приводит к незначительному приросту лобового сопротивления. Коэффициент подъемной силы увеличивается во всех случаях выдува, но выдув для конфигурации 3 приводит к наибольшему значению коэффициента подъемной силы с направлением силы в ту же сторону, что и реактивная тяга струи. Причина получения такого рода результатов более подробно представлена в работе [15]. Изменение коэффициента момента отражает результат действия подъемных сил.

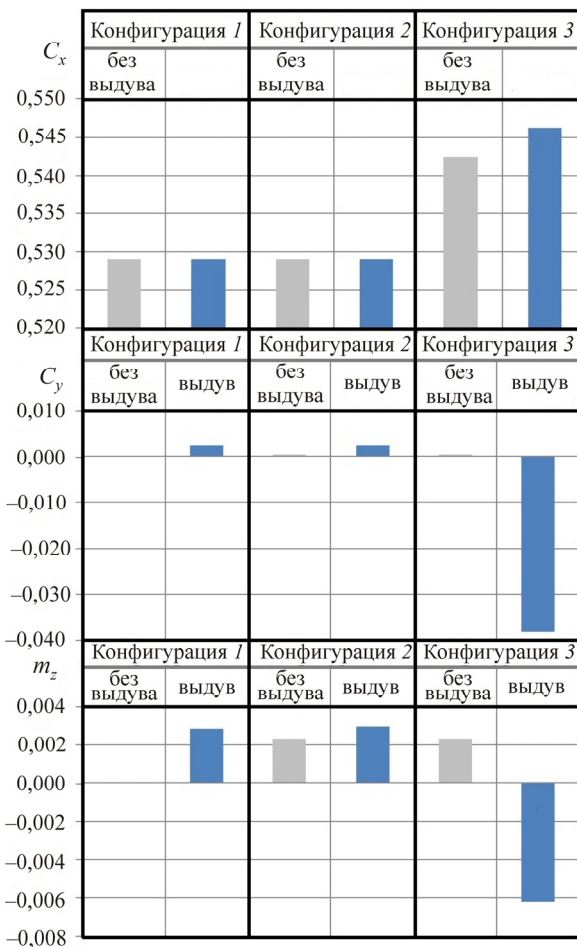


Рис. 4. Коэффициенты лобового сопротивления, подъемной силы и момента корпуса для трех конфигураций с выдувом и без него

## Выводы

Проведенные численные исследования влияния выдува газовой струи на аэродинамические характеристики летательного аппарата осесимметричной конфигурации при числе Маха набегающего потока  $M = 3$  и угле атаки  $\alpha = 0^\circ$  показали следующее.

1. Выдув газовой струи с боковой поверхности аппарата осесимметричной конфигурации с хвостовым стабилизатором приводит к изменению аэродинамических характеристик консолей хвостового стабилизатора при достаточно большой степени нерасчетности выдуваемой струи.

2. Попадание на консоль хвостового стабилизатора следа взаимодействия выдуваемой струи и набегающего потока приводит к небольшому уменьшению его лобового сопротивления.

3. Выдув газовой струи смещает коэффициенты подъемной силы и момента в сторону положительного значения для консолей хвостового стабилизатора.

4. Добавление к конфигурации дополнительных крыльев в области выдува газовой струи увеличивает общее лобовое сопротивление аппарата на 2,5%.

5. Присутствие дополнительных поверхностей (крыльев) в области выдува газовой струи приводит к изменению направления и усилия действующей на корпус летательного аппарата подъемной силы по сравнению со случаем выдува без этих дополнительных поверхностей.

## Библиографический список

1. Аэродинамика ракет / Н.Ф. Краснов, В.Н. Кошевой, А.Н. Данилов, В.Ф. Захарченко. – М.: Высшая школа, 1968. – 772 с.
2. Петров К.П. Аэродинамика тел простых форм. – М.: Факториал, 1998. – 432 с.
3. Численное моделирование влияния отклонения рулей на аэродинамику осесимметричной конфигурации большого удлинения / И.И. Мажуль, В.Ф. Волков, В.И. Звезгинцев, И.В. Иванов // Термофизика и аэромеханика. – 2016. – Т. 23, № 1. – С. 51–60.
4. Aerodynamics of separated flows / N.F. Krasnov, V.I. Kalugin, V.N. Koshevoy, N.F. Krasnova. – Moscow: High school, 1988. – 351 p.
5. Erdem E., Kontis K., Saravanan S. Penetration characteristics of air, carbon dioxide and helium transverse sonic jets in mach 5 cross flow // Journal of Open Access Sensors. – 2014. – P. 23462–23489. DOI: 10.3390/s141223462
6. Spaid F.W., Zukoski E.E., Rosen R. A study of secondary injection of gases into a supersonic flow // NASA Technical Report. Jet Propulsion Laboratory. – California Institute of Technology. Pasadena, CA, August 1966. No. 32–834.
7. Wallis S. Innovative transverse jet interaction arrangements in supersonic crossflow // Master Thesis. Department of Aerospace and Ocean Engineering. Virginia Tech., December 2001. – Virginia, 2001.
8. Fleeman E.L. Tactical missile design. 2nd ed. // AIAA Education Series. – 2006.
9. Физические основы устройства и функционирования стрелково-пушечного артиллерийского и ракетного оружия. Ч. II. Физические основы устройства и функционирования ракетного оружия: учебник для вузов / под ред. проф. В.В.Ветрова и проф. В.П. Строгалева. – Тула: Изд-во ТулГУ, 2007. – 784 с.
10. Kumar P., Prasad J.K. Effect of height of trip on side force over a slender body at subsonic speed // Proc. of 6<sup>th</sup> Symp. on Applied Aerodynamics and Design of Aerospace Vehicles. – India, 2013. – P. 30–34.
11. Numerical validation study and analysis of hypersonic missile configuration at Mach 5 to 7 / D.K. Ghosh, S. Kandasamy, Swaroop Kumar N., Jaya Durga T. // Proc. of 6<sup>th</sup> Symp. on Applied Aerodynamics and Design of Aerospace Vehicles, India, 21–23 November 2013. – India, 2013. – P. 350–358.
12. Воронов С.Н. О возможности применения сеточных методов определения аэродинамических характеристик малогабаритных ракет на ранних этапах проектирования // Оборонная техника. – 2014. – № 10. – С. 2–7.
13. Patrick G., Reza A., Jose L. Computational comparisons of the interaction of a lateral jet on a supersonic generic missile // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Honolulu Hawaii, 18–21 August 2008. – Honolulu Hawaii, 2008.

14. Kislovskiy V.A., Zvegintsev V.I. Redistribution of pressure along the surface of axisymmetric vehicle as a result of transverse gas jet blowing // High Energy Processes in Condensed Matter 2017: AIP Conference Proceedings. – S.I.: AIP Publishing, 2017. – Vol. 1893. – No. 1. – P. 030028.

15. Brandeis J., Gill J. Experimental investigation of super- and hypersonic jet interaction on missile configurations // Journal of Spacecraft and Rockets. – 1998. – Vol. 35. – No. 3. – P. 296–302.

### References

1. Krasnov N.F., Koshevoy V.N., Danilov A.N., Zakharchenko V.F. Aerodinamika raket [Aerodynamics of missiles]. Moscow: High school, 1968, 772p.

2. Petrov K.P. Aerodinamika tel prostykh form [Aerodynamics of bodies of simple forms]. Moscow: Factorial, 1998, 432 p.

3. Mazhul I.I., Volkov V.F., Zvegintsev V.I., Ivanov I.V. Chislennoe modelirovanie vliyaniya otkloneniya ruly na aerodinamiku osesimmetrichnoy konfiguratsii bol'shogo udlineniya [Numerical modeling of the influence of rudder deflection on the aerodynamics of the axisymmetric configuration of a large elongation]. *J. Thermophysics and Aeromechanics*, 2016, Vol. 23, No. 1, pp. 51-60.

4. Krasnov N.F., Kalugin V.I., Koshevoy V.N., Krasnova N.F. Aerodynamics of separated flows. Moscow: High school, 1988, 351 p.

5. Erdem. E., Kontis K. and Saravanan S. Penetration characteristics of air, carbon dioxide and helium transverse sonic jets in mach 5 cross flow. *Journal of open access sensors*, 2014, pp. 23462-23489. DOI: 10.3390/s141223462

6. Spaid F.W., Zukoski E.E., Rosen R. A study of secondary injection of gases into a supersonic flow. NACA Technical Report, Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, CA, August 1966, No. 32-834.

7. Wallis S. Innovative transverse jet interaction arrangements in supersonic crossflow / Master Thesis, Department of Aerospace and Ocean Engineering, Virginia Tech, December 2001.

8. Fleeman E.L.. Tactical missile design. 2nd ed. *AIAA Education Series*, 2006.

9. Vetrov V.V., Strogalev V.P. Izicheskie osnovy ustroystva i funktsionirovaniya strelkovo-pushechnogo artilleriyskogo i raketnogo oruzhiya. Chast II. Fizicheskie osnovy ustroystva i funktsionirovaniya raketnogo oruzhiya: uchebnik dlya vuzov [Physical principles of the device and functioning of rifle and cannon artillery and rocket weapons. Part II. Physical principles of the device and functioning of rocket weapons: a textbook for universities]. Tula: Publishing House of Tula State University, 2007, 784 p.

10. Kumar P., Prasad J.K. Effect of height of trip on the side of the body at subsonic speed. Proc. of 6<sup>th</sup> symp. on applied aerodynamics and design of aerospace vehicles, 21-23 Novembre 2013, India, pp. 30-34.

11. Ghosh D.K., Kandasamy S., Swaroop Kumar N., Jaya Durga T. Numerical validation study and analysis of the hypersonic missile configuration at Mach 5 to 7. Proc. of 6<sup>th</sup> symp. on applied aerodynamics and design of aerospace vehicles, 21-23 November 2013, India, pp. 350-358.

12. Oronov S.N. O vozmozhnosti primeneniya setochnykh metodov opredeleniya aerodinamicheskikh kharakteristik malogabaritnykh raket na rannikh etapakh proektirovaniya [On the possibility of using grid methods for determining the aerodynamic characteristics of small-sized missiles in the early stages of design]. *Obornnaya tekhnika*, 2014, no. 10, pp. 2-7.

13. Patrick G., Reza A., Jose L. Computational comparisons of the interaction of a lateral jet on a supersonic generic missile, AIAA Atmospheric flight mechanics conference and exhibit, 18-21 August 2008, Honolulu Hawaii.

14. Kislovskiy V.A., Zvegintsev V.I. Redistribution of pressure along the surface of axisymmetric vehicle as a result of transverse gas jet blowing. High Energy Processes in Condensed Matter 2017: AIP Conference Proceedings. -S.I.: AIP Publishing, 2017, Vol. 1893, No. 1, P. 030028.

15. Brandeis J., Gill J. Experimental investigation of super- and hypersonic jet interaction on missile configurations. // *Journal of spacecraft and rockets*. Vol. 35, No. 3, May-June 1998. pp. 296-302.

### Об авторах

**Звегинцев Валерий Иванович** (Новосибирск, Россия) – доктор технических наук, главный научный сотрудник Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН (630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/1, e-mail: zvegin@gmail.com).



**Кисловский Валентин Алексеевич** (Новосибирск, Россия) – аспирант по специальности «механика жидкости, газа и плазмы» Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН (630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/1, e-mail: kislovsky\_v@mail.ru).

#### **About the authors**

**Zvegintsev Valery Ivanovich** (Novosibirsk, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Chief Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences (4/1, Institutskya st., Novosibirsk, 630090, Russian Federation, e-mail: zvegin@gmail.com).

**Kislovskiy Valentin Alekseevich** (Novosibirsk, Russian Federation) – Postgraduate Student in the Specialty "Fluid, Gas and Plasma Mechanics", Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences (4/1, Institutskya st., Novosibirsk, 630090, Russian Federation, e-mail: kislovsky\_v@mail.ru).

Получено 06.12.2017