

Аэродинамические характеристики возвращаемого аппарата с работающей тормозной двигательной установкой при транс- и сверхзвуковом обтекании

© А.Ю. Луценко, Д.К. Назарова

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

Одним из способов торможения возвращаемого аппарата является применение тормозных двигательных установок. Независимо от конфигурации этих установок при истечении струй и взаимодействии их с набегающим потоком образуется сложная пространственная картина течения, приводящая к изменению аэродинамических характеристик аппарата, что требует дополнительного изучения. В статье представлены результаты экспериментальных и теоретических исследований обтекания модели возвращаемого аппарата с работающей тормозной двигательной установкой при транс- и сверхзвуковых скоростях набегающего потока. Выполнен газодинамический анализ конфигурации ударных волн, структуры течения, режимов истечения струй и влияния этих режимов на аэродинамические характеристики аппарата; проанализировано изменение донного давления. Также представлены результаты численного моделирования при использовании различных расчетных схем в сравнении с экспериментом, получено удовлетворительное совпадение расчетных и экспериментальных данных.

Ключевые слова: *возвращаемый аппарат, аэродинамические характеристики, транс- и сверхзвуковой поток, тормозная двигательная установка, инжекция струй, донное давление.*

Введение. Для управления возвращаемым аппаратом (ВА) в процессе его спуска возможно использование пассивного и активного торможения. Активное торможение подразумевает массо-, энергообмен, в частности выдув струй. В зависимости от конструктивных особенностей аппаратов, а также траекторий их полета, возможно применение различных способов струйного управления аэродинамическими характеристиками (АДХ). Но независимо от конфигурации тормозной двигательной установки (ТДУ) при истечении струй и взаимодействии их с набегающим потоком образуется сложная пространственная картина течения, приводящая к изменению распределения давления по поверхности ВА, а следовательно, и к изменению его АДХ. Этот эффект требует дополнительного изучения и проведения как физического, так и численного моделирования.

Разработка новых, модернизация уже имеющихся космических аппаратов или их составляющих требует большого количества исследований. Для получения полной информации о структуре течения вокруг объекта необходимо проведение дорогостоящих и высококачественных экспериментов. Использование математического моде-

лирования дает возможность сократить объем экспериментальных исследований и расширить трактовку полученных результатов. Но все же численные расчеты требуют верификации и отладки.

Таким образом, поставлена актуальная задача экспериментального и численного моделирования обтекания ВА с работающей ТДУ, анализа имеющихся экспериментальных данных по структурам течения, АДХ (в том числе донного давления).

Экспериментальные исследования. Были проведены экспериментальные исследования по изучению структур обтекания и АДХ ВА с работающей ТДУ при сверхзвуковых и трансзвуковых скоростях набегающего потока.

При обтекании аппарата сверхзвуковым потоком возможно возникновение пяти характерных структур течения, существенным образом влияющих на изменение АДХ. Каждой из этих структур соответствует определенный режим взаимодействия потоков: малоинтенсивного автономного истечения, нестационарный, режим проникновения струй, автомоделный и локального взаимодействия струй [1]. При малоинтенсивном автономном истечении (рис. 1, а) струи 3 и 6 не взаимодействуют между собой до встречи с набегающим потоком. Форма скачка уплотнения (СУ) 1 перед лобовой поверхностью тела остается неизменной, однако отход его несколько увеличивается. Лобовой экран ВА обтекается газом внешнего потока 4, проходящего через прямой СУ. Вблизи сопел инжекции образуются локальные зоны отрывного течения с повышенным давлением 7 перед струями и пониженным 5 — за ними. С увеличением интенсивности вдува происходит изменение структуры обтекания.

Нестационарный режим течения (рис. 1, б) возникает в случае, когда соседние струи находятся на достаточно большом расстоянии друг от друга, но параметры их таковы, что глубина проникновения струй примерно равна или несколько больше величины отхода головного СУ. В этом случае структура обтекания неустойчива ввиду несимметричности структур истечения каждой из струй.

С увеличением интенсивности выдува глубина проникновения струй оказывается больше величины отхода головного СУ. Струи «пробивают» головной СУ и автономно взаимодействуют с набегающим потоком, играя роль «газодинамических игл». Это так называемый режим проникновения струй (рис. 1, в). Структура обтекания аналогична случаю взаимодействия одиночной струи со сверхзвуковым внешним потоком.

С ростом интенсивности вдува струи 3 взаимодействуют между собой в центре компоновки, и наступает автомоделный режим течения (рис. 1, г) с замкнутой застойной зоной 5. Внешний поток не проникает в центральную часть обтекателя; от точки взаимодействия струй 2 к поверхности ВА направлен струйный поток 4, который по-

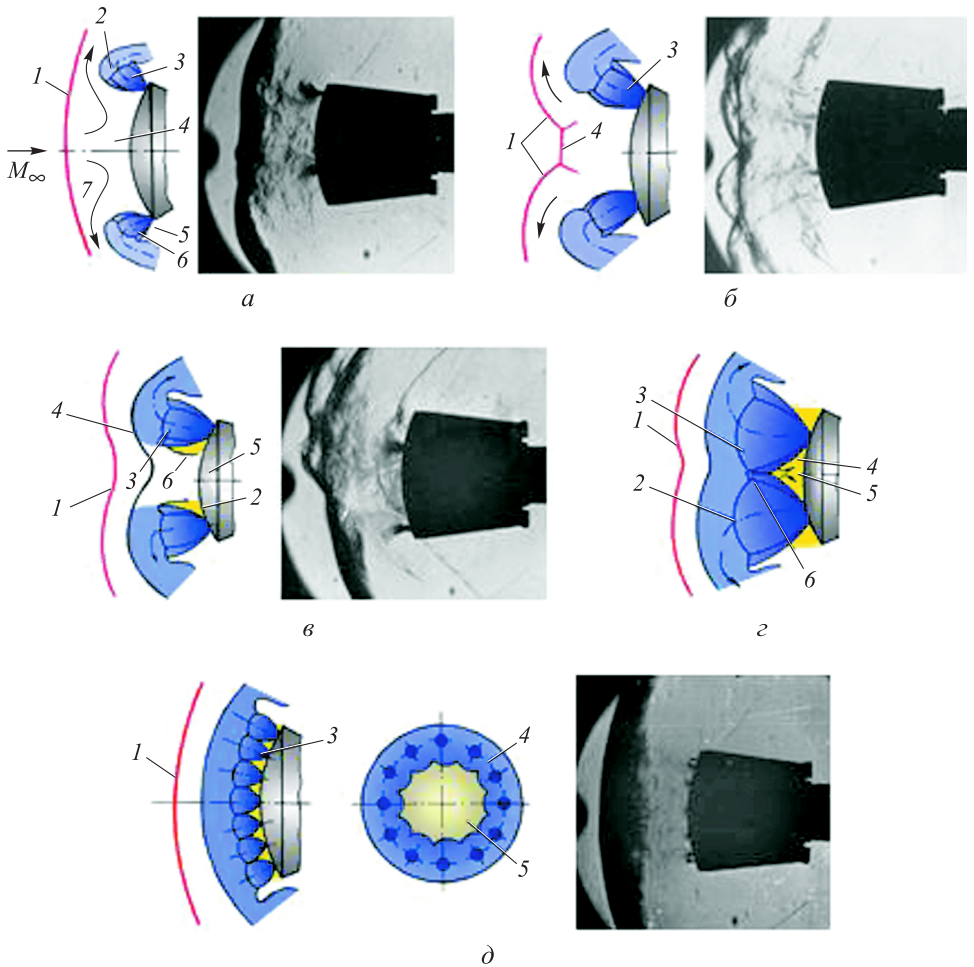


Рис. 1. Возможные структуры течения при сверхзвуковых скоростях набегающего потока

сле воздействия на поверхность лобового экрана частично эжектируется в пространство между соплами и струями. Величина давления в застойной зоне 5 определяется давлением на срезе сопла.

Режим локального взаимодействия струй (рис. 1, д) реализуется в том случае, когда сопла расположены недалеко друг от друга и уже при малых интенсивностях максимальный диаметр струи больше расстояния между соплами. Соседние струи 3 взаимодействуют между собой до встречи с набегающим потоком и образуют замкнутое газовое кольцо 4, которое отодвигает против потока головной СУ 1 и делает его форму более прямой. Однако замкнутая застойная зона в центральной части лобового экрана не образуется — эжекция газа внешнего потока осуществляется через пространство между струями вблизи выходных сечений сопел.

Эффективность применения различных способов торможения наиболее полно иллюстрируется графиками зависимостей полного коэффициента продольной силы $C_{x\Sigma} = C_x + C_p$ (где C_x — коэффициент продольной силы, учитывающий перераспределение давления по поверхности аппарата; C_p — коэффициент тяги) от C_p . Эти зависимости для сверхзвуковых скоростей приведены в [2], для трансзвуковых скоростей — в [3].

Влияние инъекции струй на изменение донного давления. Создаваемое за кормовой частью аппарата разрежение влияет на общее сопротивление тела, поэтому важной задачей является определение донного давления и анализ его изменения.

Зависимость донного давления от числа Маха при отсутствии выдува и наличии кормовой державки представлена на рис. 2. Видно, что донное давление с ростом числа Маха для сегментально-затупленных тел (кривые 1, 2) уменьшается не так сильно, как для заостренных (кривая 3). Это особенно сказывается на больших сверхзвуковых числах Маха, что связано с образованием интенсивного отошедшего скачка уплотнения перед ВА, значительными потерями полного давления и повышением энтропии за скачком.

Модель находится внутри высокоэнтропийного слоя, характеризуемого малыми скоростями у поверхности ВА. Это приводит к тому, что относительное донное давление при увеличении числа Маха уменьшается незначительно. На этом же графике приведены данные по осредненному донному давлению, полученному в результате численного расчета. Как видно, они хорошо согласуются с экспериментальными данными.

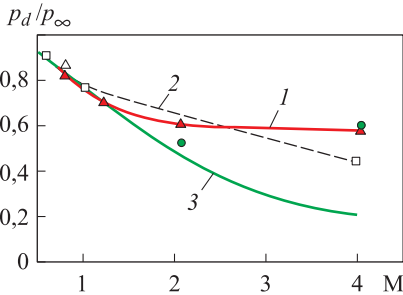


Рис. 2. Относительное донное давление за ВА без выдува:

1 — эксперимент авторов; 2 — сегментально-затупленное тело [4]; 3 — острый конус [4]; Δ — расчет по схеме HLLC; \square — расчет по схеме Русанова

Инжектируемый с лобовой поверхности газ оказывает влияние на величину донного давления, при этом степень этого влияния определяется режимом истечения струй. Характерные графики зависимости относительного донного давления от суммарного массового расхода \dot{m} инжектируемого газа для различных скоростей набегающего потока, количества и режимов истечения струй приведены на рис. 3.

Изменение донного давления при трансзвуковой скорости набегающего потока показано на рис. 3, а. При звуковой инъекции при-

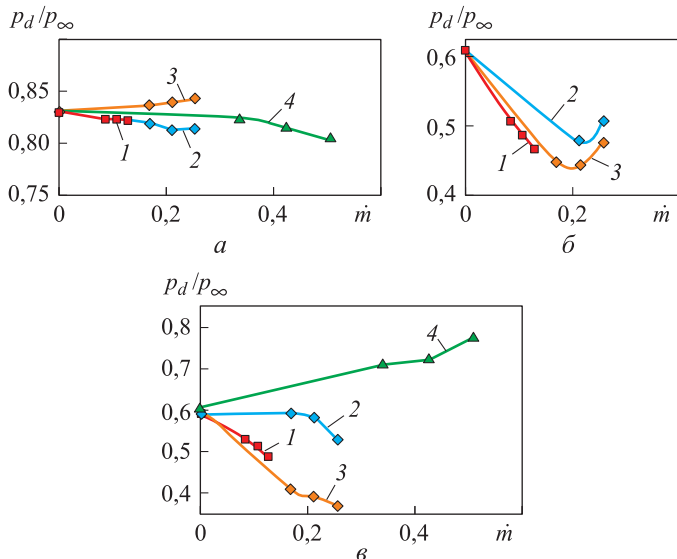


Рис. 3. Относительное донное давление за ВА при наличии инжекции струй и различных скоростях набегающего потока: *a* — $M_\infty = 0,8$; *б* — $M_\infty = 2,06$; *в* — $M_\infty = 4,04$; 1 — три сопла ($M_j = 1$); 2 — шесть сопел ($M_j = 1$); 3 — шесть сопел ($M_j = 3,4$); 4 — 12 сопел ($M_j = 1$)

соединение струй на кормовой поверхности ВА происходит вблизи точки излома образующей. Наблюдается снижение донного давления, что связано с возрастанием местной скорости у кормового среза моделей за счет смешения газа инжектируемых струй с внешним потоком (кривые 1, 2, 4). Сверхзвуковые струи глубже проникают в набегающий поток, и область возмущенного течения у поверхности тела становится больше в поперечном направлении. Это приводит к уменьшению угла разворота внешнего потока в донном следе, что, в свою очередь, увеличивает донное давление (кривая 3).

При сверхзвуковых скоростях набегающего потока (рис. 3, б, в) на режиме малоинтенсивного автономного истечения донное давление снижается за счет увеличения угла разворота внешнего потока в донной области (кривые 1–3). При выдуве большого количества струй либо их большой интенсивности и реализации режима локального взаимодействия газовое кольцо смыкается в кормовой части модели в единую газовую пленку, что меняет условия течения в донной области: она расширяется, донное давление возрастает (кривая 4).

Численное моделирование. На первом этапе численного моделирования были проведены расчет обтекания ВА без выдува струй ТДУ и сравнение полученных данных с результатами экспериментальных исследований.

В настоящее время активно применяются и быстро развиваются различные вычислительные пакеты для решения задач механики сплошной среды, основанные на реализации численных методов, од-

ним их которых является открытый пакет OpenFoam [5], который и был выбран для решения поставленной задачи. Использовались два стандартных решателя: rhoCentralFoam [6, 7] с применением численной схемы Курганова — Тадмора и dbnsTurbFoam [7] с применением схем Русанова и HLLC.

Задача носит симметричный характер, соответственно, расчетная область строится для половины модели и представляет собой параллелепипед длиной 8 характерных размеров (за характерный размер выбран диаметр миделя модели D_m), высотой и шириной 10 характерных размеров. Исследуемое тело находится на расстоянии 1,5 характерных размеров от левой границы расчетной области. Число ячеек расчетной сетки составляет около 530 000, что достаточно для оценочных расчетов и позволяет быстро получить результат.

Существуют различия при выборе граничных условий для дозвуковых и сверхзвуковых скоростей набегающего потока. При дозвуковых скоростях возмущения могут распространяться против потока, соответственно, для входа необходимо выбрать граничное условие нулевого градиента по давлению. При малых сверхзвуковых скоростях образующиеся СУ попадают на боковые грани, имеет место отражение. Для исключения этого явления на боковых гранях по давлению выбирается граничное условие под названием waveTransmissive, которое исключает явление отражения. При числе Маха набегающего потока $M_\infty > 2$ СУ не попадают на боковые грани расчетной области, и для ускорения процесса решения на эти грани и выход по давлению ставится условие нулевого градиента.

Известно, что характер обтекания сегментно-конических тел является весьма сложным, так как связан с наличием смешанных (дозвуковых и сверхзвуковых) зон течения и областей отрыва [4]. Это подтверждается результатами экспериментов и численного моделирования. Характерные структуры при трансзвуковых скоростях показаны на рис. 4 и 5.

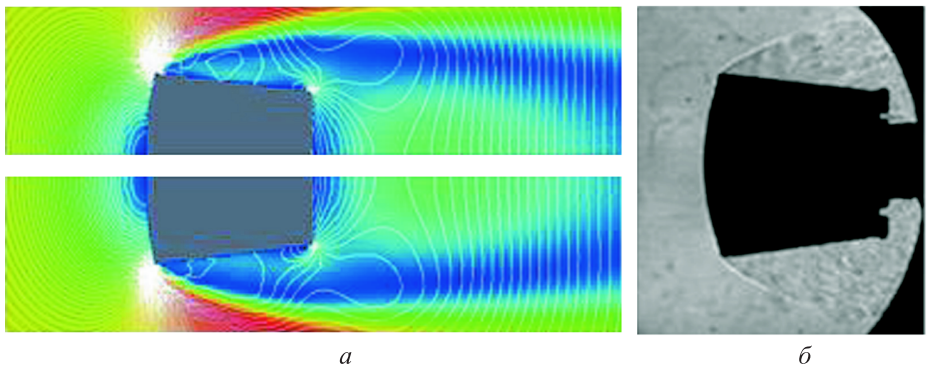


Рис. 4. Картины обтекания при $M_\infty = 0,8$:

а — результаты численного моделирования (вверху — схема Русанова, внизу — схема HLLC); *б* — тепловская фотография эксперимента

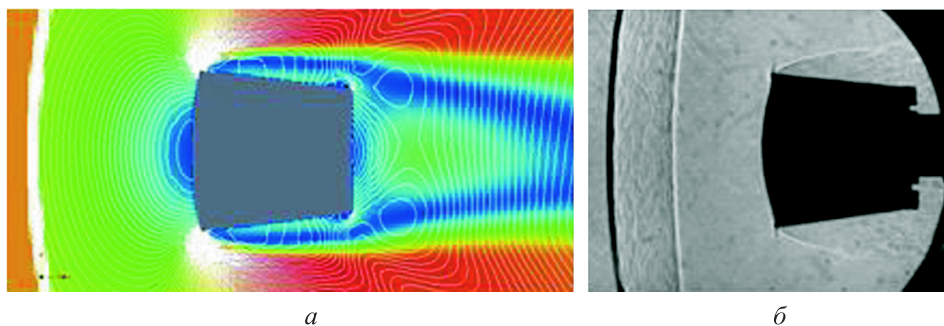


Рис. 5. Картины обтекания при $M_\infty = 1,2$:

a — результаты численного моделирования, схема HLLC; *б* — тепловская фотография эксперимента

При $M_\infty = 1,2$ перед телом образуется криволинейный отошедший СУ, величина отхода которого в центральной части составляет порядка длины тела (см. рис. 5). Наблюдается соответствие результатов математического моделирования и фотографии эксперимента.

С увеличением M_∞ величина отхода головного скачка уплотнения уменьшается, что прослеживается и по результатам математического моделирования (рис. 6 и 7).

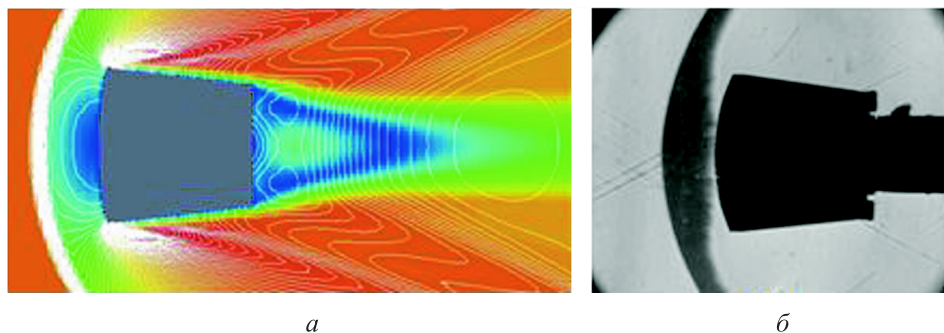


Рис. 6. Картины обтекания при $M_\infty = 2,06$:

a — результаты численного моделирования, схема Русанова; *б* — тепловская фотография эксперимента

Для числа Маха набегающего потока, равного 4,04, было проведено моделирование с использованием обоих выше названных решателей; при рассмотрении решателя dbnsTurbFoam были опробованы две схемы: Русанова и HLLC.

Как видно из рис. 7, величина отхода головного СУ для различных вариантов моделирования остается практически неизменной, расхождение экспериментальных и расчетных данных, как и для числа Маха, равного 2,06, составляет 2...3 %.

На рис. 7, *a* показаны результаты моделирования с использованием схем Русанова и HLLC в решателе dbnsTurbFoam, на рис. 7, *в* — с ис-

пользованием схемы Курганова — Тадмора в решателе rhoCentralFoam; наблюдается различие в картинах обтекания в области отрывного течения за донным срезом, на течение вблизи лобовой поверхности смена решателя не влияет.

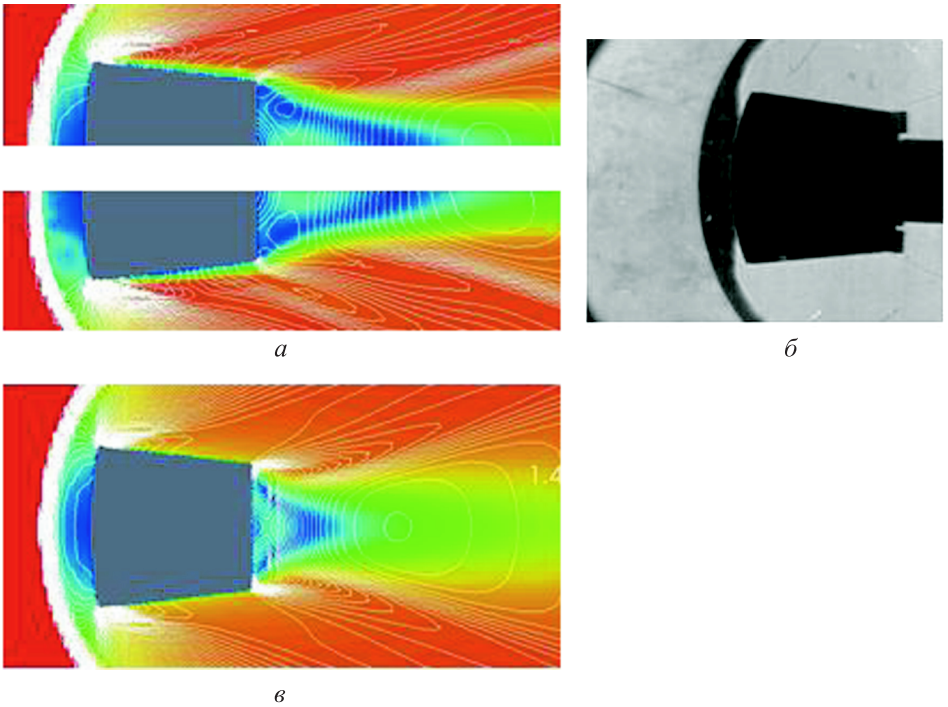


Рис. 7. Картины обтекания при $M_\infty = 4,04$:

а — результаты численного моделирования (вверху — схема Русанова, внизу — схема HLLC); *б* — тепловеская фотография эксперимента; *в* — результаты численного моделирования, схема Курганова — Тадмора

При обтекании тела под углом атаки 16° отрыв потока с наветренной стороны смещается к кормовому срезу, что хорошо видно на визуализации результатов численного моделирования (рис. 8, *а*). Скачок уплотнения искривляется. Картины обтекания, полученные при численном моделировании и эксперименте, хорошо согласуются друг с другом.

На рис. 9 представлены графики зависимостей аэродинамических коэффициентов продольной силы C_x и нормальной силы C_y от числа Маха набегающего потока. Экспериментальные данные соединены линиями, результаты численных экспериментов отмечены значками. Как видно на графиках, при сверхзвуковых скоростях набегающего потока результаты расчета практически совпадают с результатами эксперимента.

Коэффициент C_x возрастает с увеличением числа Маха, а при $M_\infty > 2$ остается практически постоянным. Зависимости $C_x(M_\infty)$ для

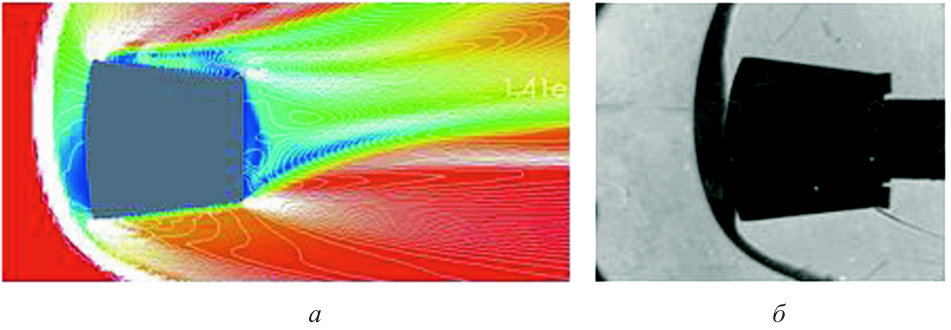


Рис. 8. Картины обтекания при $M_\infty = 4,04$ и $\alpha = 16^\circ$:

a — результаты численного моделирования, схема Русанова; *б* — тепловская фотография эксперимента

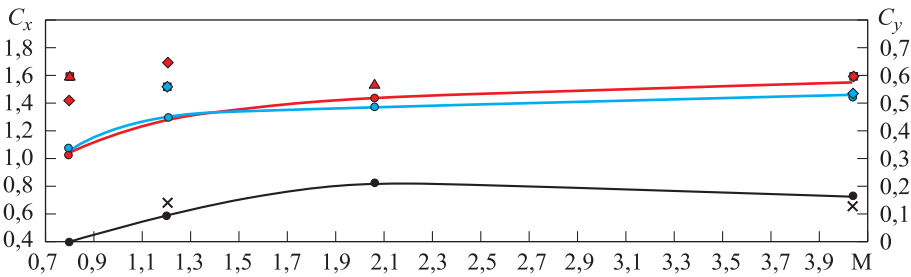


Рис. 9. Зависимости аэродинамических коэффициентов:

- — $C_x(M_\infty)$, $\alpha = 0$; ■ — $C_x(M_\infty)$, $\alpha = 0$, dbnsTurbFoam, схема HLLC; ▲ — $C_x(M_\infty)$, $\alpha = 0$, dbnsTurbFoam, схема Русанова; ◆ — $C_x(M_\infty)$, $\alpha = 0$, rhoCentralFoam; ● — $C_x(M_\infty)$, $\alpha = 16$; ◆ — $C_x(M_\infty)$, $\alpha = 16$, dbnsTurbFoam, схема HLLC; ● — $C_y(M_\infty)$, $\alpha = 16$; × — $C_y(M_\infty)$, $\alpha = 16$, dbnsTurbFoam, схема HLLC

$\alpha = 0^\circ$ и $\alpha = 16^\circ$ имеют схожий характер. Коэффициент C_y при дозвуковых и в начале диапазона трансзвуковых скоростей отрицателен, что объясняется трансформацией областей отрыва на наветренной и подветренной сторонах боковой поверхности обратного конуса [4].

Выводы. Итоги проделанной работы свидетельствуют о возможности использования выбранных решателей и схем для моделирования транс- и сверхзвукового обтекания затупленных сегментно-конических тел. Видно, что на трансзвуковых скоростях наблюдается наибольшее расхождение экспериментальных и расчетных данных, что обусловлено влиянием поддерживающих устройств в эксперименте, которое наиболее сильно проявляется при до- и трансзвуковых скоростях набегающего потока. Кроме того, при дозвуковых скоростях имеет место распространение возмущений против потока, что необходимо учитывать при задании размеров расчетной области. Следующим этапом является моделирование выдува струй ТДУ.

Результаты проведенных экспериментальных исследований показали, что при выдуве блочных струй значительного снижения аэродина-

мической составляющей лобового сопротивления ВА не происходит, как это наблюдается для одиночной струи [1]. Кроме того, наличие нескольких струй упрощает процесс управления АДХ ВА. Эффективность торможения растет с увеличением числа сопел ТДУ: при реализации режима локального взаимодействия струй образуется единое газовое кольцо, которое отодвигает головной СУ, делает его форму более прямой, что приводит к возрастанию давления в области лобового экрана, а следовательно, и к увеличению коэффициента $C_{x\Sigma}$.

Донное давление для сегментно-затупленных тел с ростом числа Маха набегающего потока уменьшается не столь явно, как для заостренных. Инжектируемые струи оказывают незначительное влияние на величину донного давления. Характер этого влияния (рост или уменьшение) зависит от режимов истечения струй и числа Маха M_∞ .

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Калугин В.Т. *Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004, 688 с.
- [2] Луценко А.Ю., Столярова Е.Г., Чернуха П.А. Струйное управление параметрами обтекания летательных аппаратов различных назначений. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2015, № 212, с. 38–43.
- [3] 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://engbul.bmstu.ru/doc/750279.html>
- [4] Петров К.П. *Аэродинамика тел простейших форм*. Москва, Факториал, 1998, 432 с.
- [5] Weller H.G., Tabor G., Jasak H., Fureby C. A tensorial approach to computational continuum mechanics using object oriented techniques. *Computers in Physics*, 1998, vol.12, no. 6. pp. 620–631.
- [6] Marcantonì L.F.G., Tamagno J.P., Elaskar S.A. High speed flow simulation using OpenFoam. *Mecánica Computacional*, 2012, vol. XXXI, pp. 2939–2959.
- [7] Shen Chun, Sun Fengxian, Xia Xinlin Analysis on capabilities of density-based solvers within OpenFOAM to distinguish aerothermal variables in diffusion boundary layer. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, no. 26(6), pp. 1370–1379.

Статья поступила в редакцию 30.05.2015

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Аэродинамические характеристики возвращаемого аппарата с работающей тормозной двигательной установкой при транс- и сверхзвуковом обтекании. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2015, № 5. URL: <http://engjournal.ru/catalog/arse/ahp/1397.html>

Луценко Александр Юрьевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 60 научных публикаций в области аэродинамики струйных и отрывных течений, проектирования органов управления полетом. e-mail: aulutsenko@mail.ru

Назарова Динара Камилевна — аспирант кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: проектирование органов управления полетом. e-mail: dknazarova@mail.ru

The aerodynamics of the reentry vehicle with a functioning retropack at transonic and supersonic flow

© A.Yu. Lutsenko, D.K. Nazarova

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

Retropack application is a way of braking of reentry vehicle. Regardless of the retropack configuration when jets interact with incoming flow, complex three dimensional pattern of the flow takes place. Pressure distribution over the vehicles surface and its aerodynamic characteristics change. So it is necessary to make more detail investigations of this moment. The experimental studies results of the flow around the reentry vehicle model with a functioning retropack at transonic and supersonic flow velocities are presented. The analysis of the physical flow patterns, streams flow regimes and their influence on the vehicles aerodynamic characteristics was carried out, the change of the base pressure was analysed. Also, the results of numerical simulation using different schemes comparing with the experimental results are introduced.

Keywords: reentry vehicle, aerodynamic characteristics, transonic and supersonic flow, retropack, jets injection, base pressure.

REFERENCES

- [1] Kalugin V.T. *Aerogazodinamika organov upravleniya poletom letatelnykh apparatov* [Aerogas dynamics of the vehicles flight control devices]. Moscow, BMSTU Publ., 2004, 688 p.
- [2] Lutsenko A.Yu., Stolyarova E.G., Chernukha P.A. *Nauchnyi vestnik MGTU KA — Scientific Herald of the Moscow State University of Civil Aviation*, 2015, no. 212, pp. 38–43.
- [3] Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K. *Inzhenernyi vestnik — Engineering Bulletin*, 2014, no. 12. Available at: <http://engbul.bmstu.ru/doc/750279.html>
- [4] Petrov K.P. *Aerodinamika tel prosteyshikh form* [Aerodynamics of bodies of the simplest forms]. Moscow, Factorial Publ., 1998, 432 p.
- [5] Weller H.G., Tabor G., Jasak H., Fureby C. A tensorial approach to computational continuum mechanics using object oriented techniques. *Computers in Physics*, 1998. vol. 12, no. 6. pp. 620–631.
- [6] Marcantoni L.F.G., Tamagno J.P., Elaskar S.A. High speed flow simulation using OpenFoam. *Mecánica Computacional*, 2012, vol. XXXI, pp. 2939–2959.
- [7] Shen Chun, Sun Fengxian, Xia Xinlin Analysis on capabilities of density-based solvers within OpenFOAM to distinguish aerothermal variables in diffusion boundary layer. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, no. 26(6), pp. 1370–1379.

Lutsenko A. Yu., Cand. Sci. (Eng.), associate professor of “Dynamics and flight control of rockets and spacecrafts” Department at Bauman Moscow State Technical University. Author of more than 60 publications in the field of aerodynamics of jet and separated flows, flight control devices designing. e-mail: aулutsenko@mail.ru

Nazarova D.K., post-graduate student of “Dynamics and flight control of rockets and spacecrafts” Department at Bauman Moscow State Technical University. Research interests: flight control devices designing. e-mail: dknazarova@mail.ru