

Численное исследование эжекционных свойств струи, истекающей в затопленное пространство

© А.Ю. Луценко, В.А. Криушин

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Проведено численное моделирование взаимодействия недорасширенной сверхзвуковой струи, истекающей в затопленное пространство, с нормально расположенной преградой, а также с подстилающей поверхностью. Расчеты выполнены в программном пакете ANSYS Fluent. Представлены картины течения. Для случая расположения преграды нормально к оси струи проведено сравнение распределения давления в радиальном направлении с экспериментальными данными, сделан вывод об особенностях изменения интегральной нагрузки на стенку при изменении расстояния до среза сопла. Для случая расположения преграды параллельно оси струи представлено распределение давления вдоль стенки в плоскости симметрии, рассчитана относительная результирующая сила, действующая на подстилающую поверхность; проанализирован характер ее изменения при различных значениях нерасчетности, числа Маха на срезе сопла и расстояния до оси струи.

Ключевые слова: недорасширенная сверхзвуковая струя, взаимодействие струи с преградой, численное моделирование, ANSYS Fluent

Введение. В настоящее время большой интерес представляет изучение взаимодействия сверхзвуковой струи газа, истекающей в затопленное пространство, с плоской преградой. Это обусловлено возможностью применять полученные знания для решения различных практических задач, таких как проектирование газоотражателей на авианосцах, создание тормозных двигательных установок (ТДУ) на посадочных модулях, резка металлов газовой струей и др. Одной из наиболее актуальных является задача разработки ТДУ для пилотируемых перспективных транспортных кораблей, которая не может быть решена без изучения обратного влияния отражающих поверхностей на возвращаемый аппарат.

Для решения подобных задач в последнее время успешно применяются различные численные методы расчета и разработанные на их базе пакеты прикладных коммерческих или свободно распространяемых программ. Для верификации построенной численной модели можно использовать имеющиеся экспериментальные данные по изучению структуры и особенностей истечения в затопленное пространство сверхзвуковой струи газа, представленные в работах [1, 2], в которых исследована геометрия струи в зависимости от ее нерасчетности n и числа Маха M_a на срезе сопла. Взаимодействие струи с преградой рассмотрено в работах [3, 4], а истечение струй ТДУ возвращаемого аппарата навстречу транс- и сверхзвуковому набегающему потоку — в [5–11]. В настоящей работе для моделирования ис-

течения сверхзвуковой струи газа использован пакет ANSYS Fluent (решатель density-based solver), модель турбулентности $k-\omega$ SST. Рассмотрено нестационарное течение идеального газа, при котором истекающий газ и газ в затопленном пространстве — это воздух.

Истечение свободной струи. Для моделирования истечения свободной струи была решена тестовая задача по определению геометрических параметров струи при различных значениях M_a и n . Пример структуры истечения показан на рис. 1, где $\bar{y} = y/r_a$, $\bar{x} = x/r_a$, точка 1 соответствует максимальному диаметру висячего СУ, точка 2 — максимальному диаметру струи, c — диск Маха.

Модель скорости, м/с

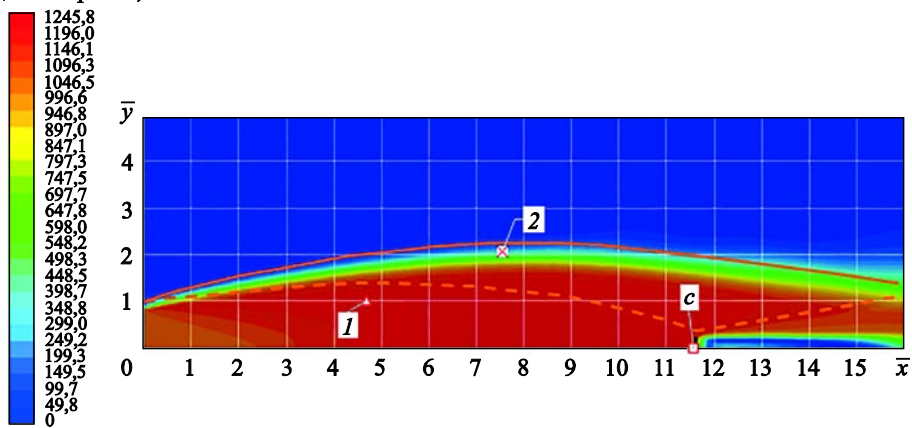


Рис. 1. Картина течения и расчетная структура истечения сверхзвуковой струи при $n = 4$, $M_a = 3$:

— граница струи; - - - СУ

Координаты точек 1, 2, c рассчитывались по эмпирическим формулам из работ [1, 2]:

$$\begin{aligned}
 x_c / r_a &= 5,55 \left(\sqrt{x_* / r_a} - 1 \right); \\
 x_1 / x_c &= 0,55 - 3n^{-2} \text{ при } n < 4; \\
 d_1 / d_a &= (1,7M_a^{0,25} - 1)(n^{0,5} - 1,0) \text{ при } n < n_{ж}; \\
 d_1 / d_a &= 1 \text{ при } n > n_{ж}, \quad n_{ж} \approx [M_a^2 / (M_a^2 - 0,59)]^2; \\
 x_2 / r_a &= 1,11x_* / r_a - 0,55, \quad x_* / r_a = \sqrt{n(1 + k_a M_a^2 f(\theta_a))} - 1; \\
 d_2 / r_a &= 1,05r_* / r_a, \\
 r_* / r_a &= \sqrt{(1 + k_a M_H^2) \frac{S_H}{S_a} - n(1 + k_a M_a^2 \cos \theta_a)} + 1.
 \end{aligned} \tag{1}$$

Здесь x_* , r_* — продольный и поперечный характеристические линейные масштабы; r_a , d_a — радиус и диаметр среза сопла соответственно; M_H — фиктивное число Маха; S_H/S_a — отношение фиктивной

площади к площади среза сопла, определяемое по газодинамическим функциям.

Результаты расчетов хорошо согласуются с экспериментальными данными: после среза сопла в струе образуется висячий скачок уплотнения (СУ), переходящий в диск Маха, а за ним — в отраженный СУ. С увеличением числа Маха на срезе сопла и нерасчетности струи диаметр струи максимальный диаметр скачка уплотнения и расстояние до диска Маха возрастают.

После моделирования струи были исследованы ее взаимодействия с нормально расположенной преградой и влияние истекающей струи на подстилающую поверхность.

Взаимодействие со стенкой, расположенной нормально к оси струи. В данном случае было рассмотрено истечение сверхзвуковой недорасширенной струи, ось которой расположена нормально к преграде. Параметры струи взяты из работы [3]. При этом неизменными оставались: давление в затопленном пространстве $p_e = p_{\text{атм}} = 101\,325$ Па; температура торможения $T_0 = 300$ К; статическое давление на срезе сопла $p_a = 160$ кПа (нерасчетность струи $n \approx 1,58$); число Маха на срезе сопла $M_a = 3,2$. Расчеты проводились при расстоянии от стенки до среза сопла H , равном 58 и 90 мм.

Расчетная область представляет собой цилиндр диаметром $10r_a$ и длиной $(L_a + H)$, где радиус среза сопла $r_a = 25$ мм, длина сопла $L_a = 60$ мм, H — расстояние от среза сопла до стенки.

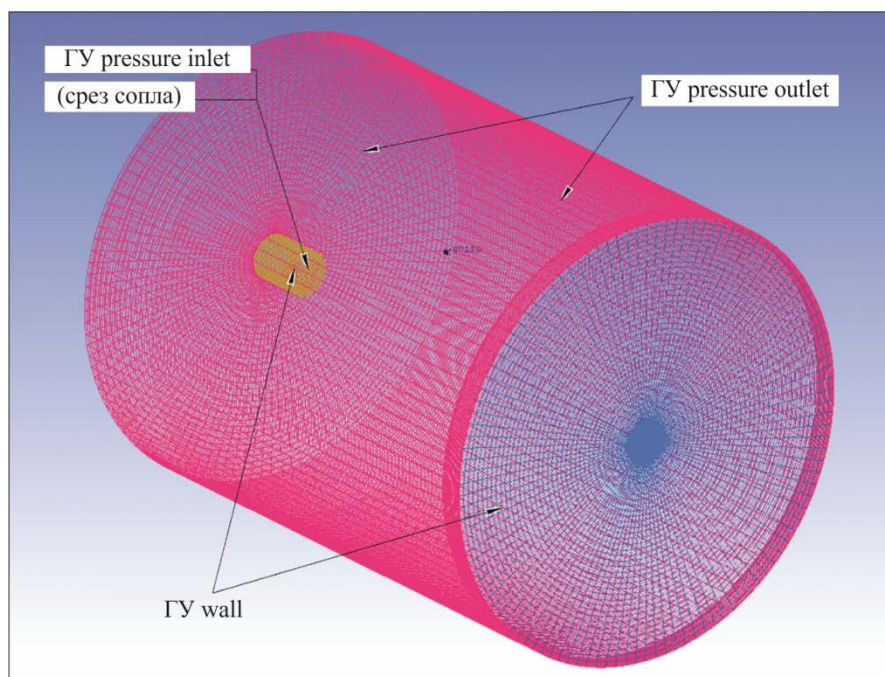


Рис. 2. Расчетная область

На основе данной модели в программном пакете ICEM CFD была построена сетка, содержащая порядка 1 млн ячеек. На рис. 2 представлены сеточная модель и граничные условия (ГУ), установленные на различные поверхности.

При натекании недорасширенной струи на плоскую преграду происходит торможение струи в криволинейном СУ, центральная часть 1 которого близка к прямому скачку (рис. 3). Этой части скачка соответствует зона почти постоянного давления на преграде. После удара о преграду струя растекается в радиальном направлении; при этом образуется сверхзвуковая веерная пристеночная струя 2, которая также имеет волновую периодическую структуру.

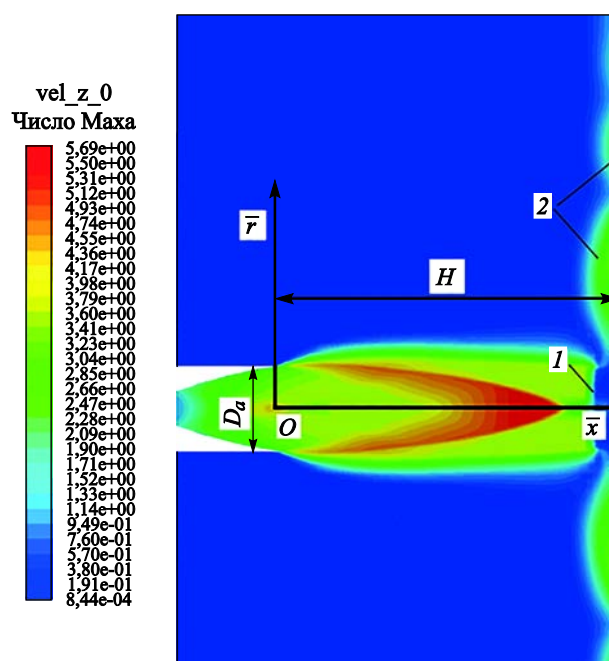


Рис. 3. Картина течения при натекании недорасширенной струи на стенку, расположенную нормально к оси струи

По результатам расчетов было построено распределение относительного давления $\tilde{p} = p / p_a$ вдоль стенки в зависимости от расстояния $\bar{r} = r / r_a$. Затем было проведено сравнение с эмпирической формулой из работы [4]:

$$\begin{cases} \tilde{p} = kM_a^2 \exp(-0,275\bar{h}), & 0 \leq \bar{r} \leq 1; \\ \tilde{p} = kM_a^2 \exp[-0,275\bar{h} + b(1 - \bar{r})], & 1 \leq \bar{r} \leq 4, \end{cases} \quad (2)$$

где $\bar{h} = H / r_a$; $b = 1,8 \exp(-0,19\bar{h})$.

Формула (2) применима в следующем диапазоне определяющих параметров: $M_a = 2 \dots 4$; $\bar{r} = 0 \dots 4$; $\bar{h} \leq 8$.

По данным, приведенным на рис. 4, при $\bar{r} < 1$ расчетное давление превышает давление, вычисленное по формуле (2) и остающееся неизменным. При $\bar{r} > 1$ расчетное давление убывает быстрее. Кроме того, в формуле (2) не учтено наличие «бочек» веерной струи, растекающейся вдоль стенки.

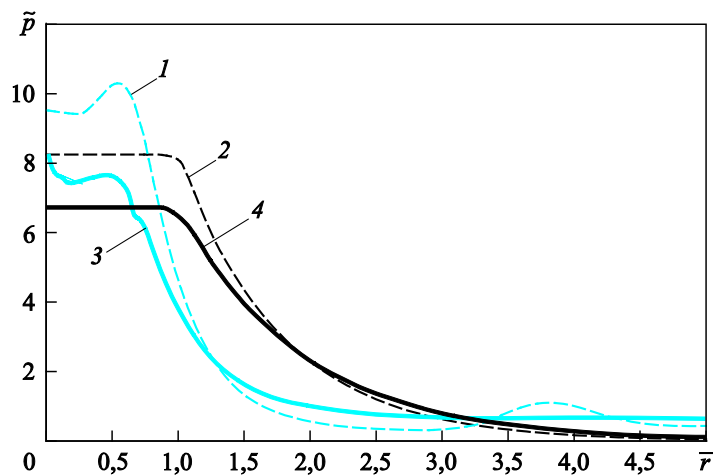


Рис. 4. Распределение относительного давления вдоль стенки в зависимости от безразмерного расстояния до оси струи:

1, 3 — численный расчет при $\bar{h} = 2,32$ и $\bar{h} = 3,6$ соответственно;
2, 4 — расчет по формуле (2) [4] при $\bar{h} = 2,32$ и $\bar{h} = 3,6$ соответственно

Взаимодействие струи с подстилающей поверхностью. Ниже приведены результаты истечения сверхзвуковой недорасширенной струи, ось которой параллельна преграде, при различных значениях нерасчетности n , числа Маха на срезе сопла M_a и расстоянии от оси струи до преграды h . Исследуемый диапазон переменных параметров: $\bar{h} = h/r_a = 1 \dots 4$; $n = 3 \dots 4$; $M_a = 2 \dots 3$.

Расчетная область представляет собой параллелепипед размером $25 \times 8 \times 10$ (здесь все размеры приведены к радиусу среза сопла $r_a = 1$ м).

На основе данной модели в программном пакете ICEM CFD была построена сетка с количеством ячеек порядка 950 тыс. На рис. 5 представлены сеточная модель и ГУ, установленные на различные поверхности.

Моделирование проводилось при давлении в затопленном пространстве $p_e = p_{\text{атм}} = 101\,325$ Па и температуре торможения $T_0 = 300$ К.

В результате расчетов было установлено, что распределение давления вдоль стенки существенно зависит от расстояния \bar{h} . Наиболее характерные графики представлены на рис. 6.

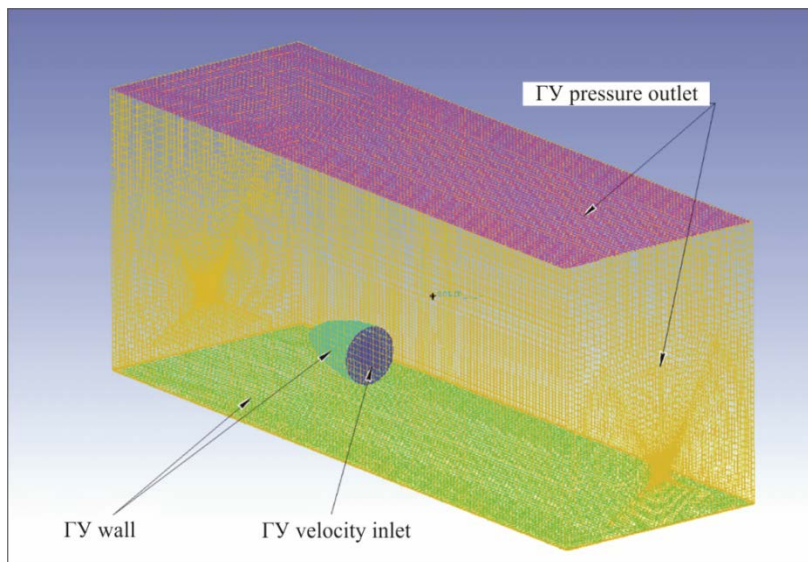


Рис. 5. Расчетная область

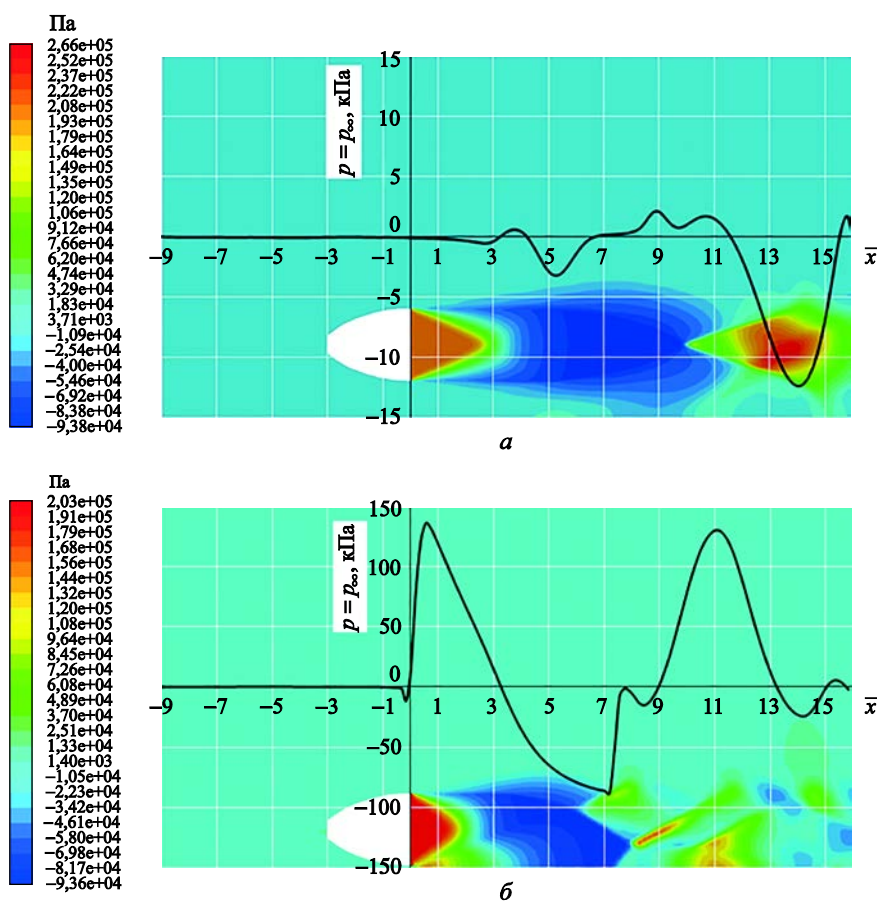


Рис. 6. Картина течения и распределение избыточного давления вдоль линии симметрии на стенке при $n = 3$, $M_a = 2$ и $\bar{h} = 2$ (а), $\bar{h} = 1$ (б)

При $\bar{h} = 4$ избыточное давление носит знакопеременный характер и по модулю не превышает 40 Па, т. е. результирующая сила от этих возмущений будет пренебрежимо мала.

При $\bar{h} = 3$ распределение давления имеет два значительных локальных максимума, что можно объяснить повышением давления в начале и конце второй «бочки», находящейся над данной зоной.

При $\bar{h} = 2$ большими по модулю оказываются два минимума (рис. 6, а), обусловленные понижением давления в зоне максимального размера струи.

При $\bar{h} = 1$ распределение давления носит характер, аналогичный распределению давления по оси свободной струи (рис. 6, б): максимальное давление у среза сопла понижается в расширяющейся струе, после чего возникает прямой СУ. Затем давление снова повышается до второго максимума, после чего картина повторяется.

Во всем исследуемом диапазоне давление на стенке при $x < 0$ значительно меньше давления при $x > 0$. Исходя из этого можно заключить, что возмущения, распространяющиеся в область перед соплом, пренебрежимо малы.

Интегральная сила от нормального давления F_{Σ} (рис. 7) существенно зависит от параметров \bar{h} , M_a и n . Так, при $\bar{h} \approx 1$ сила направлена по внутренней нормали к стенке, т. е. вблизи стенки в среднем происходит повышение давления. При $\bar{h} > 1$ сила направлена по внешней нормали, т. е. вблизи стенки в среднем происходит понижение давления.

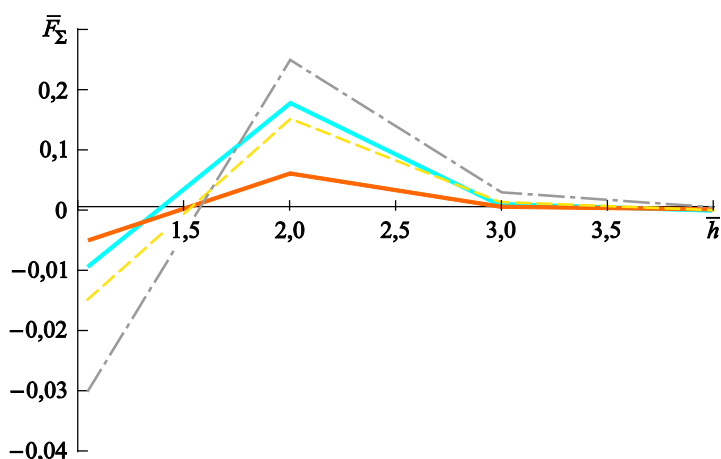


Рис. 7. Относительная суммарная сила избыточного давления, действующая на стенку, в зависимости от расстояния до оси струи:

— $n = 3, M_a = 2$; — $n = 3, M_a = 3$; — $n = 4, M_a = 2$;
 — $n = 4, M_a = 3$

Значение силы отнесено к тяге, развиваемой соплом:

$$P = \dot{m}V_a + (p_a - p_e)S_a,$$

где \dot{m} — массовый расход через срез сопла; V_a — скорость газа на срезе сопла.

Во всех случаях с возрастанием нерасчетности и числа Маха на срезе сопла происходит увеличение модуля суммарной силы, причем увеличение n вызывает более значительное возрастание по сравнению с ростом M_a .

Максимальное значение суммарной силы \bar{F}_Σ наблюдается при $\bar{h} \approx 2$, т. е. в случае, когда ось сопла расположена на расстоянии от стенки, равном диаметру среза.

Выводы

1. Геометрия расчетной струи и картина течения совпадают с экспериментальными данными.

2. При нормальном расположении стенки относительно оси струи увеличение расстояния до среза сопла в пределах одной «бочки» не приводит к значительному понижению интегральной нагрузки.

3. При расположении стенки параллельно оси струи при малом \bar{h} распределение давления соответствует распределению давления на оси струи.

4. Интегральная нагрузка на подстилающую поверхность существенно зависит от расстояния до оси струи, нерасчетности струи и числа Маха на срезе сопла. Знак нагрузки меняется при $\bar{h} \approx 1,5$, а при $\bar{h} \approx 2$ нагрузка имеет максимум по тому же параметру.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Калугин В.Т. *Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов*. Москва, Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004, 688 с.
- [2] Шелухин Н.Н. Исследование характеристик сверхзвуковой недорасширенной струи. *Ученые записки ЦАГИ*, 1995, т. XXVI, № 1–2, с. 78–87.
- [3] Кудимов Н.Ф., Сафронов А.В., Третьякова О.Н. Численное моделирование взаимодействия многоблочных сверхзвуковых турбулентных струй с преградой. *Труды МАИ*, 2013, № 70. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=44440> (дата обращения 28.11.2019).
- [4] Мельникова М.Ф., Нестеров Ю.Н. Воздействие сверхзвуковой нерасчетной струи на плоскую преграду, перпендикулярную оси струи. *Ученые записки ЦАГИ*, 1971, т. II, № 5, с. 105–108.
- [5] Луценко А.Ю., Калугин В.Т. Активное торможение КЛА в атмосферах планет с использованием блочной тормозной двигательной установки. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 1991, № 4, с. 3–8.
- [6] Луценко А.Ю., Калугин В.Т. Расчет и моделирование аэродинамических характеристик космических аппаратов при струйном торможении на этапе

- спуска в атмосфере планет. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение*, 1994, № 3, с. 81–87.
- [7] Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Экспериментальное и численное моделирование обтекания спускаемого аппарата в трансзвуковом потоке при отсутствии и наличии блочного струйного торможения. *Инженерный вестник*, 2014, № 12. URL: <http://ainjournal.ru/doc/750279.html> (дата обращения 28.11.2019).
- [8] Луценко А.Ю., Калугин В.Т. Экспериментальные исследования обтекания спускаемых аппаратов при струйном управлении аэродинамическими характеристиками. *Известия РАН. Механика жидкости и газа*, 1996, № 3, с. 115–125.
- [9] Kalugin V.T., Lutsenko A.Y. Experimental study of the flow past entry vehicles with jet-controlled aerodynamic characteristics. *Fluid Dynamics*, 1996, vol. 31, no. 3, pp. 434–442.
- [10] Луценко А.Ю., Калугин В.Т., Столярова Е.Г. Аэродинамические характеристики моделей спускаемых аппаратов при инъекции тангенциальных блочных струй кормовой тормозной двигательной установки. *Научный вестник МГТУ ГА. Серия Аэромеханика и прочность*, 2000, № 23, с. 109–112.
- [11] Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Столярова Е.Г., Чернуха П.А. Струйное управление полетом. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2003, № 7, с. 13–20.

Статья поступила в редакцию 28.11.2019

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Луценко А.Ю., Криушин В.А. Численное исследование эжекционных свойств струи, истекающей в затопленное пространство. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 2. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-2-1955>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на Международной молодежной научно-технической конференции «Аэрокосмические технологии», посвященной 105-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея (ММНТК АКТ-2019), 28 мая 2019 г., Реутов, Российская Федерация

Луценко Александр Юрьевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: аэрогазодинамика струйных и отрывных течений. Автор более 60 научных работ. e-mail: aulutsenko@mail.ru

Криушин Владимир Андреевич — студент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: численное моделирование в аэродинамике струйных течений. e-mail: tov.vl@yandex.ru

Numerical study of the ejection properties of a jet flowing into flooded space

© A.Yu. Lutsenko, V.A. Kriushin

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The purpose of the study was to carry out a numerical simulation of the interaction of an underexpanded supersonic jet flowing into a flooded space with a normally located obstacle, and with the underlying surface. We performed the calculations in the ANSYS Fluent software package and presented flow patterns. For the case when the obstacle is located normally to the axis of the jet, we compared the pressure distribution in the radial direction with experimental data and made a conclusion about the changes in the integral load on the wall with a change in the distance to the nozzle exit. For the case when the obstacle is parallel to the jet axis, we presented the pressure distribution along the wall in the plane of symmetry, estimated the relative net force acting on the underlying surface, analyzed the nature of its change at various values of the off-design coefficient, the Mach number on the nozzle exit and the distance to the jet axis.

Keywords: underexpanded supersonic jet, jet-obstacle interaction, numerical simulation, ANSYS Fluent

REFERENCES

- [1] Kalugin V.T. *Aerogazodinamika organov upravleniya poletom letatelnykh apparatov* [Aerogasdynamics of aircraft flight controls]. Moscow, BMSTU Publ., 2004, 688 p.
- [2] Shelukhin N.N. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 1995, vol. XXVI, no. 1–2, pp. 78–87.
- [3] Kudimov N.F., Safronov A.V., Tretyakova O.N. *Trudy MAI (MAI Proceedings)*, 2013, no. 70. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=44440> (accessed November 28, 2019).
- [4] Melnikova M.F., Nesterov Yu.N. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 1971, vol. II, no. 5, pp. 105–108.
- [5] Lutsenko A.Yu., Kalugin V.T. *Izv. VUZOV. Aviatsionnaya tekhnika — Russian Aeronautics*, 1991, no. 4, pp. 3–8.
- [6] Lutsenko A.Yu., Kalugin V.T. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Seriya Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 1994, no. 3, pp. 81–87.
- [7] Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K. *Inzhenerny vestnik — Engineering Bulletin. Instrument Engineering*, 2014, no. 12. Available at: <http://ainjournal.ru/doc/750279.html> (accessed November 28, 2019).
- [8] Lutsenko A.Yu., Kalugin V.T. *Izvestiya RAN. Mekhanika zhidkosti i gaza — Fluid Dynamics*, 1996, no. 3, pp. 115–125.
- [9] Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu. Experimental study of the flow past entry vehicles with jet-controlled aerodynamic characteristics. *Fluid Dynamics*, 1996, vol. 31, no. 3, pp. 434–442.
- [10] Lutsenko A.Yu., Kalugin V.T., Stolyarova E.G. *Nauchny vestnik MGTU GA. Seriya Aeromekhanika i prochnost — Civil Aviation High Technologies*, 2000, no. 23, pp. 109–112.

- [11] Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Stolyarova E.G., Chernukha P.A. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal "Polet" — All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" (Flight)*, 2003, no. 7, pp. 13–20.

Lutsenko A.Yu., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 60 research papers. Research interests: aerogas dynamics of jet and separated flows. e-mail: aulutsenko@mail.ru

Kriushin V.A., student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: numerical simulation in jet flow aerodynamics. e-mail: tov.vl@yandex.ru