

УДК 533.6.011

СТРУКТУРА И ПЕРЕСТРОЙКА ВИХРЕВЫХ ТЕЧЕНИЙ НА ПОДВЕТРЕННОЙ СТОРОНЕ ОСЕСИММЕТРИЧНОГО ТЕЛА ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ ПОД УГЛАМИ АТАКИ

© 2020 г. С. В. Гувернюк^{а,*}, А. Г. Кузьмин^{б,**}, М. М. Симоненко^{а,***}

^а МГУ им. М.В. Ломоносова, Научно-исследовательский институт механики, Москва, Россия

^б Санкт-Петербургский государственный университет, Санкт-Петербург, Россия

*E-mail: guv@imec.msu.ru

**E-mail: a.kuzmin@spbu.ru

***E-mail: sim1950@mail.ru

Поступила в редакцию 01.03.2020 г.

После доработки 12.03.2020 г.

Принята к публикации 12.03.2020 г.

Представлены результаты численного исследования сверхзвукового обтекания заостренного удлиненного тела под углом атаки на примере осесимметричного цилиндрического корпуса с коническим наконечником. Идентифицированы возникающие при разных углах атаки отрывные и вихревые структуры, дано объяснение эффекта аномального повышения давления на подветренной стороне.

Ключевые слова: удлиненное осесимметричное тело, сверхзвуковой поток, угол атаки, отрыв потока

DOI: 10.31857/S0568528120050084

Характерной особенностью сверхзвукового обтекания удлиненных тел под углом атаки является поперечный отрыв потока, приводящий к формированию сложной вихревой структуры с подветренной стороны тела [1, 2]. Исследования трехмерного сверхзвукового обтекания таких тел проводились в [3, 4].

В настоящей работе представлены результаты численного моделирования обтекания сверхзвуковым потоком заостренного осесимметричного цилиндрического тела под углом атаки.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ И ЧИСЛЕННАЯ МОДЕЛЬ

Рассматриваемое осесимметричное тело состоит из цилиндрического корпуса (диаметр $d = 30$ мм, длина $L = 260$ мм) с коническим наконечником с углом полураствора 20° , рис. 1а. Начало декартовой системы координат располагается на оси симметрии в плоскости излома образующей тела. Ось x направлена вдоль оси симметрии, ось y — в плоскости изменения угла атаки, ось z — перпендикулярно плоскости xOy . Набегающий сверхзвуковой поток воздуха описывается в рамках модели вязкого совершенного газа в предположении, что течение турбулентное и подчиняется уравнениям Рейнольдса (URANS), замыкаемым с помощью двухпараметрической дифференциальной модели турбулентности $k - \omega$ SST. На поверхности тела ставятся условия прилипания и адиабатичности. На внешних границах расчетной области — условие сверхзвуковой скорости течения.

Решения URANS строятся методом установления с помощью решателя пакета ANSYS-15 CFX (со вторым порядком аппроксимации на неструктурированной гибридной расчетной сетке с количеством узлов около 18 млн).

В качестве начальных условий брались параметры набегающего потока: число Маха $M_\infty = 3$, показатель адиабаты $\gamma = 1.4$, полное давление $P_0 = 4.3 \times 10^5$ Па, температура торможения $T_0 = 275$ К, единичное число Рейнольдса $Re_1 = 3.7 \cdot 10^7$ м⁻¹. Угол атаки варьировался в диапазоне $\alpha = 0 - 18^\circ$.

Кроме $k - \omega$ SST модели турбулентности рассматривалась модель Spalart-Allmaras (SA). Контрольные расчеты выполнены с помощью вихреразрешающего DES-подхода.

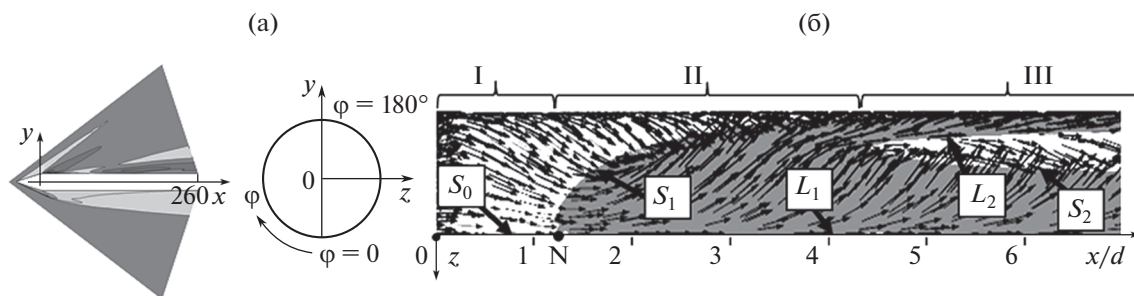


Рис. 1. Система координат (а) и схема пристеночного течения на подветренной стороне цилиндрической поверхности тела, вид сверху, $\alpha = 11.3^\circ$ (б).

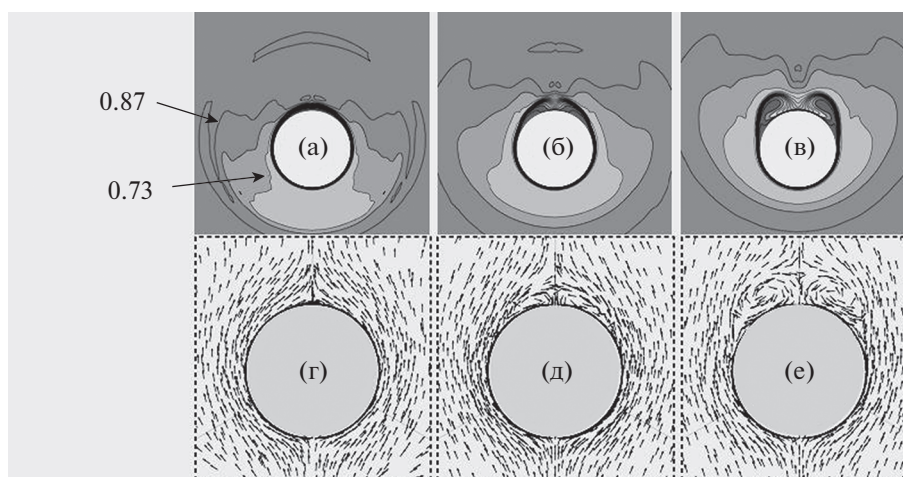


Рис. 2. Поля относительного полного давления (а, б, в) и нормализованной проекции вектора скорости (г, д, е) при $\alpha = 11.3^\circ$ в сечениях: а, г — $x/d = 1$; б, д — 3; в, е — 5.

2. РЕЗУЛЬТАТЫ ВЫЧИСЛЕНИЙ

Во всем исследованном диапазоне изменения угла атаки нестационарное решение рассматриваемой задачи сходилась к стационарному полю параметров, практически симметричному относительно плоскости xOy .

При нулевом и малых углах атаки реализуется безотрывное обтекание тела. Основные изменения в структуре течения вокруг рассматриваемого тела связаны с особенностями развития поперечного течения при увеличении угла атаки. С возрастанием угла атаки на боковой цилиндрической поверхности возникает поперечный отрыв потока, при этом обтекание конического наконечника в рассматриваемом диапазоне изменения угла атаки происходит безотрывно.

Развитие подветренного пристеночного течения в различных интервалах вдоль цилиндрической части поверхности для случая $\alpha = 11.3^\circ$ иллюстрирует рис. 1б. Вследствие симметрии течения относительно плоскости $z = 0$ на рисунке изображена половина подветренной поверхности для $z < 0$, т.е. $0 < \varphi < 180^\circ$. Стрелками на рисунке показано направление вектора скорости, светлой заливкой выделены области с положительной, а темной заливкой — с отрицательной окружной компонентой вектора скорости, линии L_i и S_i разделяют указанные области. В интервале I ($0 < x/d < 1.2$) течение безотрывное, со сходящимися на подветренной стороне линиями тока, рис. 2а, 2г. В интервале II ($1.2 < x/d < 4.2$) линии тока расходятся на подветренной стороне, на боковой поверхности тела реализуется первичный поперечный отрыв потока, инициирующий развитие глобального парного симметричного вихревого течения, рис. 2б, 2д. В интервале III ($x/d > 4.2$) наблюдается пространственное расширение глобального вихревого течения и возникновение на подветренной стороне пары вторичных отрывных структур, инициирующих локальные вихревые образования, рис. 2в, 2е. По мере увеличения координаты x между парой глобальных вихрей формируется проникающее к поверхности тела локальное сверхзвуковое течение, в котором полное давление сопоставимо по величине с полным давлением набегающего потока, прошедшего головной скачок уплотнения перед коническим наконечником.

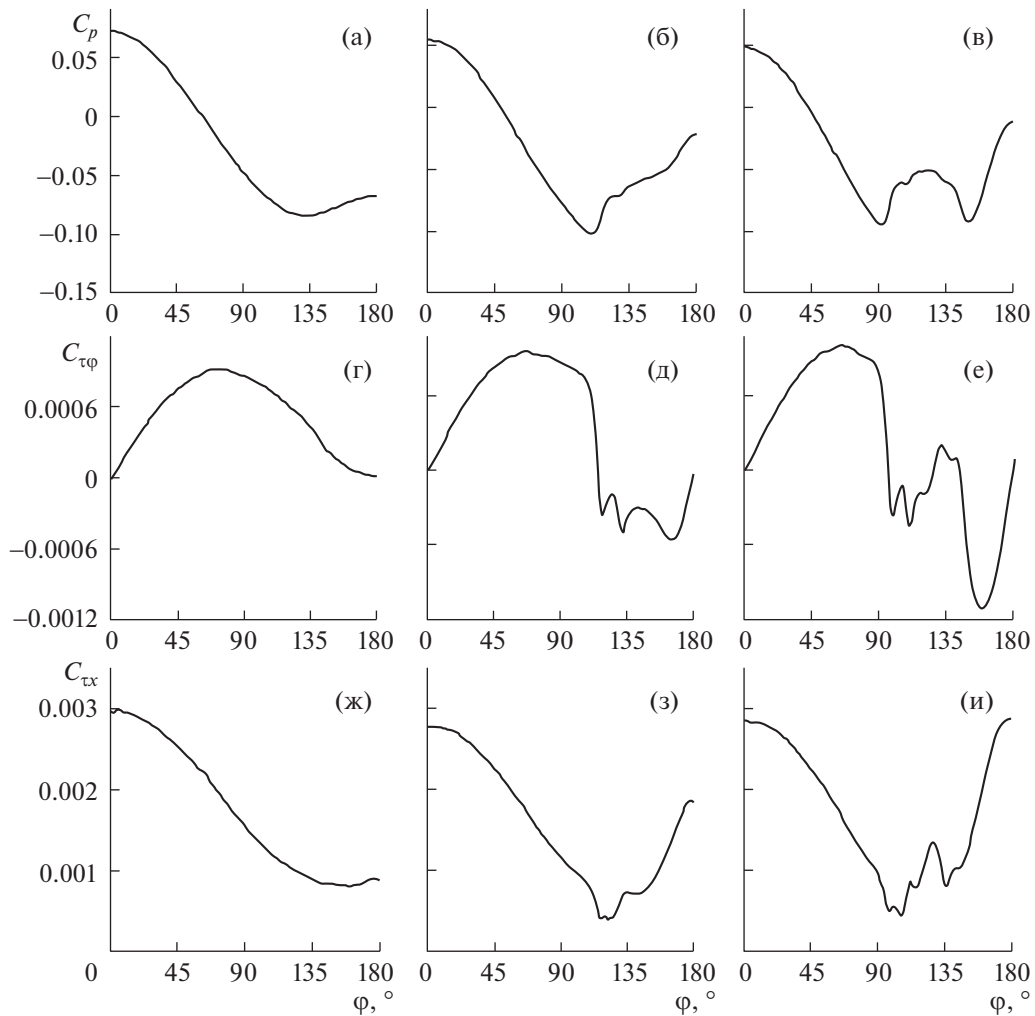


Рис. 3. C_p (а, б, в), $C_{\tau\phi}$ (г, д, е) и $C_{\tau x}$ (ж, з, и) в зависимости от ϕ при $\alpha = 11.3^\circ$ в сечениях: а, г, ж — $x/d = 1$; б, д, з — 3; в, е, и — 5.

Распределение коэффициентов давления C_p , окружной $C_{\tau\phi}$ и продольной $C_{\tau x}$ компонент напряжения поверхностного трения τ по направляющей цилиндрической поверхности в соответствующих сечениях $x/d = \text{const}$ при $0 < \phi < 180^\circ$ иллюстрируется графиками на рис. 3. Коэффициент $C_{\tau x}$ всегда положителен. На линиях L_i и S_j происходит смена знака коэффициента $C_{\tau\phi}$. В сечении $x/d = 1$ $C_{\tau\phi}$ меняет знак дважды: при $\phi = 0$ (линия растекания L_0 , наветренная сторона) и при $\phi = 180^\circ$ (линия стекания S_0 , подветренная сторона). В сечении $x/d = 3$ смена знака $C_{\tau\phi}$ происходит трижды: при $\phi = 0$ (L_0), $\phi = 115^\circ$ (S_1) и $\phi = 180^\circ$ (линия растекания L_1 , подветренная сторона). В сечении $x/d = 5$ коэффициент $C_{\tau\phi}$ пять раз меняет знак: при $\phi = 0$ (L_0), $\phi = 96^\circ$ (S_1), $\phi = 127^\circ$ (L_2), $\phi = 143^\circ$ (S_2) и $\phi = 180^\circ$ (L_1). В области расходящегося течения вниз по потоку формируется линия стекания, асимптотически приближающаяся снизу к линии S_1 . Первичный поперечный отрыв набегающего потока возникает на линии стекания на расстоянии порядка $x/d = 2$ от начала координат. Вдоль линии S_2 развивается вторичный поперечный отрыв расходящегося с подветренной стороны течения, оторвавшийся поток присоединяется к поверхности тела вдоль линии L_2 . Перед отрывами давление возрастает в направлении течения. В окрестности отрывов коэффициенты $C_{\tau x}$ и C_τ принимают минимальные значения, а в окрестности линии присоединения L_2 коэффициенты $C_{\tau\phi}$, $C_{\tau x}$ и C_p имеют локальный максимум.

Влияние угла атаки на структуру обтекания рассматриваемого тела иллюстрируют изолинии $M = 2.5$ в подветренном течении в плоскости $z = 0$ (рис. 4а, h — расстояние от поверхности тела в миллиметрах) и изоповерхности положительных и отрицательных значений коэффициента $C_{\tau\phi}$ на подветренной поверхности тела (рис. 4б). Первичный поперечный отрыв возникает на всех рассмотренных углах атаки $\alpha \geq 5^\circ$. Вторичный отрыв наблюдается при $\alpha \geq 8^\circ$. С увеличением угла

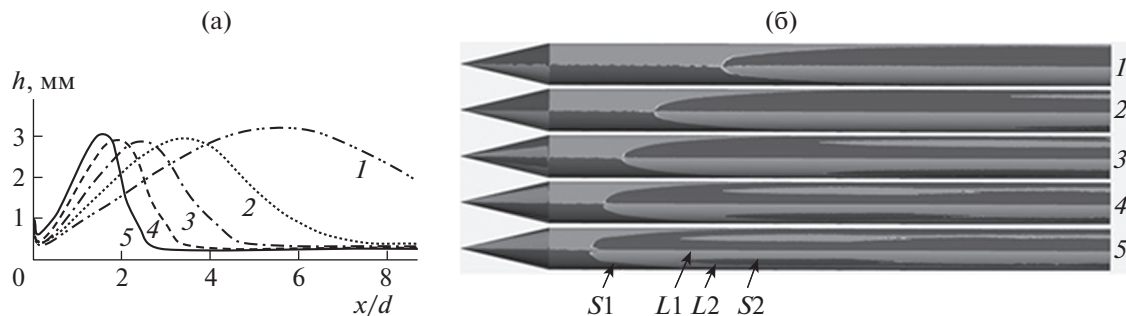


Рис. 4. Изолинии $M = 2.5$ в плоскости $z = 0$ (а) и области положительных и отрицательных значений коэффициента C_{tf} (серый и темный тона соответственно) на подветренной поверхности тела, вид сверху (б): 1 – $\alpha = 5^\circ$; 2 – 8° ; 3 – 11.3° ; 4 – 15° ; 5 – 18° .

атаки интенсифицируется вихревое течение на подветренной стороне, вызывающее отток газа от плоскости симметрии и уменьшение толщины пограничного слоя. При этом внешний сверхзвуковой поток приближается к обтекаемой поверхности на подветренной стороне, отрывные структуры смещаются вверх по потоку. Область пристеночного сверхзвукового течения с повышенным полным давлением на подветренной стороне также смещается вверх по потоку при увеличении угла атаки. По мере увеличения x эжектирующее действие вихревого течения уменьшается, что приводит к вырождению вторичного отрыва. Пристеночное сверхзвуковое течение на подветренной стороне может вызывать аномальное повышение местного давления на выступающих препятствиях и, возможно, повышение температуры и теплового потока.

Аналогичные эффекты аномального повышения давления в подветренном течении ранее наблюдались в экспериментальных и численных [5] исследованиях задачи о сверхзвуковом обтекании цилиндрических тел с кольцевой ступенькой.

При использовании вихреразрешающего DES-подхода не было выявлено существенных отличий от результатов настоящих вычислений с применением модели турбулентности SST, в то время как использование SA-модели приводит заметным отклонениям в пристеночной области течения, в частности, у поверхности конического наконечника.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

При сверхзвуковом обтекании удлиненного цилиндроконического тела под углом атаки на подветренной цилиндрической поверхности тела возникают отрывные структуры, включающие первичный поперечный отрыв набегающего потока и вторичный отрыв расходящегося от плоскости симметрии течения. При этом вдоль подветренной поверхности происходит уменьшение толщины пограничного слоя и формируется локальное высоконапорное сверхзвуковое течение, которое может вызывать аномальное повышение местного давления на выступающих препятствиях и, возможно, повышение температуры и теплового потока.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ, проект 19-01-00242, расчеты проведены с использованием ресурсов Вычислительного центра СПбГУ (<http://cc.spbu.ru>).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Петров К.П. Аэродинамика тел простейших форм. М.: Факториал, 1998. 432 с.
2. Tactical Missile Aerodynamics. Progress in Aeronautics and Astronautics. V. 104. Ed. by M.J. Hemsch and J.N. Nielsen. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, New York. 1986. 858 p. (Аэродинамика ракет: в 2-х кн. Пер. с англ. / Под ред. М. Хемша, Дж. Нилсена. М.: Мир, 1989. Кн. 1, 426 с., Кн. 2, 512 с.)
3. Park M.-Y., Kim W.-S., Kim S., Park S. H., Lee J.-W. Asymmetric Vortices around a Body in a High angle of attack Supersonic Flow // J. Korean Physical Society. 2009. V. 55. № 5. P. 2159–2165. <https://doi.org/10.3938/jkps.55.2159>
4. Tuling S., Dalab L., Toomer C. Some compressibility effects on the lee side flow structures of cruciform wing-body configurations with very low aspect ratio wings // Aerospace Science and Technology. 2013. № 29. P. 373–385. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2013.04.008>
5. Simonenko M.M., Zubkov A.F., Kuzmin A.G. On the supersonic three-dimensional flow over an axisymmetric body with a forward-facing annular step // AIP Conf. Proc. 2018. V. 1959, ArticleID 050031. <https://doi.org/10.1063/1.5034659>