

УДК 533.6.013.1

**Численное моделирование
распределения давления на поверхности
осесимметричного тела при взаимодействии
сверхзвукового набегающего потока
с поперечно выдуваемой газовой струей**

В.А. Кисловский, В.И. Звегинцев

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

E-mail: kislovsky_v@mail.ru

Представлены результаты численного исследования взаимодействия сверхзвукового набегающего потока с числом Маха 3,85 с поперечной газовой струей, выдуваемой из поверхности осесимметричной модели, расположенной под нулевым углом атаки к потоку. Численное моделирование проводилось на основе осредненных уравнений Навье–Стокса с использованием модели турбулентности $k-\omega$ SST. Проведено также исследование влияния выдува газовой струи на перераспределение давления по поверхности осесимметричной модели и на образование дополнительной поперечной силы и момента. Перемещение отверстия выдува по длине модели приводит к существенному изменению возникающих сил и моментов. Показано принципиальное различие в распределении давлений по поверхности при выдуве струи из осесимметричного тела и из плоской пластины.

Ключевые слова: сверхзвуковое обтекание, выдув, газоструйные течения, аэродинамические силы, распределение давления.

Введение

Существующие высокоскоростные летательные аппараты (ЛА) используют в качестве органов управления аэродинамические отклоняемые поверхности. Такие поверхности инерционны и имеют ограничения по применимости на низкой скорости полета и/или при низком давлении торможения. При движении летательного аппарата с большой скоростью на небольшой высоте находящиеся в потоке части органов управления испытывают сильное термическое и силовое воздействие, что вынуждает усложнять и усиливать эти элементы конструкции. Находящиеся постоянно в потоке элементы органов управления образуют дополнительное лобовое сопротивление, а формирующиеся на их поверхности вихревые структуры вызывают дестабилизирующий эффект для ЛА [1].

В последнее время все чаще рассматриваются альтернативные газоструйные системы управления. Управляющее воздействие в этом случае осуществляется путем выдува газовой струи с боковой поверхности ЛА. Этот класс органов управления обеспечивает эффективную корректировку траектории полета ЛА, не обладая указанными недостатками, возникающими при использовании отклоняемых аэродинамических поверхностей.

Управляющее воздействие при функционировании газоструйных органов управления вызвано тягой выдуваемой струи и перераспределением давления по боковой поверхности ЛА [2]. Схема поля течения при взаимодействии набегающего сверхзвукового потока с газовой струей, выдуваемой из поверхности твердой стенки, показана на рис. 1. При выдуве формируется область резкого расширения струи 1, ограниченная сверху скачком давления BC, а по бокам свободными линиями тока AB и CD. Область смещения 2 ограничена линиями тока и представляет собой сверхзвуковую область повторного расширения с меньшей интенсивностью градиентов давления. Вниз по потоку давление в области смещения выравнивается и становится равным давлению невозмущенного внешнего потока. Перед струей, вверх по потоку, образуется рециркуляционная область 3, формирующая зону повышенного давления. В этой области зарождается подковообразный вихрь, который распространяется вдоль обтекаемой поверхности и влияет на перераспределение давления. В рассматриваемом случае возникают еще четыре пары вихревых образований, которые развиваются на удалении от обтекаемой поверхности, поэтому их влияние на перераспределение давления менее выражено. В результате взаимодействия набегающего потока с выдуваемой струей возникают скачки уплотнения перед областью 3. За отверстием выдува, вниз по потоку, образуется еще одна рециркуляционная область 4. В ней формируется зона пониженного давления, менее интенсивная, чем зона повышенного давления, но более обширная [3–5].

Сложность картины течения при выдуве газовой струи и ее зависимость от множества параметров создают проблемы для предсказания сил, действующих на поверхность ЛА. Именно этот фактор является основной причиной малого распространения газоструйных систем управления. Можно найти большое количество работ, посвященных выдуву газовых струй из поверхности тел, обтекаемых сверхзвуковым потоком. В частности, авторы работы [6] провели исследование влияния геометрии отверстия выдува на образования зон давления, используя отверстия выдува круглой, эллиптической, каплевидной и обратной каплевидной формы. Эллиптическое сечение приводило к формированию большей области повышенного давления. Оно также многократно увеличивало и зону пониженного давления. Каплевидная форма сечения отверстия выдува продемонстрировала уменьшение зоны пониженного давления. В работе [7] были рассмотрены случаи выдува струи из тел с круглым и прямоугольным поперечным сечениями. Было показано, что образующиеся зоны давления не охватывают полностью тело прямоугольного сечения, и был сделан вывод о большей эффективности струйного воздействия

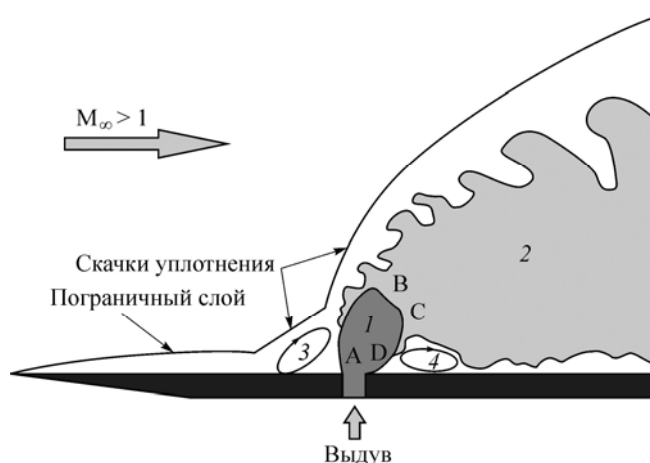


Рис. 1. Схема картины течения выдува струи с поверхности плоской пластины, обтекаемой сверхзвуковым потоком.

именно для ЛА с прямоугольным сечением. Большое количество многообразных тел (в основном конической формы) и конфигураций выдува с поверхности этих тел экспериментально исследовалось в работе [8]. В работах [9–12] также рассматривались различные случаи влияния выдува на обтекаемые сверхзвуковым потоком тела. Однако проблема предсказания аэродинамических сил и моментов, возникающих в результате действия выдуваемых струй, остается малоизученной и актуальной.

В настоящей работе с помощью численного метода было проведено исследование аэродинамических сил и моментов, возникающих при различном положении отверстия выдува газовой струи вдоль продольной оси модели осесимметричной конфигурации, обтекаемой сверхзвуковым потоком.

Условия расчетов

Исследуемая модельная конфигурация состоит из цилиндрического корпуса с отверстием для выдува газовой струи и конического головного обтекателя. Носовая часть конфигурации корпуса представляет собой конус с углом полураствора $\varphi = 24^\circ$. Удлинение конической части головного обтекателя составляло $L_{\text{нос}}/D = 1,4$, удлинение всего корпуса $L/D = 10$, диаметр модели $D = 0,05$ м.

Численные расчеты обтекания выполнялись на основе осредненных уравнений Навье–Стокса и SST $k-\omega$ модели турбулентности в пакете программ ANSYS Fluent. На внешних границах расчетной области задавались параметры невозмущенного набегающего потока, на выходной границе — условия с заданным числом Маха набегающего потока $M_\infty = 3,85$ и статическим давлением $P_{\text{ст.}\infty} = 83528$ Па, на стенках — условия 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 составляло порядка $2,5 \cdot 10^6$. Структура расчетной области и модель турбулентности были выбраны по аналогии с работой [13].

Последовательно рассматривалось пять случаев расположения точки выдува струи на различных удалениях от носика конического обтекателя до оси отверстия: $x/L = 0,15, 0,325, 0,5, 0,75, 0,988$. Диаметр отверстия выдува составлял $d_j = 0,003$ м. Истечение струи моделировалось при $M_j = 1$ с температурой торможения $T_{0j} = 1400$ К и давлением торможения $P_{0j} = 2000000$ Па.

Для валидации используемого алгоритма расчета применительно к рассматриваемому типу задач было проведено сравнение численных данных с результатами экспериментальных исследований, полученными для суммарных аэродинамических характеристик неоперенной модели с выдувом в аэродинамической трубе «Транзит-М» ИТПМ СО РАН [14]. Численные данные показали высокую степень сходимости с экспериментом.

Результаты расчетов

Как было указано ранее, выдув струи с боковой поверхности обтекаемого тела приводит к воздействию на это тело двух сил. Первой силой является воздействие реактивной тяги выдуваемой струи, второй — воздействие от перераспределения давления на обтекаемой поверхности вследствие взаимодействия набегающего потока с выдуваемой струей.

На рис. 2 показано распределение статического давления по поверхности осесимметричной модели. Видны зоны повышенного и пониженного давлений вверх и вниз по потоку от отверстия выдува соответственно, а также участок повышенного давления в области развития подковообразного вихря.

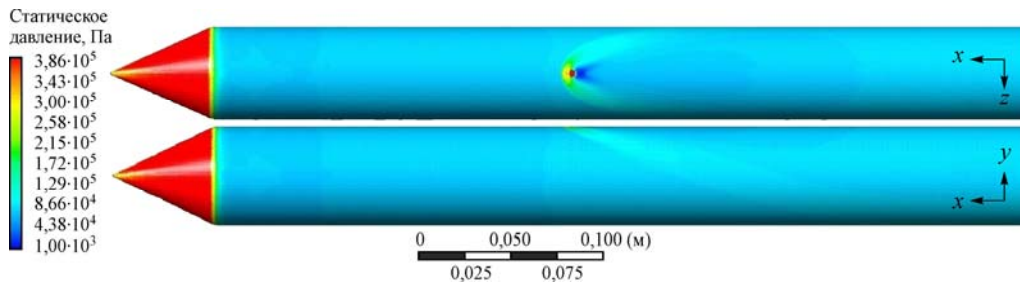


Рис. 2. Распределение статического давления по поверхности осесимметричной модели в случае выдува газовой струи на удаление от носика $x/L = 0,5$.

На рис. 3 хорошо различимы области основных вихревых структур, зоны перераспределения давления и образования продольных и почковидных вихревых пар вниз по потоку от отверстия выдува. Также можно наблюдать область распространения интенсивной части подковообразного вихря в стороны и вниз по потоку от зоны повышенного давления. Этот вихрь имеет определяющее влияние на перераспределение давления вдоль поверхности обтекаемого тела.

На рис. 4 представлены графики для случаев выдува струи из поверхности обтекаемого осесимметричного тела и из плоскости, представляющей из себя развертку цилиндрической поверхности осесимметричного тела. Линии графиков отображают изменение статического давления на поверхности обтекаемых тел в шести сечениях. При этом точка начала измерения для всех случаев лежит на одной линии с осью выдува. Измерение ведется до края пластины или до противоположной стороны цилиндра соответственно. Результаты на другой половине обеих моделей имеют симметричный вид. При сравнении распределения давления по поверхности тела цилиндрической формы и пластины, представляющей собой развертку этого цилиндрического тела, видно, что кривизна поверхности обтекаемого тела приводит к уменьшению интенсивности воздействия подковообразного вихря. В целом графики рис. 4а и 4б имеют качественное сходство, однако наблюдается разница результатов в сечении 1. Причиной этому служит

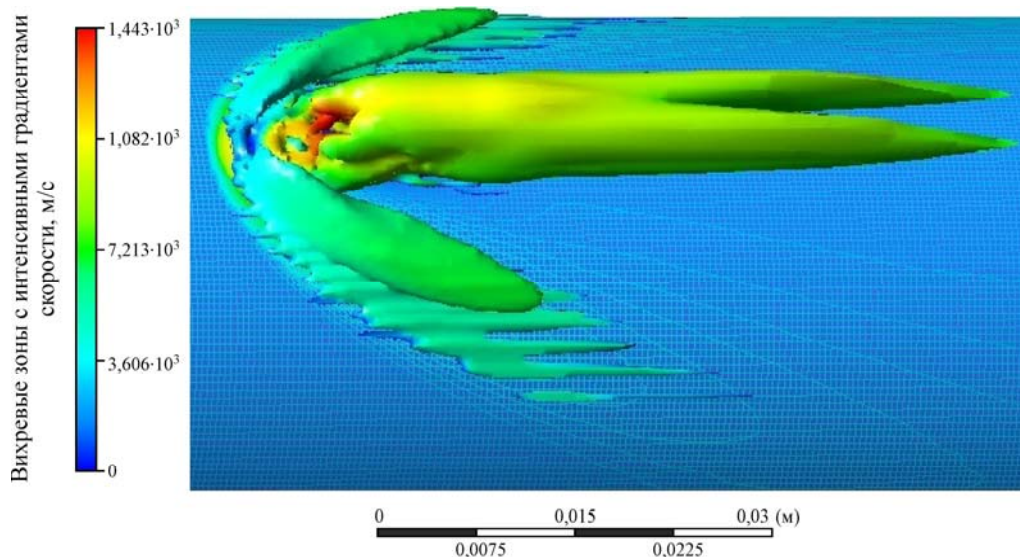


Рис. 3. Отображение области интенсивного изменения градиента скорости в вихревых образованиях.

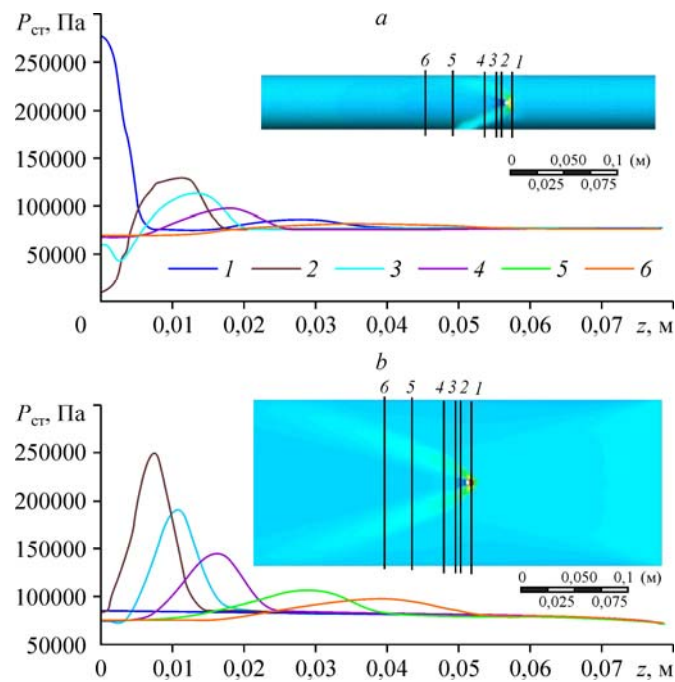


Рис. 4. Распределение статического давления в сечениях на поверхности обтекаемых осесимметричного тела (а) и плоской поверхности (б).

Расстояние сечений от оси отверстия выдува вверх по потоку — 5 мм (1) и вниз по потоку — 5 (2), 10 (3), 20 (4), 50 (5), 75 (6) мм.

увеличение площади зоны повышенного давления при выдуве поперечной струи из поверхности осесимметричного тела. Также видно, что на плоской поверхности интенсивность зоны повышенного давления выше. Зона пониженного давления, образующаяся на поверхности осесимметричного тела имеет большую площадь и интенсивность, чем аналогичная зона на плоской поверхности. Воздействие подковообразного вихря имеет меньшую интенсивность и быстрее затухает на поверхности осесимметричного тела по сравнению с плоской поверхностью. Это связано с кривизной поверхности и эффектом «обертывания» этой поверхности подковообразным вихрем.

Для сравнения нагрузок, действующих в указанных сечениях, необходимо преобразовать направление действующих сил в каждой точке поверхности плоской пластины таким образом, чтобы оно совпало с направлением действия сил на поверхности цилиндрического тела. После этого можно сравнить нагрузки, действующие в этих сечениях, для обоих случаев обтекания, что представлено на рис. 5. Как видно из графиков, эффект «обертывания», о котором говорилось выше, снижает среднее силовое воздействие на цилиндрическом теле, по сравнению с плоской пластиной. Исходя из разницы образования зон давления и их интенсивности для случаев обтекания осесимметричного тела и плоской пластины при выдуве поперечной газовой струи с поверхности этих тел, можно заключить, что при исследовании преобразования поверхностных сил вследствие взаимодействия набегающего потока со струей необходимо учитывать кривизну поверхности обтекаемого тела.

При изучении влияния изменения положения точки выдува вдоль продольной оси модели коэффициент подъемной силы нормировался на скоростной напор набегающего потока и характерную площадь, определяемую по диаметру миделевого сечения конфигурации. Сила определялась в виде интегрального распределения давления по всей поверхности модели. В целом изменение положения точки выдува вниз по потоку приводит

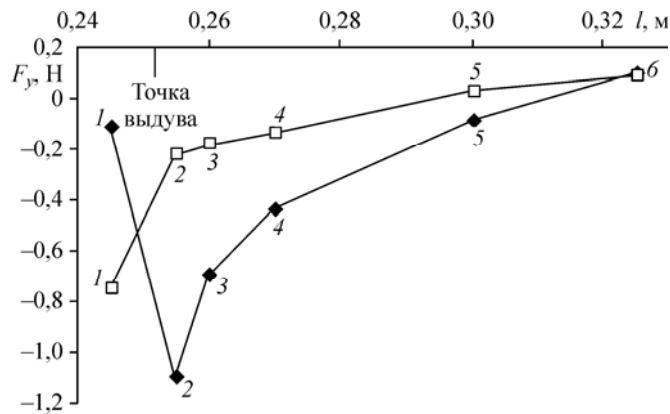


Рис. 5. Изменение сил, действующих на поверхности обтекаемых тел, в сечениях 5 (1) мм от оси отверстия выдува вверх по потоку и 5 (2), 10 (3), 20 (4), 50 (5), 75 (6) мм вниз по потоку на пластине (темные символы) и на цилиндре (светлые символы).

к уменьшению площади воздействия за отверстием выдува. Вследствие того, что за отверстием выдува вниз по потоку образуется зона пониженного давления, рассмотренные изменения положения точки выдува в этом направлении приводят к соответственному уменьшению данной зоны. Это становится видно из приведенного примера в виде графика на рис. 6, где показано распределение силы, действующей в направлении OY , вдоль продольной оси. При этом зона повышенного давления, формирующаяся вверх по потоку от отверстия выдува, не имела существенных изменений. Таким образом, указанные выше факторы приводят к преобладанию в формирующейся силе влияния зоны повышенного давления при изменении положения точки выдува вниз по потоку, что видно из графика рис. 7.

Точка выдува, находящаяся вблизи перехода конической части корпуса в цилиндрическую ($x/L = 0,15$), не соответствует общей логике зависимости образующейся силы от положения точки выдува. Такое расположение привело к увеличению интенсивности зоны повышенного давления по сравнению с точками выдува, смещенными вниз по потоку, как показано на рис. 8. Эта разница в картинах образования областей давления связана

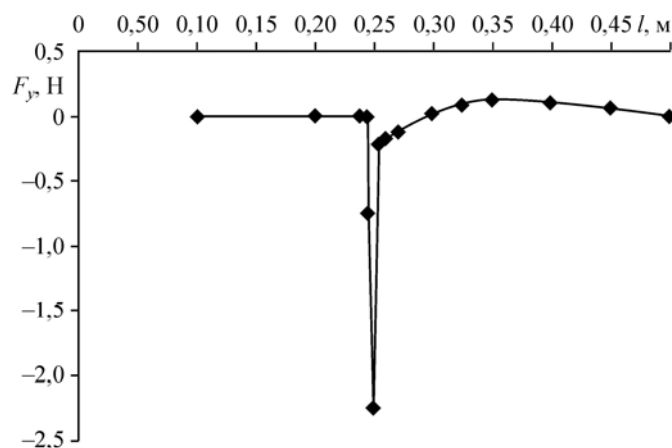


Рис. 6. Распределение силы, действующей в направлении оси OY , вдоль продольной оси для случая размещения точки выдува на расстоянии $x/L = 0,5$ от носика модели.

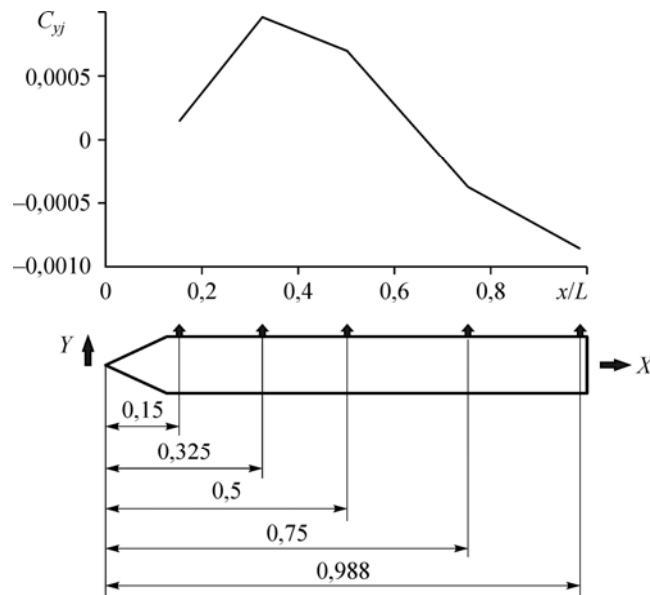


Рис. 7. Изменение составляющей коэффициента подъемной силы, возникающей вследствие перераспределения давления, от расположения отверстия выдува относительно носика конического обтекателя.

с волнами разрежения, образующимися в месте перехода с конической части обтекателя на цилиндрический корпус.

Составляющая момента от действия реактивной тяги M_{zr} при центре масс в точке $x/L = 0,5$ в случае изменения положения отверстия выдува изменяется предсказуемо и линейно. Момент M_{zj} , образующийся в результате действия аэродинамических сил, преимущественно совпадает по направлению действия с M_{zr} и усиливает его, как показано на рис. 9. Однако можно отметить, что расположение точек выдува вверх по потоку от центра масс практически не влияет на момент, образующийся в результате перераспределения давления. При изменении расположения точки выдува вниз по потоку от центра

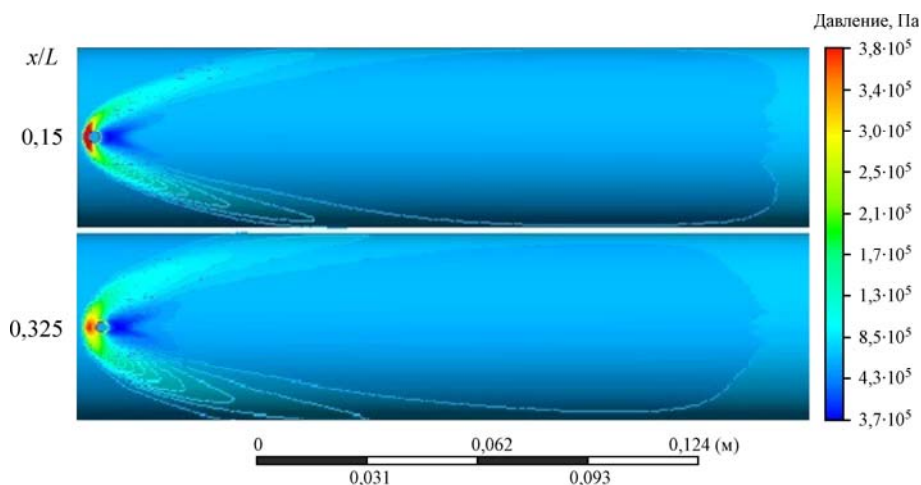


Рис. 8. Распределение давления по поверхности модели вблизи выдува при размещении отверстия на удалении от носика $x/L = 0,5$ и $0,325$.

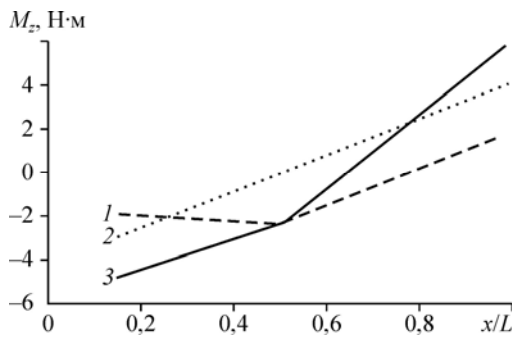


Рис. 9. Зависимость изменения момента от расположения отверстия выдува относительно носика конического обтекателя.

1 — M_{zr} , 2 — M_{zr} , 3 — M_z .

масс центр давления изменяет свое положение. Таким образом, для получения наибольшего суммарного момента эффективным является выбор крайних положений отверстия выдува.

Заключение

На основе проведенных путем численного моделирования исследований влияния взаимодействия сверхзвукового набегающего потока с выдуваемой поперечно реактивной струей на перераспределение давления по поверхности обтекаемого тела, было получено следующее.

1. При выдуве из поверхности, имеющей радиальный изгиб, площади и интенсивности образующихся вследствие взаимодействия набегающего сверхзвукового потока с выдуваемой газовой струей зон давления отличаются от таковых для случая аналогичного обтекания плоской поверхности.

2. Изменение положения точки выдува вниз по потоку влечет за собой уменьшение площади поверхности за отверстием выдува и, как следствие, уменьшение зоны пониженного давления. Это приводит к увеличению влияния зоны повышенного давления на образующуюся в результате перераспределения силу. Волны разрежения, присутствующие в месте перехода с конической части головного обтекателя в цилиндрическую часть корпуса, приводят к интенсификации зоны повышенного давления в случае расположения точки выдува в непосредственной близости от этого перехода.

3. Разность картин в перераспределении давления на поверхности обтекаемого тела при взаимодействии сверхзвукового набегающего потока с выдуваемой поперечно газовой струей, получаемых при изменении положения точки выдува, влияет на положение центра давления модели. Наибольший момент можно получить при расположении отверстия выдува в крайних точках цилиндрической части корпуса модели.

Список литературы

1. Мажуль И.И., Волков В.Ф., Звегинцев В.И., Иванов И.В. Численное моделирование влияния отклонения рулей на аэродинамику осесимметричной конфигурации большого удлинения // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23, № 1. С. 51–60.
2. Физические основы устройства и функционирования стрелково-пушечного артиллерийского и ракетного оружия. Часть II. Физические основы устройства и функционирования ракетного оружия: уч. для вузов / под ред. В.В. Ветрова, В.П. Строгалева. Тула: Изд-во ТулГУ, 2007. 784 с.
3. Сидняев Н.И. О расчете параметров плоской струи, выдуваемой из сублимирующей пластины в сносящий сверхзвуковой поток // Наука и образование: электронное научное издание. МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2011. № 11. С. 66–85.
4. Корнилов В.И. Опыт применения вдува воздуха в турбулентный пограничный слой крыла самолета за счет ресурсов внешнего напорного потока // Теплофизика и аэромеханика. 2017. Т. 24, № 2. С. 179–190.
5. Бекетаева А.О., Моисеева Е.С., Найманова А.Ж. Численное моделирование взаимодействия ударной волны с пограничным слоем в плоском сверхзвуковом потоке со вдувом струи // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23, № 2. С. 181–191.
6. Zhang J., Cui Y.D., Cai J., Dou H. Numerical investigation of lateral jets over body of revolution in supersonic crossflow // J. Propulsion and Power. 2012. Vol. 28, No. 1. P. 33–45.

7. **Chai D., Fang Y.W., Peng W.S., Yang P.F.** Numerical investigation of lateral jet interaction effects on the hypersonic quasi-waverider vehicle // *J. Aerospace Engng.* 2015. Vol. 229, No. 14. P. 2671–2680.
8. **Луценко А.Ю., Столярова Е.Г., Чернуха П.А.** Струйное управление параметрами обтекания летательных аппаратов различных назначений // *Науч. вестник МГТУ ГА.* 2015. № 212. С. 38–44.
9. **Brandeis J., Gill J.** Experimental investigation of super- and hypersonic jet interaction on missile configurations // *J. of Spacecraft and Rockets.* 1998. Vol. 35, No. 3. P. 296–302.
10. **Stahl B., Esch H., Gülhan A.** Experimental investigation of side jet interaction with a supersonic cross flow // *Aerospace Sci. and Technology.* 2008. Vol. 12, No. 4. P. 269–275.
11. **Viti V., Neel R., Schetz J.** Detailed flow physics of the supersonic jet interaction flow field // *Physics of Fluids.* 2009. P. 046101-1–046101-16.
12. **Adeli R., Seiler F.** Numerical flow visualisation of side jet/cross flow interaction // *ISFV15 — 15th Intern. Symp. on Flow Visualization, June 25–28, 2012. Minsk, Belarus.* 8 p.
13. **Gnemmi P., Adeli R., Longo J.** Computational comparisons of the interaction of a lateral jet on a supersonic generic missile // *AIAA Paper.* 2008. No. 2008–6883.
14. **Kislovskiy V.A., Zvegintsev V.I.** Redistribution of pressure along the surface of axisymmetric vehicle as a result of transverse gas jet blowing // *Proceedings of the XXV Conference on High Energy Processes in Condensed Matter 2017: AIP Conference Proceedings.* 2017. Vol. 1893. P. 030028-1–030028-5.

*Статья поступила в редакцию 11 сентября 2018 г.,
после доработки — 5 октября 2018 г.,
принята к публикации 11 октября 2018 г.*

