

УДК 62.5

DOI: [10.34759/trd-2021-119-05](https://doi.org/10.34759/trd-2021-119-05)

Исследование взаимодействия недорасширенной газовой струи, выдуваемой из тела, с высокоскоростным набегающим потоком

Сназин А.А., Шевченко А.В.*, Панфилов Е.Б., Прилуцкий И.К.

*Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского,
ул. Ждановская, 13, Санкт-Петербург, 197198, Россия*

**e-mail: artnetru@yandex.ru*

Статья поступила 20.07.2021

Аннотация

Рассматриваются результаты исследования взаимодействия струйных органов управления с высокоскоростным набегающим потоком при различных числах Маха. В качестве объекта исследования выбрана коническая поверхность, с рядом отверстий по образующей, через которые происходит вдув газа. Показана вихревая структура течения вблизи места вдува газовых струй. Проведено исследование влияния мест вдува и различных чисел Маха набегающего потока на вихревые структуры, а также эффективность работы органов управления движением.

Ключевые слова: вдув газа, высокоскоростной поток, коэффициент давления, коэффициент усиления.

Введение

Взаимодействие вдуваемых струй газа с набегающим высокоскоростным потоком является одним из актуальных вопросов на сегодняшний день, так как вдув поперечных струй газа во внешний высокоскоростной поток приводит к

возникновению сложного вихревого течения вблизи тела и оказывает воздействие на движение летательного аппарата. Применение вдуваемых струй для управления движением имеет значительное преимущество по сравнению с механическими органами управления, особенно это касается высокой маневренности. Одним из главных преимуществ газовых струй является более короткое время отклика и сохранение эффективности на больших скоростях по сравнению с механическими органами управления.

Постановка задачи исследования

Проведены численные расчёты газодинамических параметров высокоскоростного потока вблизи конической поверхности при числе Маха $M_\infty = 10$ – 17, с характеристиками набегающего потока $P_\infty = 79,8$ Па, $T_\infty = 270$ К и параметрами вдуваемых струй $T_j = 293$ К, $J = 4,95$ – коэффициент проникновения струи газа в набегающий поток [1,2].

Объект исследования представляет собой коническую поверхность с отверстиями вдува газа, расположенными по образующей на расстоянии $x/l = 0,3, 0,6, 0,9$ от носка.

Расчетная область построена с учетом условий формирования скачка уплотнения при движении на высоких скоростях. Границы расчетной области включают в себя всю возмущенную область течения вблизи исследуемого тела. В качестве рабочего вещества вдуваемого газа применялся воздух (показатель адиабаты 1.4), описываемый уравнением идеального газа.

Расчеты проводились на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, замыкающихся уравнением турбулентности $k-\omega$ SST [3]. Для описания расчетной области применялась гибридная полигексаэдрическая сетка со сгущениями в областях больших градиентов газодинамических параметров.

Результаты численных исследований

При вдуве струи газа в набегающий высокоскоростной поток возникает сложная ударно-волновая структура [4-12]. На рисунке 2 (а) показаны линии градиента давления, которые показывают головной скачок уплотнения (рисунок 2 (а) т. 1), скачок уплотнения над отверстием вдува (рисунок 2 (а) т.2) и область вдува струи, ограниченную диском Маха (рисунок (а) т. 3).

На рисунке 2 (б) показана структура потока вблизи конической поверхности, обдуваемой высокоскоростным потоком.

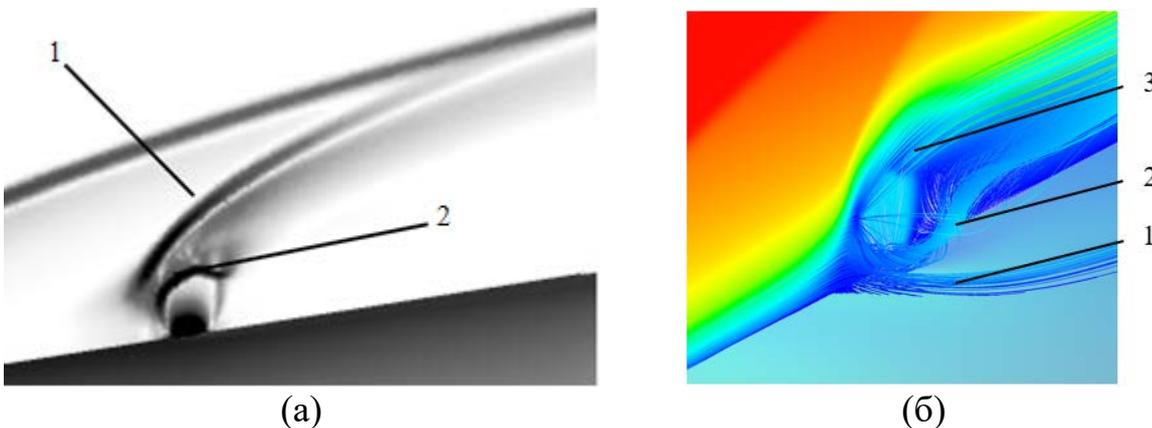


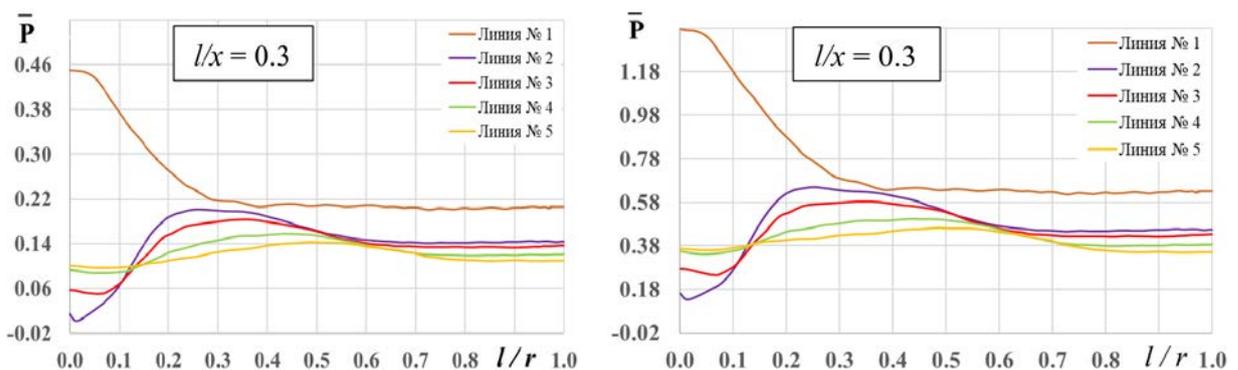
Рисунок 1 – Структура потока вблизи выдува.

а) числовой шлирен, б) линии тока вблизи выдува

Перед струей вдуваемого газа и за ней образуются рециркуляционные области, при этом на конической поверхности перед струей возникает зона повышенного давления. Так как газ подается при большем статическом давлении, чем в невозмущенном потоке, то струя формируется как недорасширенная. Таким

образом газ немедленно расширяется, а вокруг газорасширительной области возникает скачок уплотнения, где создается течение с наибольшим значением числа Маха. Сверху данную область ограничивает образовавшийся диск Маха (рисунок 1 (а) т.2). Также над отверстием вдува образуется еще один скачок уплотнения (рисунок 1 (а) т.1). Перед вдувом струи образуется подковообразный вихрь (рисунок 1 (б) т.1), который распространяется вдоль конической поверхности вниз по потоку в сторону от плоскости симметрии, обозначенной контурами скорости на рисунке 1 (б). Подковообразный вихрь при движении в низ по потоку отдаляется от остальных вихревых систем и сохраняет четкую структуру на значительном удалении от места вдува. Между подковообразным вихрем и вдуваемой струей образуется еще один вихрь, который огибает газорасширительную область и отодвигается от поверхности (рисунок 1 (б) т.2). Верхний продольный вихрь (рисунок 1 (б) т.3) движется вдоль плоскости симметрии. За местом вдува вниз по потоку на поверхности возникает обширная зона с давлением немного ниже, чем в невозмущенном потоке.

На рисунке 2 (а - е) показаны линии, отображающие изменение коэффициента давления на поверхности, по пяти сечениям с учетом симметрии. Точка начала измерений во всех случаях совпадает с осью вдува.



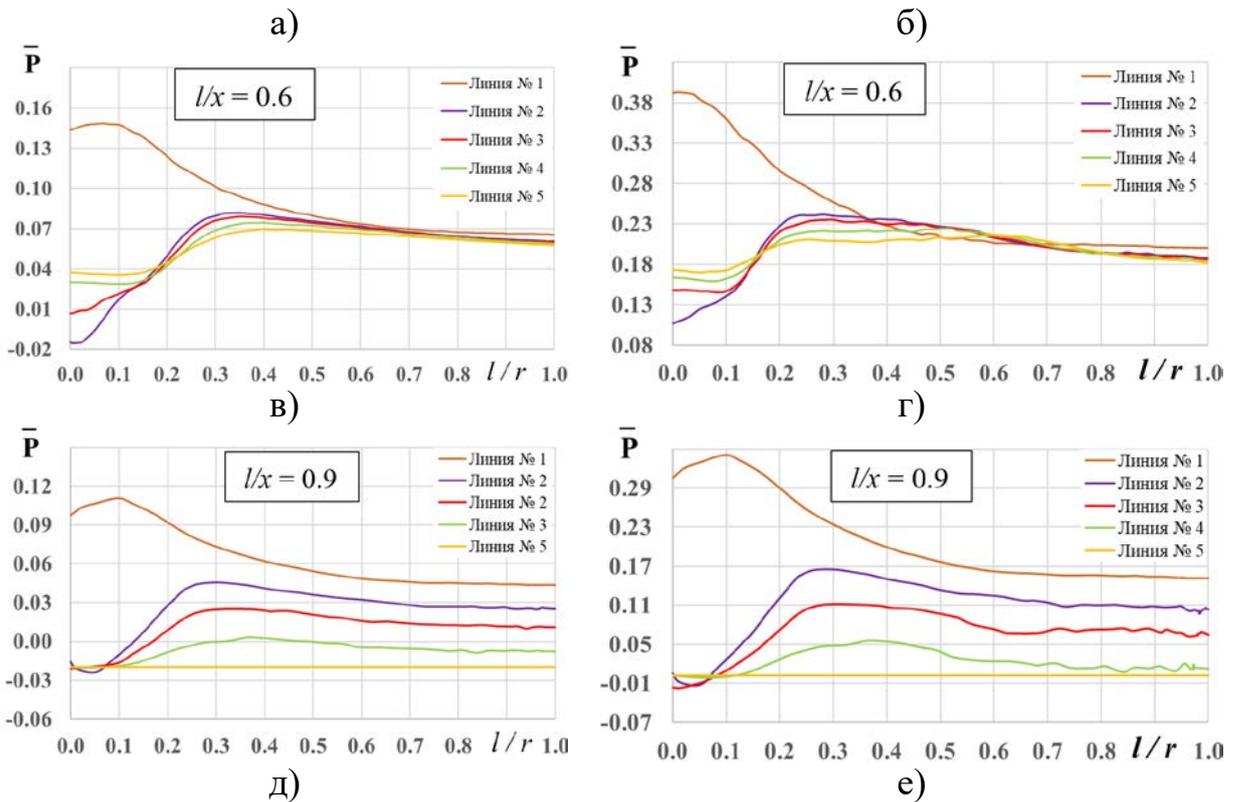


Рисунок 2 – Распределение \bar{p} по конической поверхности вблизи отверстия
вдува газа по линиям сечения

а, в, д - $M_\infty = 10$;

б, г, е - $M_\infty = 17$

При анализе графиков видно распределение зон повышенного давления перед местом вдува струи и пониженного давления за ним. Величина \bar{p} с увеличением числа Маха пропорционально возрастает как в зоне повышенного так и пониженного давления независимо от места вдува. Максимальный перепад коэффициента давления между зонами повышенного и пониженного давления наблюдается при вдуве на расстоянии $x/l = 0.3$ (рисунок 2, а и б). Происходит это из-за близости места вдува к головному скачку уплотнения. При этом вдуваемая струя взаимодействует с головным скачком уплотнения, локально отодвигая его от модели. В результате \bar{p} на поверхности перед и после струй значительно выше, чем в остальных местах расположения отверстий вдува.

Во всех вариантах расположения отверстий вдува зона пониженного давления более обширна по сравнению с зоной повышенного давления. В свою очередь обе зоны ограничены подковообразным вихрем.

В работах [9,12] указывается, что на область распространения подковообразного вихря оказывает влияние кривизна поверхности объекта исследования. Отмечается, что кривизна поверхности снижает уровень воздействия подковообразного вихря. По графикам рисунка 2 (а - е) хорошо прослеживается область распространения подковообразного вихря. По мере удаления отверстий вдува от носка модели области пониженного и повышенного давления уменьшаются. При расположении отверстия вдува на максимальном удалении от носка модели (рисунок 2, д, е) область пониженного давления практически отсутствует, т.к. в этом месте происходит срыв потока газа в донную область модели [17].

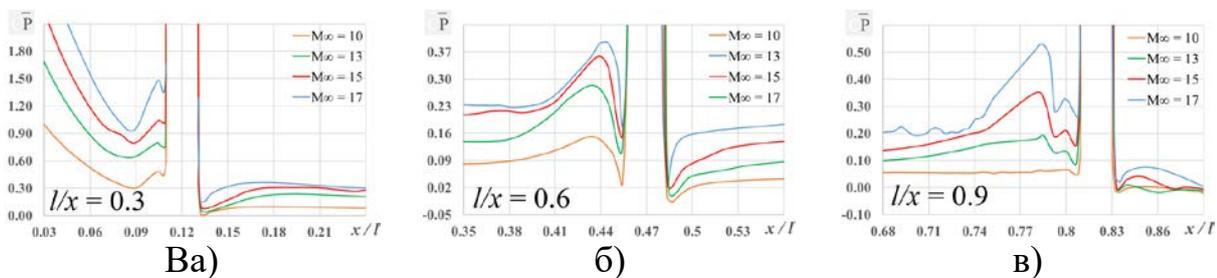


Рисунок 3 – Распределение \bar{p} вдоль образующей конической поверхности
вблизи отверстия вдува газа

На рисунке 3 показано изменение \bar{p} по конической поверхности вблизи отверстия вдува в зависимости от скорости набегающего потока. Как видно из рисунка, рост скорости набегающего приводит к повышению давления перед вдуваемой струей и после нее. При этом перед вдуваемой струей давление

вырастает значительно больше, чем ниже по потоку за ней. С увеличением числа Маха максимум \bar{p} сдвигается ближе к месту вдува.

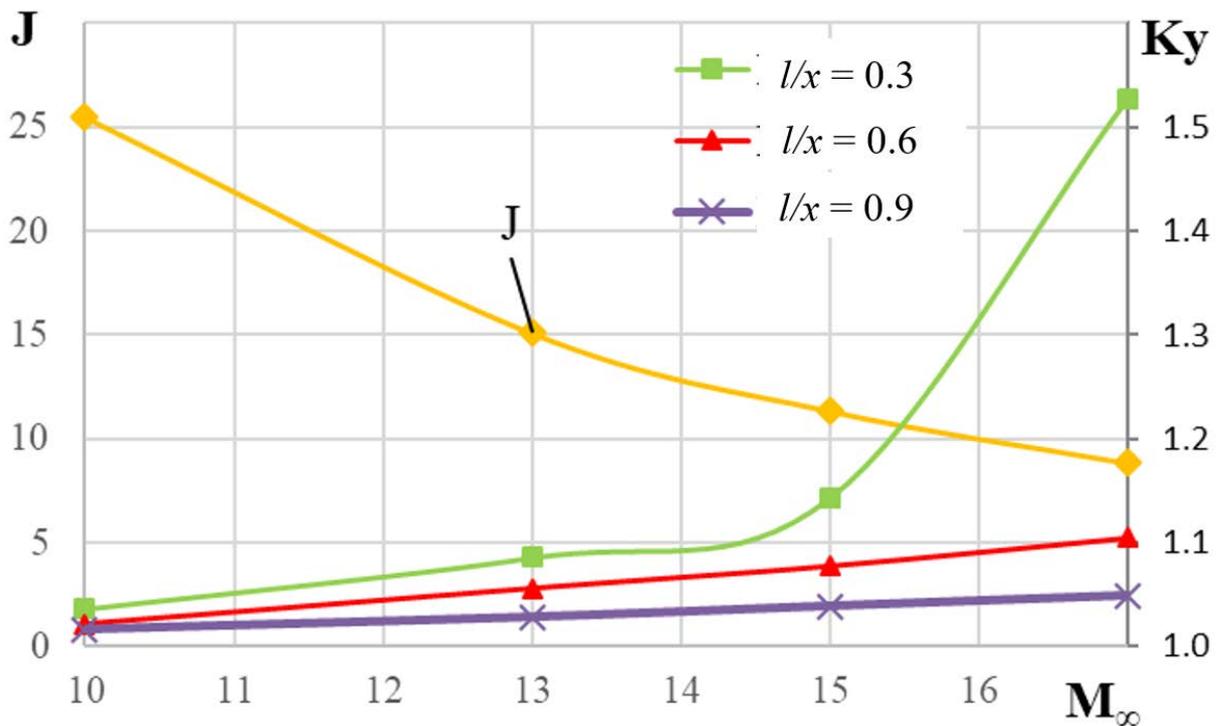


Рисунок 4 – Зависимость K_y и J от скорости набегающего потока

На рисунке 4 приведен сравнительный анализ эффективности воздействия струй с различными вариантами расположения по конической поверхности при обтекании высокоскоростным потоком. Увеличение скорости набегающего потока при условии сохранения параметров вдуваемых струй постоянными приводит к снижению коэффициента J , так как повышается величина градиента давления на скачке уплотнения.

Для оценки эффективности взаимодействия струй с набегающим потоком при различном расположении на поверхности применяется коэффициент усиления (K_y) [2,10,11].

Из рисунка 7 видно, что коэффициент усиления возрастает с увеличением скорости набегающего потока. Максимальная величина K_y наблюдается при смещении места вдува струй ближе к носку модели при $M_\infty = 17$, так как в этом месте вдув струи находится максимально близко к головному скачку уплотнения.

Заключение

Проведены численные эксперименты по оценке взаимодействия вдуваемых струй с высокоскоростным набегающим потоком. Подробно рассмотрена структура потока вблизи вдуваемых струй газа с криволинейной поверхности.

Получено распределение подковообразных вихрей по конической поверхности, а также распределение зон повышенного и пониженного давления вблизи вдуваемой струи газа. Максимальный перепад коэффициента давления между зонами повышенного и пониженного давления наблюдается при вдуве на расстоянии $x/l = 0.3$. При этом вдуваемая струя взаимодействует с головным скачком уплотнения локально отодвигая его от модели.

Приведен сравнительный анализ эффективности взаимодействия вдуваемых струй с набегающим высокоскоростным потоком с учетом различных вариантов расположения мест вдува струй на конической поверхности. Получено, что величина K_y возрастает с увеличением скорости набегающего потока. Максимум наблюдается при смещении вдуваемой струи ближе к носку модели (при $M_\infty = 17$), так как в этом месте вдув струи находится максимально близко к головному скачку уплотнения.

Результаты численных экспериментов хорошо коррелируют с результатами натуральных экспериментальных исследований [2,19,20], проводимых с

использованием аэродинамической лаборатории ВКА имени А.Ф. Можайского и способствуют более полному изучению воздействия высокоскоростного потока на элементы летательных аппаратов.

Библиографический список

1. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Яковчук М.С. Численное моделирование взаимодействия поперечной струи со сверхзвуковым потоком с использованием различных моделей турбулентности // Прикладная механика и техническая физика. 2015. Т. 56. № 5 (333). С. 64 - 75. DOI [10.15372/PMTF20150505](https://doi.org/10.15372/PMTF20150505)
2. Панфилов Е.Б., Шевченко А.В., Прилуцкий И.К., Сназин А.А. Оценка управляющих усилий газодинамических органов управления летательных аппаратов на гиперзвуковых режимах полета с использованием гиперзвуковой аэродинамической трубы ИТ-1М // Труды МАИ. 2021. № 118. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=158212>. DOI [10.34759/trd-2021-118-03](https://doi.org/10.34759/trd-2021-118-03)
3. Shevchenko A.V. Yashkov SA, Zhitnikov T.A. et al. Investigation of the interaction of conical bodies with an supersonic flow at low angles of attack // Journal of Physics: Conference Series, 2020. DOI:[10.1088/1742-6596/1697/1/012241](https://doi.org/10.1088/1742-6596/1697/1/012241)
4. Karagozian A.R. Transverse jets and their control // Progress Energy and Combustion Science, 2010, no. 36 (5), pp. 531 - 553. DOI:[10.1016/j.pecs.2010.01.001](https://doi.org/10.1016/j.pecs.2010.01.001)
5. Zhong W., Zhang T., Tamura T. CFD Simulation of Convective Heat Transfer on Vernacular Sustainable Architecture: Validation and Application of Methodology // Sustainability, 2019, no. 11 (15), pp. 4231. DOI:[10.3390/su11154231](https://doi.org/10.3390/su11154231)

6. Michalcová V., Lausová L., Kološ I. Numerical modelling of flow around thermally loaded object // MATEC Web of Conferences, 2017, no. 107, pp. 00082. DOI:[10.1051/matecconf/201710700082](https://doi.org/10.1051/matecconf/201710700082)
7. Hubova O., Veghova I., Kralik J. Experimental and numerical investigation of in-line standing circular cylinders in steady and turbulent wind flow // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2019, vol. 603, issue 3, pp. 032008.
8. Seiler F., Gnemmi P., Ende H. et.al. Jet interaction at supersonic cross flow conditions // Shock Waves, 2003, vol. 13, no. 1, pp. 13 - 23. DOI: [10.1007/s00193-003-0189-y](https://doi.org/10.1007/s00193-003-0189-y)
9. Gnemmi P., Adeli R., Longo J. 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. DOI:[10.2514/6.2008-6883](https://doi.org/10.2514/6.2008-6883)
10. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теоретическая физика. Гидродинамика. – М.: Наука, 1986. Т. 6. - 736 с.
11. 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, pp. 296 – 302. URL: <https://doi.org/10.2514/2.3354>
12. Кисловский В.А. Изменение сил на поверхности осесимметричного тела конечного размера в сверхзвуковом потоке при выдуве поперечной газовой струи: Дисс.:... к.ф-м.н. – Новосибирск, 2021. - 111 с.
13. Борисов А.Д. Исследование влияния подачи струй в камеру на эффективность смешения и горения топливо-воздушной смеси // Труды МАИ. 2016. № 90. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=74721>

14. Ларина Е.В., Крюков И.А., Иванов И.Э. Моделирование осесимметричных струйных течений с использованием дифференциальных моделей турбулентной вязкости // Труды МАИ. 2016. № 91. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=75565>
15. 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>
16. Головкин М.А. Головкина Е.В. Визуализация структур течения в окрестности моделей летательных аппаратов в гидродинамической трубе малых скоростей (самолетные аэродинамические компоновки) // Труды МАИ. 2016. № 90. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=74633>
17. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Калугин В.Т. Аэродинамика отрывных течений. - М.: Высшая школа, 1988. – 348 с.
18. Антонов Р.В., Гребенкин В.И., Кузнецов Н.П. и др. Органы управления вектором тяги твердотоплевных ракет: расчет, конструктивные особенности, эксперимент: монография. – Москва- Ижевск: НИЦ Регулярная и хаотическая динамика, 2006. – 552 с.
19. Прокопенко Е.А., Шевченко А.В., Яшков С.А. и др. Экспериментальная установка на основе импульсной аэродинамической трубы для определения газодинамических параметров потока вблизи гиперзвукового летательного аппарата // Труды ВКА имени А.Ф. Можайского. 2018. Вып. № 665. С. 237 – 246.
20. Прокопенко Е.А., Шевченко А.В., Яшков С.А. Верификация результатов численного моделирования силы лобового сопротивления гиперзвукового потока,

действующей на элементы конструкции объектов ракетно-космической техники // Труды ВКА имени А.Ф. Можайского. 2019. Вып. № 671. С. 368 - 376.

Investigation of the interaction with a high-speed flow of an underexpanded gas jet injected out of the body

Snazin A.A., Sevchenko A.V.*, Panfilov E.B., Prilytskiy I.K.

*Military space Academy named after A.F. Mozhaisky,
13, Zdanovskaya str., Saint Petersburg, 197198, Russia*

**e-mail: artnetru@yandex.ru*

Abstract

The interaction of injected gas jets with an incoming high-speed flow is one of the most pressing issues today. The use of injected jets for motion control has a significant advantage over mechanical controls, especially with regard to high maneuverability.

Calculations of the gas-dynamic parameters of a high-speed flow near a conical surface at Mach number $M_\infty = 10-17$ were carried out with the characteristics of the incoming flow $P_\infty = 79.8$ Pa, $T_\infty = 270$ K and the parameters of the injected jets $T_j = 293$ K and $J = 4.95$ - the coefficient of penetration of the gas jet into the incoming flow [1,2].

The object of study is a conical surface with gas injection holes located along the generatrix at a distance $x/l = 0.3, 0.6, 0.9$ from the toe.

When analyzing the distribution of the zones of increased pressure in front of the place of injection of the jet and low pressure behind it, it was found that the value of the

pressure coefficient with an increase in the Mach number proportionally increases both in the zone of increased and decreased pressure, regardless of the place of injection. The maximum pressure coefficient difference between the zones of high and low pressure is observed during injection at a distance $x/l = 0.3$. In this case, the injected jet interacts with the head shock wave, locally pushing it away from the model. As a result, the \bar{p} on the surface before and after the jets is much higher than in other locations of the injection holes.

It was found that an increase in the oncoming velocity leads to an increase in pressure before and after the injected jet. In this case, in front of the injected jet, the pressure increases more significantly than downstream of it. With an increase in the Mach number, the maximum \bar{p} shifts closer to the injection site.

The analysis of the efficiency of the action of jets with different variants of arrangement in high-speed flow is carried out. He showed that, while maintaining the parameters of the injected jets constant, an increase in the incoming flow velocity leads to a decrease in the J coefficient, since the pressure gradient at the shock wave increases.

It was found that the magnitude of the K_y increases with an increase in the incoming flow velocity. The maximum is observed when the injected jet is displaced closer to the nose of the model (at $M_\infty = 17$), since in this place the injection of the jet is as close as possible to the head shock wave.

The results of numerical experiments correlate well with the results of field experimental studies [2, 19, 20], carried out using the aerodynamic laboratory of the A.F. Mozhaisky MSA and contribute to a more complete study of the effect of high-speed flow on the elements of aircraft.

Keywords: gas injection, high-speed flow, pressure coefficient, amplification factor.

References

1. Volkov K.N., Emel'yanov V.N., Yakovchuk M.S. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika*, 2015, vol. 56, no. 5 (333), pp. 64 - 75. DOI [10.15372/PMTF20150505](https://doi.org/10.15372/PMTF20150505)
2. Panfilov E.B., Shevchenko A.V., Prilutskii I.K., Snazin A.A. *Trudy MAI*, 2021, no. 118. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=158212>. DOI [10.34759/trd-2021-118-03](https://doi.org/10.34759/trd-2021-118-03)
3. Shevchenko A.V. Yashkov SA, Zhitnikov T.A. et al. Investigation of the interaction of conical bodies with an supersonic flow at low angles of attack, *Journal of Physics: Conference Series*, 2020. DOI: [10.1088/1742-6596/1697/1/012241](https://doi.org/10.1088/1742-6596/1697/1/012241)
4. Karagozian A.R. Transverse jets and their control, *Progress Energy and Combustion Science*, 2010, no. 36 (5), pp. 531 - 553. DOI: [10.1016/j.pecs.2010.01.001](https://doi.org/10.1016/j.pecs.2010.01.001)
5. Zhong W., Zhang T., Tamura T. CFD Simulation of Convective Heat Transfer on Vernacular Sustainable Architecture: Validation and Application of Methodology, *Sustainability*, 2019, no. 11 (15), pp. 4231. DOI: [10.3390/su11154231](https://doi.org/10.3390/su11154231)
6. Michalcová V., Lausová L., Kološ I. Numerical modelling of flow around thermally loaded object, *MATEC Web of Conferences*, 2017, no. 107, pp. 00082. DOI: [10.1051/matecconf/201710700082](https://doi.org/10.1051/matecconf/201710700082)
7. Hubova O., Veghova I., Kralik J. Experimental and numerical investigation of in-line standing circular cylinders in steady and turbulent wind flow, *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2019, vol. 603, issue 3, pp. 032008.
8. Seiler F., Gnemmi P., Ende H. et.al. Jet interaction at supersonic cross flow conditions, *Shock Waves*, 2003, vol. 13, no. 1, pp. 13 - 23. DOI: [10.1007/s00193-003-0189-y](https://doi.org/10.1007/s00193-003-0189-y)

9. Gnemmi P., Adeli R., Longo J. 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. DOI: [10.2514/6.2008-6883](https://doi.org/10.2514/6.2008-6883)
10. Landau L.D., Lifshits E.M. *Teoreticheskaya fizika. Gidrodinamika* (Theoretical physics. Hydrodynamics), Moscow, Nauka, 1986, vol. VI, 736 p.
11. 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, pp. 296 – 302. URL: <https://doi.org/10.2514/2.3354>
12. Kislovskii V.A. *Izmenenie sil na poverkhnosti osesimmetrichnogo tela konechnogo razmera v sverkhzvukovom potoke pri vyduve poperechnoi gazovoi strui* (Change of forces on the surface of a finite size axisymmetric body in a supersonic flow with an injected transverse gas jet), Doctor's thesis, Novosibirsk, 2021, 111 p.
13. Borisov A.D. *Trudy MAI*, 2016, no. 90. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=74721>
14. Larina E.V., Kryukov I.A., Ivanov I.E. *Trudy MAI*, 2016, no. 91. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=75565>
15. Kudimov N.F., Safronov A.V., Tret'yakova O.N. *Trudy MAI*, 2013, no. 70. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=44440>
16. Golovkin M.A. Golovkina E.V. *Trudy MAI*, 2016, no. 90. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=74633>
17. Krasnov N.F., Koshevoi V.N., Kalugin V.T. *Aerodinamika otryvnykh techenii* (Separated flow aerodynamics), Moscow, Vysshaya shkola, 1988, 348 p.

18. Antonov R.V., Grebenkin V.I., Kuznetsov N.P. et al. *Organy upravleniya vektorom tyagi tverdotoplevnykh raket: raschet, konstruktivnye osobennosti, eksperiment* (Thrust vector controls for solid-propellant rockets: calculation, design features, experiments), Moscow-Izhevsk, NITs Regulyarnaya i khaoticheskaya dinamika, 2006, 552 p.
19. Prokopenko E.A., Shevchenko A.V., Yashkov S.A. et al. *Trudy VKA imeni A.F. Mozhaiskogo*, 2018, no. 665, pp. 237 – 246.
20. Prokopenko E.A., Shevchenko A.V., Yashkov S.A. *Trudy VKA imeni A.F. Mozhaiskogo*, 2019, no. 671, pp. 368 - 376.