

УДК: 533.17, 519.62

DOI 10.17223/19988621/68/7

А.М. Кагенов, К.В. Костюшин, К.Л. Алигасанова, В.А. Котоногов**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ
СОСТАВНОЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ С ПРЕГРАДОЙ¹**

Представлены результаты математического моделирования взаимодействия составных сверхзвуковых струй с преградой. Исследовано влияние расстояния между соплами на ударно-волновую структуру течения газа для чисел Маха на срезе сопел 4.5. Расстояние варьировалось от 0.1 до 4 диаметров среза сопла. Получено, что с увеличением расстояния между соплами ударно-волновая структура течения существенно перестраивается, максимум давления на преграде возрастает, затем убывает и наблюдается переход от стационарного режима к автоколебательному.

Ключевые слова: *составная сверхзвуковая струя, многоблочная сверхзвуковая струя, ударно-волновая структура, математическое моделирование, метод Годунова, OpenFOAM.*

В настоящее время практический интерес представляет изучение сверхзвукового взаимодействия струй ($M > 3$ на срезе сопла) с преградами для задач старта и посадки космических аппаратов. Взаимодействию многоблочных и составных струй с преградами посвящен ряд экспериментальных и теоретических работ. В работе [1] представлены результаты расчетно-экспериментальных исследований взаимодействия 8 и 16 струй с перпендикулярно и наклонно расположенной поверхностью посадки возвращаемого модуля. Показаны визуальные структуры течения и результаты численных расчетов, которые согласуются с экспериментальными данными. Экспериментальные исследования многоструйных взаимодействий с плоской преградой приведены в работе [2]. Рассмотрены натекания одной, двух и четырех струй с числами Маха на срезе сопла от 1 до 2.5. Описан характер течения при различных конфигурациях составных струй. Результаты экспериментальных исследований приведены в работах [3, 4] в виде теневых фотографий истечения газовых струй из односоплового блока и многосопловых устройств. Показаны особенности истечения двух и четырех струй из многосопловых устройств, число Маха варьировалось от 1 до 2.5. Цикл работ расчетно-экспериментального исследования взаимодействия одиночных и многоблочных сверхзвуковых турбулентных струй с преградой проведен в работах [5, 8]. Данные исследования посвящены изучению процессов, протекающих при старте изделий ракетно-космической техники. Показаны различные особенности физических процессов, сопровождающиеся истечением струй продуктов сгорания ракетных топлив. Математическая модель состоит из трехмерных уравнений Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу, совместно с моделью турбулентности Ментера SST. Моделирование выполнялось с использованием пакета прикладных программ ЛОГОС. Расчет взаимодействия недорасширенных сверхзвуковых струй, исте-

¹ Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ и Томской области в рамках научного проекта № 19-41-703005.

кающих из многосопловой компоновки проведен авторами [9]. Представлены результаты для трех-, четырех- и шестисопловой компоновки. Интегрирование системы уравнений, описывающих пространственные сверхзвуковые течения, выполнено с помощью явной монотонной конечно-разностной схемы сквозного счета первого порядка точности на гладких решениях. В работах зарубежных авторов [10–13] приведены результаты численного и экспериментального исследований взаимодействия сверхзвуковых струй с преградами при различном давлении окружающей среды и расстоянии до преграды. Исследования представлены для двух посадочных модулей NASA Mars Science Laboratory и космического аппарата Phoenix. Численные расчеты проведены с привлечением ANSYS Fluent.

Экспериментально исследовано в основном натекание струй (числа Маха на срезе сопла $M < 3$) на плоские (в том числе наклонные) преграды при атмосферных условиях. При теоретических исследованиях проведены циклы работ по моделированию одиночных и многоблочных (составных) турбулентных струй и их взаимодействию с плоскими преградами при варьировании различных параметров. Несмотря на определенный объем накопленных знаний, наблюдается недостаток исследований особенностей газодинамических процессов для многоблочных недорасширенных струй с числами Маха на срезе сопел 4–5 в условиях Марса. Поэтому целью настоящей работы является математическое моделирование и параметрические исследования натекания составной сверхзвуковой струи на плоскую преграду для $M = 4.5$ на срезе сопла в условиях Марса с использованием реализованного метода С.К. Годунова в OpenFOAM.

Физико-математическая постановка задачи и метод решения

В случаях истечения газа из многосопловой установки сверхзвуковые струи образуют многоблочную (составную) струю. В результате натекания многоблочной струи на поверхность формируется сложный поток с разветвленной системой скачков уплотнения, содержащий области местного дозвукового течения, контактные разрывы и участки течения с большими градиентами параметров газа. В зависимости от степени нерасчетности расстояния от среза сопла до поверхности, формы и угла наклона поверхности и расположения двигателей относительно друг друга структура их газодинамических картин разная. Струи могут смыкаться, влиять друг на друга, сказываясь на форме каждой струи, периферийном течении и силовом влиянии на обтекаемые поверхности. Наибольшее влияние на формирование структуры составной струи в основном оказывают разнос сопел, расстояние до преграды, степень нерасчетности и число Маха на срезе сопла. На рис. 1 приведена схема структуры набегающей составной и многоблочной струи на перпендикулярно расположенную преграду в зависимости от расстояния между соплами двигательной установки.

При небольшом расстоянии L составная струя имеет один центральный скачок TT и качественно совпадает со структурой одиночной струи, набегающей на преграду (рис. 1, *a*). Увеличение L ведет к изменению структуры течения (рис. 1, *b*), возникает интерференционная волна AV , которая, взаимодействуя с OT , образует результирующую ударную волну VT . Волна VT , взаимодействуя с центральным скачком TT , образует TE , которая проходя к оси составной струи, образует EE . Газовый поток, проходящий суммарный ударный фронт, тормозится до дозвуковой скорости, а газ, проходящий через TB , остается сверхзвуковым. При дальнейшем увеличении L струи не смыкаются (рис. 1, *c*). Система скачков сохраняется

как у одиночной струи. При этом реализуется обратное течение, направленное против потока.

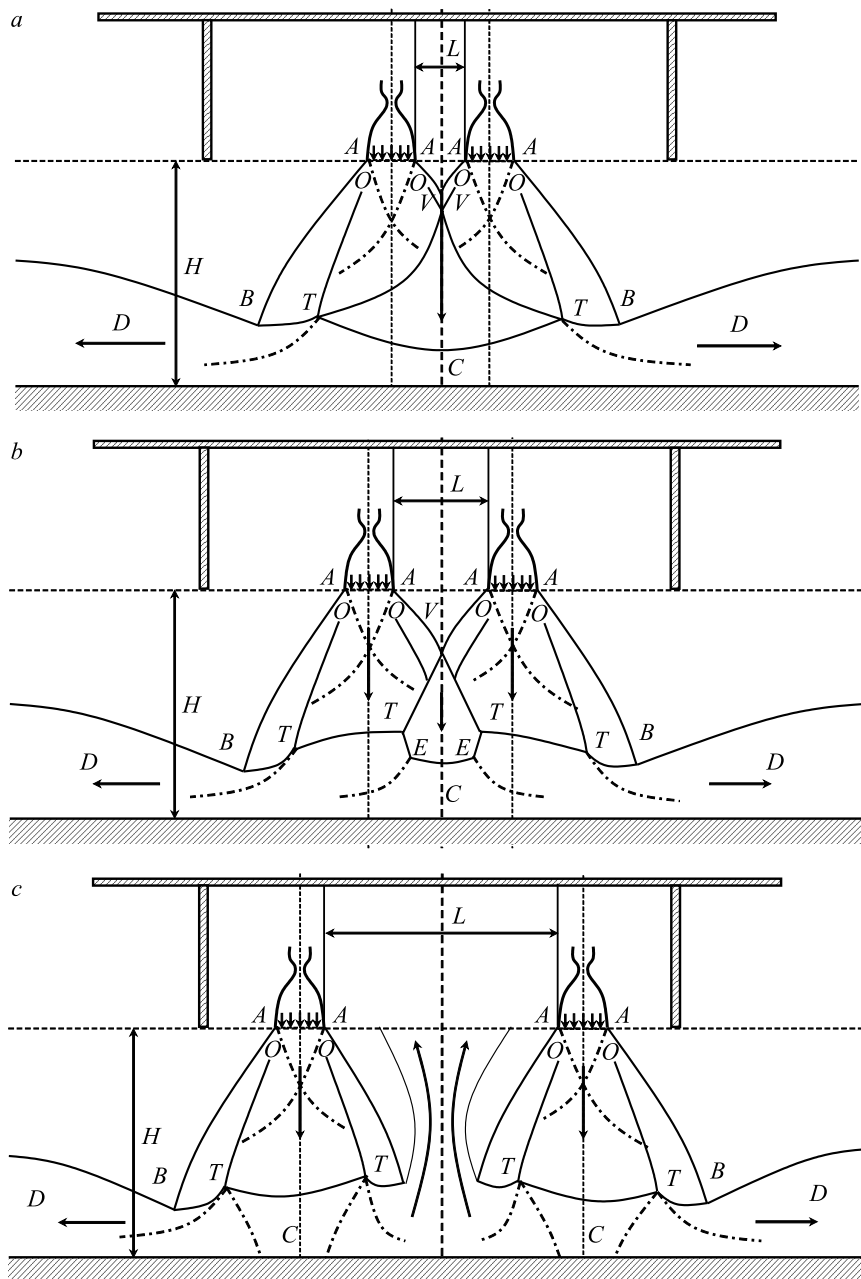


Рис. 1. Схема конфигурации взаимодействия сверхзвуковой струи с плоской поверхностью: *a*, *b* – составная струя; *c* – многоблочная струя

Fig. 1. Schematic diagram of the interaction of a supersonic jet with a flat obstacle: (*a*), (*b*) twin jet, and (*c*) multiple plume

Для математического описания физической постановки задачи использовалась система уравнений Навье – Стокса, осредненная по Фавру [14], совместно с моделью турбулентности SST [15] для вязкого сжимаемого газа. Система уравнений с граничными условиями приведена в [16]. Для реализации физико-математической модели и проведения параметрических численных исследований применялось свободное программное обеспечение OpenFOAM Extended. Использовался метод С.К. Годунова со схемой TVD и ограничителем Venkatakrishnan. Дискретизация по времени производилась методом Рунге-Кутты второго порядка аппроксимации. Все численные исследования выполнены с использованием вычислительных ресурсов суперкомпьютера Национального исследовательского Томского государственного университета СКИФ Cyberia.

Результаты численных исследований

В численных экспериментах использовалось профилированное коническое сопло с числом Маха на срезе $M = 4.5$, диаметром критического сечения $D_* = 0.036$ м, диаметром среза сопла $D_a = 0.194$ м и углом полураствора сопла 10° . Параметры на входном сечении сопла задавались следующими: давление $P_0 = 1.962$ МПа, температура $T_0 = 1336$ К, показатель адиабаты $k = 1.292$. Параметры окружающей среды (условия Марса): давление $P_a = 650$ Па, температура $T_a = 250$ К, среда неподвижна. Степень нерасчетности составляет $n = 6.85$ (давление на срезе сопел

$P_e = 4452$ Па). Расстояние от среза сопел до преграды во всех вариантах расчетов фиксировано $H = 1$ м, а расстояние между соплами L варьировалось в следующем диапазоне $L/D = 0.1 - 4$.

Для иллюстрации ударно-волновой структуры сверхзвуковых струй на рис. 2 изображен модуль градиента плотности $\nabla \rho = (\partial \rho / \partial x, \partial \rho / \partial y, \partial \rho / \partial z)$, выбраны варианты расчетов, соответствующие схемам на рис. 1. На рис. 3 и 4 приведено распределение давления вдоль преграды в плоскости, проходящей через оси симметрии сопел.

При $L/D_a = 0.1$ наблюдаются один максимум давления 20 кПа и стационарный режим взаимодействия составной струи с преградой, так как составная струя имеет один центральный скачок TT . Увеличению L/D_a приводит к возникновению интерференционных волн (рис. 2, *b*) и на преграде реализуются два максимума давления от результирующих ударных волн VT (рис. 3, кр. 2–4) и (рис. 4, кр. 5 и 6).

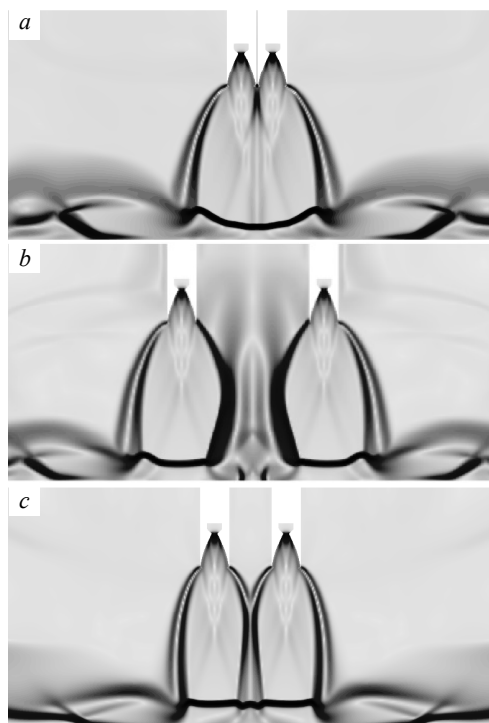


Рис. 2. Градиент плотности:
a – $L/D_a = 0.1$; *b* – $L/D_a = 1.5$; *c* – $L/D_a = 4$
Fig. 2. Density gradient:
 $L/D_a = (a) 0.1, (b) 1.5, \text{ and } (c) 4$

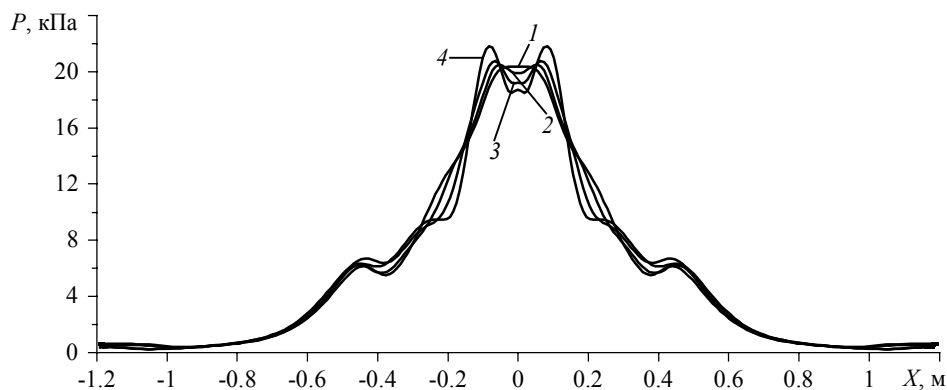


Рис. 3. Распределение давления вдоль преграды:
1 – $L/D_a = 0.1$, 2 – $L/D_a = 0.2$; 3 – $L/D_a = 0.3$; 4 – $L/D_a = 0.4$

Fig. 3. Pressure distribution along the obstacle:
 $L/D_a = (1) 0.1, (2) 0.2, (3) 0.3, \text{ and } (4) 0.4$

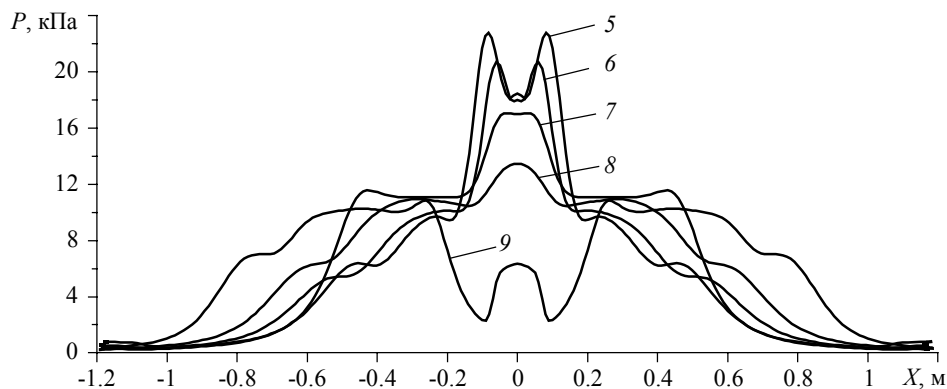


Рис. 4. Распределение давления вдоль преграды:
5 – $L/D_a = 0.5$, 6 – $L/D_a = 1.0$; 7 – $L/D_a = 1.5$; 8 – $L/D_a = 2.0$; 9 – $L/D_a = 4.0$

Fig. 4. Pressure distribution along the obstacle:
 $L/D_a = (5) 0.5, (6) 1.0, (7) 1.5, (8) 2.0, \text{ and } (9) 4.0$

Заметное изменение ударно-волновой структуры составной струи наблюдается при превышении $L/D_a = 0.4$ в сравнении с $L/D_a = 0.1$. Это наглядно видно на рис. 3. Для $L/D_a = 1.5$ и $L/D_a = 2$ реализуется структура ударных волн, схема которой показана на рис. 1, *b*, внешние границы струй смыкаются, наблюдается один максимум давления на преграде в результате формирования скачка *EE* (рис. 4, кр. 7 и 8), который составляет 17 кПа для $L/D_a = 1.5$ и 13 кПа – для $L/D_a = 2$. Это на 3 и 7 кПа меньше в сравнении с $L/D_a = 0.1$, при этом возникает автоколебательный режим. Для $L/D_a = 4$ (рис. 2, *c*) структура струй соответствует схеме рис. 1, *c*. Здесь наблюдаются два максимума давления по 10 кПа на оси каждой струи. В области между струями, периферийный поток газа каждой струи встречается, образуется скачок (рис. 4, кр. 9 – при $X = 0$ давление 6.3 кПа), газ разворачивается и движется в направлении, противоположном основному потоку струй, истекающих из сопел. В данном случае ($L/D_a = 4$) так же как для $L/D_a = 1.5$ и $L/D_a = 2$ наблюдается автоколебательный режим взаимодействия многоблочных струй с преградой.

Заключение

Представлены результаты математического моделирования взаимодействия составных и многоблочных сверхзвуковых струй с преградой. Выполнены численные исследования по влиянию расстояния между соплами с числом Маха на срезе сопел $M=4.5$ на ударно-волновую структуру течения. Расстояние между соплами варьировалось в диапазоне $L/D_a=0.1-4$. Показано, что с увеличением расстояния от $L/D_a=0.1$ до $L/D_a=0.5$ структура течения перестраивается, возникают два максимума давления, которые возрастают по сравнению с $L/D_a=0.2$. Переход от стационарного режима к автоколебательному наблюдается при превышении $L/D_a>1.5$. Уменьшение давления на преграде происходит при $L/D_a>1.0$. Для $L/D_a=4$ реализуется многоблочная струя с двумя максимумами давления, при этом силовое воздействие каждой струи в два раза меньше по сравнению с результирующим силовым воздействием составной струи $L/D_a=0.1$.

ЛИТЕРАТУРА

1. Dyadkin A.A., Sukhorukov V.P., Trashkov G.A., Volkov V.F., Zapryagaev V.I., Kiselev N.P. Flow structure in the base region of re-entry vehicle with supersonic braking plumes impinging with landing surface // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. 7–12 September. St. Petersburg, 2014. Paper no. 2014_0640.
2. Рудов Ю.М. Многоструйные взаимодействия с преградами // Сверхзвуковые газовые струи: сборник статей. 1983. С. 155–163.
3. Сизов А.М. Составные сверхзвуковые струи // Сверхзвуковые газовые струи: сб. статей. 1983. С. 85–102.
4. Сизов А.М. Газодинамика и теплообмен газовых струй в металлургических процессах. М.: Металлургия, 1987. 256 с.
5. Кудимов Н.Ф., Сафронов А.В., Третьякова О.Н. Результаты экспериментальных исследований взаимодействия многоблочных сверхзвуковых турбулентных струй с преградой // Электронный журнал «Труды МАИ». 2013. № 69. С. 1–11.
6. Кудимов Н.Ф., Сафронов А.В., Третьякова О.Н. Численное моделирование взаимодействия многоблочных сверхзвуковых турбулентных струй с преградой // Электронный журнал «Труды МАИ». 2013. № 70. С. 1–14.
7. Кудимов Н.Ф., Сафронов А.В., Третьякова О.Н. Прикладные задачи газодинамики и теплообмена в энергетических установках ракетной техники. М.: Изд-во МАИ, 2014. 168 с.
8. Дегтярь В.Г., Меркулов Е.С., Хлыбов В.И., Сафронов А.В. Результаты расчетно-экспериментальных исследований газодинамических процессов при взаимодействии многоблочных струй ракетных двигателей с газоотражателем стартового сооружения // Космонавтика и ракетостроение. 2013. Т. 70, № 1. С. 37–45.
9. Иванов М.Я., Назаров В.П. Расчет взаимодействия недорасширенных сверхзвуковых струй, истекающих из многосопловой компоновки // Ученые записки ЦАГИ. 1980. Т. 11. № 9. С. 63–71.
10. Mehta M., Sengupta A., Renno N.O., Van Norman J.W., Huseman P.G., Gulick S.D., Pokora M. Thruster plume surface interactions: applications for spacecraft landings on planetary bodies // AIAA Journal. 2013. V. 51. No. 12. P. 2800–2818.
11. Mehta M., Renno N.O., Cotel A.J., Grover III R.M. Characterization of the impingement dynamics of pulsed rocket plumes with the ground at low ambient pressure // 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. 2007. P. 1–11.
12. Plemmons D.H., Mehta M., Clark B.C., Kounaves S.P., Peach Jr. L.L., Renno N.O., Tampari L., Young S.M.M. Effect if the Phoenix lander descent thruster plume on the Martian surface // Journal of Geophysical research. 2008. V. 113. P. 1–12.
13. Sengupta A., Kulleck J., Sell S., Norman J.V., Mehta M., Pokora M. Mars lander engine plume impingement environment of the Mars science laboratory // IEEE/AIAA Aerospace Conference. 2008. No. 1349. P. 1–10.

14. Wilcox D.C. Turbulence Modeling for CFD // California: DCW Industries, Inc. 1993. 460 p.
15. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model // Proceedings of the 4th International Symposium on Turbulence, Heat and Mass Transfer, Begell House Inc., West Redding. 2003. P. 625–632.
16. Глазунов А.А., Кагенов А.М., Костюшин К.В., Еремин И.В., Котоногов В.А., Алигасанова К.Л. Математическое моделирование взаимодействия одиночной сверхзвуковой струи с преградами // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2020. № 63. С. 87–101. DOI: 10.17222/19988621/63/8.

Статья поступила 29.04.2020

Kagenov A.M., Kostyushin K.V., Aligasanova K.L., Kotonogov V.A. (2020) MATHEMATICAL MODELING OF A SUPERSONIC TWIN JET INTERACTION WITH AN OBSTACLE. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika* [Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics]. 68. pp. 72–79

DOI 10.17223/19988621/68/7

Keywords: supersonic twin jet, multiple plume, shock wave structure, mathematical modeling, Godunov method, OpenFOAM.

The paper presents the results of the mathematical modeling of a supersonic twin jet interaction with an obstacle for the Mach number of 4.5 specified at the nozzle exit. Mathematical formulation of the problem includes a system of Favre-averaged Navier-Stokes equations and SST turbulence model for a viscous compressible ideal gas. The calculations are carried out using the free software OpenFOAM Extended with the Godunov method employed. The effect of the distance between nozzles on the shock-wave structure of the gas flow and on the force action of the plumes on the obstacle is studied. The distance between the nozzles varied in the range of 0.1–4. It is found that with an increase in the distance from 0.1 to 0.5, the flow structure is significantly rearranged, and two pressure maxima arise, which increase in comparison to the distance of 0.2. A decrease in pressure on the obstacle is observed at the distance over 1.0. For a distance of 4, two pressure maxima occur on the axis of each jet, while the force action of each jet is half as high as the resultant jet force action for a distance of 0.1. The transition from a stationary regime to a self-oscillating one is observed when the distance exceeds the value of 1.5.

Financial support. The reported study was funded by RFBR and Tomsk region according to the research project No. 19-41-703005.

Anuar M. KAGENOV (Candidate of Physics and Mathematics, Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: anuar@ftf.tsu.ru

Kirill V. KOSTYUSHIN (Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: kostushin@niipmm.tsu.ru

Kristina L. ALIGASANOVA (Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: aligasanova@niipmm.tsu.ru

Vasily A. KOTONOGOV (Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: kot@niipmm.tsu.ru

REFERENCES

1. Dyadkin A.A., Sukhorukov V.P., Trashkov G.A., Volkov V.F., Zapryagaev V.I., Kiselev N.P. (2014) Flow structure in the base region of re-entry vehicle with supersonic braking plumes impinging with landing surface. *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*. Paper No. 2014_0640.
2. Rudov Yu.M. (1983) Mnogostruynnye vzaimodeystviya s pregradami [Multi-jet interactions with obstacles]. *Sverkhzvukovye gazovye strui: sbornik statey*. pp. 155–163.

3. Sizov A.M. (1983) Sostavnye sverkhzvukovye strui [Multiple supersonic jets]. *Sverkhzvukovye gazovye strui: sbornik statey*. pp. 85–102.
4. Sizov A.M. (1987) *Gazodinamika i teploobmen gazovykh struy v metallurgicheskikh protsessakh* [Gas dynamics and heat transfer of gas jets in metallurgical processes]. Moscow: Metallurgiya.
5. Kudimov N.F., Safronov A.V., Tret'yakova O.N. (2013) Rezul'taty eksperimental'nykh issledovaniy vzaimodeystviya mnogoblochnykh sverkhzvukovykh turbulentnykh struy s pregradoy [The results of the experimental studies of the interaction of multiblock supersonic turbulent jets with an obstacle]. *Trudy MAI*. 69. pp. 1–11.
6. Kudimov N.F., Safronov A.V., Tret'yakova O.N. (2013) Chislennoe modelirovanie vzaimodeystviya mnogoblochnykh sverkhzvukovykh turbulentnykh struy s pregradoy [Numerical simulation of the interaction of multiblock supersonic turbulent jets with an obstacle]. *Trudy MAI*. 70. pp. 1–14.
7. Kudimov N.F., Safronov A.V., Tret'yakova O.N. (2014) *Prikladnye zadachi gazodinamiki i teploobmena v energeticheskikh ustanovkakh raketnoy tekhniki* [Applied problems of gas dynamics and heat transfer in power plants of rocket engineering]. Moscow: Izdatel'stvo MAI.
8. Degtyar' V.G., Merkulov E.S., Hlybov V.I., Safronov A.V. (2013) Rezul'taty raschetno-eksperimental'nykh issledovaniy gazodinamicheskikh protsessov pri vzaimodeystvii mnogoblochnykh struy raketnykh dvigateley s gazootrazhatelem startovogo sooruzheniya [The results of computational and experimental studies of gas–dynamic processes in the interaction of multi-block jets of rocket engines with a gas reflector of a launch facility]. *Kosmonavtika i raketostroenie – Cosmonautics and Rocket Engineering*. 70. pp. 37–45.
9. Ivanov M.Ya., Nazarov V.P. (1980) Raschet vzaimodeystviya nedorasshirennykh sverkhzvukovykh struy, istekayushchikh iz mnogoplokovoy komponentki [Calculation of the interaction of underexpanded supersonic jets flowing out of a multi-nozzle assembly]. *Uchenye zapiski TSAGI – TsAGI Science Journal*. pp. 63–71.
10. Mehta M., Sengupta A., Renno N.O., Van Norman J.W., Huseman P.G., Gulick S.D., Pokora M. (2013) Thruster plume surface interactions: applications for spacecraft landings on planetary bodies. *AIAA Journal*. 51(12). pp. 2800–2818. DOI: 10.2514/1.J052408.
11. Mehta M., Renno N.O., Cotel A.J., Grover R.M.III (2007) Characterization of the impingement dynamics of pulsed rocket plumes with the ground at low ambient pressure. *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*. pp. 1–11. DOI: 10.2514/6.2007-5707.
12. Plemmons D.H., Mehta M., Clark B.C., Kounaves S.P., Peach L.L.Jr., Renno N.O., Tamppari L., Young S.M.M. (2008) Effect if the Phoenix lander descent thruster plume on the Martian surface. *Journal of Geophysical research*. 113. pp. 1–12. DOI: 10.1029/2007JE003059.
13. Sengupta A., Kulleck J., Sell S., Norman J.V., Mehta M., Pokora M. (2008) Mars lander engine plume impingement environment of the Mars science laboratory. *IEEE/AIAA Aerospace Conference*. pp. 1–10. DOI: 10.1109/AERO.2009.4839345.
14. Wilcox D.C. (1993) *Turbulence Modeling for CFD*. California: DCW Industries.
15. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. (2003) Ten years of industrial experience with the SST turbulence model. *Proceedings of the 4th International Symposium on Turbulence, Heat and Mass Transfer*. Begell House Inc., West Redding. 2003. pp. 625–632.
16. Glazunov A.A., Kagenov A.M., Kostyushin K.V., Eremin I.V., Kotonogov V.A., Aliganova K.L. (2019) Matematicheskoe modelirovanie vzaimodeystviya odinochnoy sverkhzvukovoy strui s pregradami [Mathematical modeling of the interaction of a single supersonic jet with obstacles]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 61. pp. 87–101. DOI: 10.17222/19988621/63/8.

Received: April 29, 2020