

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ТЕЛ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ГАЗА *

Представлен анализ экспериментальных и расчетных аэродинамических характеристик гладких круговых цилиндров с плоскими торцами с удлинением от 0,6 до 12,0. Исследования выполнены при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 4$ в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \div 90^\circ$. Показано влияние удлинения цилиндра и угла атаки на коэффициенты аэродинамических сил в поточной и связанной с моделью системах координат. Обнаружен ряд характерных особенностей в поведении коэффициента лобового сопротивления, которые позволили представить полученные данные в виде единой обобщающей зависимости. В рамках уравнений Навье – Стокса выполнен расчет некоторых параметров течения в окрестности цилиндра, результаты которого сравниваются с данными визуализации обтекания.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, цилиндр, удлинение, сверхзвуковой поток, эксперимент, обобщение, расчет.

Введение

На современных космических летательных аппаратах нередко используются капсулы специального назначения с радионуклидным или реакторным источником на борту [1]. В случае возникновения аварийной ситуации капсула должна автономно возвратиться на Землю по баллистической траектории. В процессе спуска в плотных слоях атмосферы внутреннее устройство капсулы не должно подвергаться разрушающим воздействиям со стороны внешних тепловых потоков и аэродинамических сил. Эта проблема решается путем применения в капсуле жаростойких и теплозащитных материалов, а также за счет рационального выбора баллистического параметра, который зависит от веса капсулы, ее внешней формы и площади миделевого сечения. В подобной ситуации возможна также преднамеренная ориентация капсулы под оптимальным для данного удлинения углом ата-

ки, что достигается путем соответствующей центровки капсулы или с помощью специальных стабилизирующих устройств.

В силу ряда специфических особенностей и требований к конструкции, капсула должна иметь по возможности простую геометрическую форму и, как правило, относительно небольшое удлинение. В этой связи особый интерес представляет конфигурация в виде прямого кругового цилиндра с плоскими торцами. Капсула цилиндрической формы технологична, выгодна в конструктивном, компоновочном и прочностном отношениях. Однако для проведения весовой оптимизации и выбора наиболее выгодного баллистического параметра необходимо знать влияние угла атаки и удлинения на аэродинамические характеристики капсулы и, прежде всего, на коэффициент лобового сопротивления.

Выполненные в работе исследования частично посвящены решению этой задачи и отличаются от других известных в этой

* Авторы выражают искреннюю признательность И. Н. Кавуну за помощь в проведении расчетов.

области исследований более подробным рассмотрением характеристик цилиндрических тел с плоскими торцами и их обобщением в широком диапазоне удлинений и максимальном спектре возможных углов атаки.

Анализ полученных результатов выполнен на основе ранее проведенных в ИТПМ СО РАН экспериментов, результаты которых формально представлены в виде Атласа аэродинамических характеристик моделей спускаемых аппаратов [2].

Условия и методика экспериментов

Указанные выше эксперименты проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-313 ИТПМ СО РАН [3], которая является установкой периодического действия газгольдерного типа с выхлопом в атмосферу. Рабочая часть квадратного сечения с размерами $0,6 \times 0,6 \text{ м}^2$ длиной 2 м установлена в камере давления, в которой размещены четырехкомпонентные аэродинамические весы механического типа с многодиапазонными весовыми измерительными элементами рейтерного типа. Рабочий диапазон чисел Маха от $M_\infty = 1,75$ – $7,0$ с шагом $0,25$ до $M_\infty = 4$ и далее с шагом 1.

Эксперименты проводились при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 4$ и единичном числе Рейнольдса $Re_1 = 50 \times 10^6 \pm \pm 1,5 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$ в диапазоне углов атаки $\alpha = 0$ – 90° . В качестве объектов исследований использовались модели прямого кругового цилиндра диаметром $D = 80 \text{ мм}$, изготовленные из сплава Д16Т. Крепление модели на хвостовой державке осуществлялось с помощью специального посадочного гнезда, ось которого в плоскости угла атаки образует с продольной осью цилиндра варьируемый угол заклинения α_3 . Использование этого метода, который известен как метод последовательных заклинений, вызвано необходимостью охвата всего исследуемого диапазона углов атаки, поскольку угол поворота державки ограничен возможностями α -механизма весов. По этой причине для изучения аэродинамических характеристик цилиндра того или иного удлинения всякий раз использовались несколько одинаковых моделей, отличающихся между собой величиной угла α_3 . Шаг изменения угла атаки α в процессе испытаний в основном составлял 5° .

Причем максимальный угол α , как правило, не превышал 90° . Наличие симметрии модели позволяет распространить результаты экспериментов на углы $\alpha > 90^\circ$ и тем самым получить круговые аэродинамические характеристики цилиндрических тел.

При вычислении аэродинамических коэффициентов C_x и C_y аэродинамические силы X и Y (лобовое сопротивление и подъемная сила) относились к величине $q_\infty \cdot \pi D^2/4$, где q_∞ – скоростной напор набегающего потока. Угол атаки, при котором продольная ось модели совпадает с вектором скорости набегающего потока, принят в качестве нулевого ($\alpha = 0$).

Статистическая обработка 7-кратных измерений одной из моделей показала, что толерантные пределы, представляющие собой интервал, в котором с вероятностью $P = 0,95$ находятся 95 % результатов выборки, составляют $\Delta C_x = \pm 0,015$; $\Delta C_y = \pm 0,015$.

Визуализация картины течения в окрестности плоского торца цилиндра осуществлялась с помощью теневого прибора Теплера ИАБ-451.

Результаты исследований

На рис. 1 приведены зависимости коэффициента лобового сопротивления $C_x = f(\alpha)$ цилиндрических тел варьируемого удлинения $\lambda = 0,6; 1,0; 1,3; 1,5; 2,0; 3,0; 4,4; 8,0; 12,0$ в диапазоне углов атаки $\alpha = 0$ – 90° . Обращает на себя внимание тот факт, что при $\alpha = 0$ коэффициент лобового сопротивления не зависит от удлинения цилиндра. Ясно, что в этом случае составляющая поверхностного трения чрезвычайно мала в общем балансе сопротивления таких тел, поэтому величина C_x практически полностью определяется долей волнового сопротивления, вызванного интенсивной ударной волной перед торцом цилиндра. Напротив, при поперечном обтекании ($\alpha = 90^\circ$) влияние удлинения на C_x , как и следовало ожидать, достигает максимального значения. Об этом также свидетельствует рис. 2, на котором показаны зависимости $C_x = f(\lambda)$ цилиндрической модели в диапазоне удлинений от 0,6 до 12,0 и выборочных значениях угла атаки $\alpha = 0, 10, 20, 30, 40, 50, 60, 70, 80$ и 90° . Из него, в частности, следует, что при обтекании цилиндра удлинением $\lambda \approx 1,1$ влияние угла атаки на коэффициент лобового сопро-

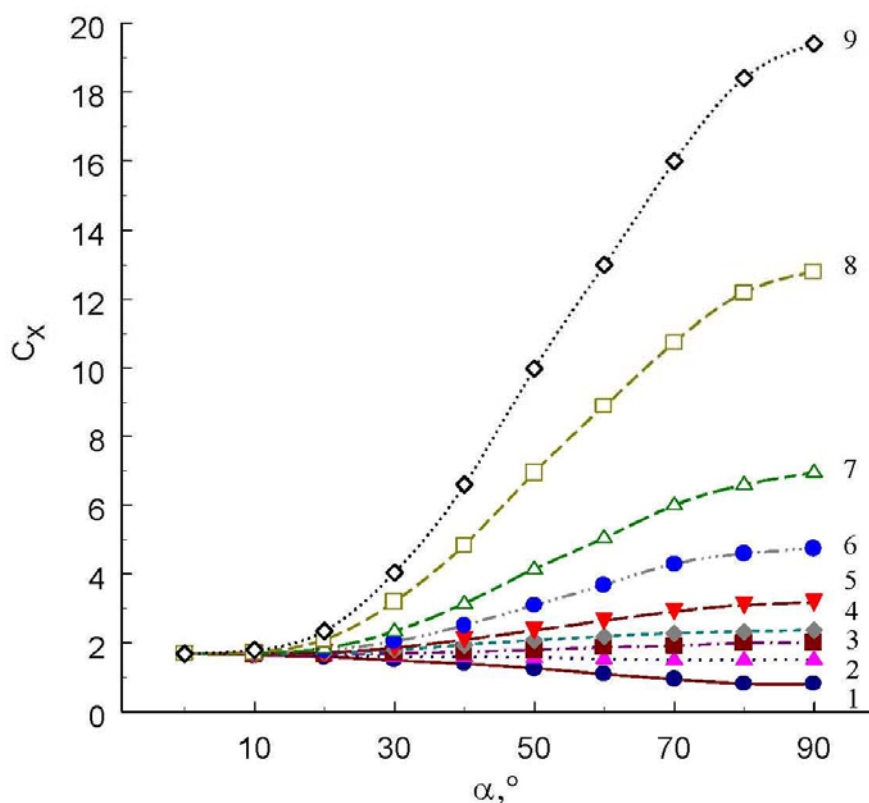


Рис. 1. Зависимости коэффициента лобового сопротивления $C_x=f(\alpha)$ цилиндрических тел различного удлинения в диапазоне углов атаки $\alpha = 0\div 90^\circ$. Значения λ : 0,6 (1); 1,0 (2); 1,3 (3); 1,5 (4); 2,0 (5); 3,0 (6); 4,4 (7); 8,0 (8); 12,0 (9)

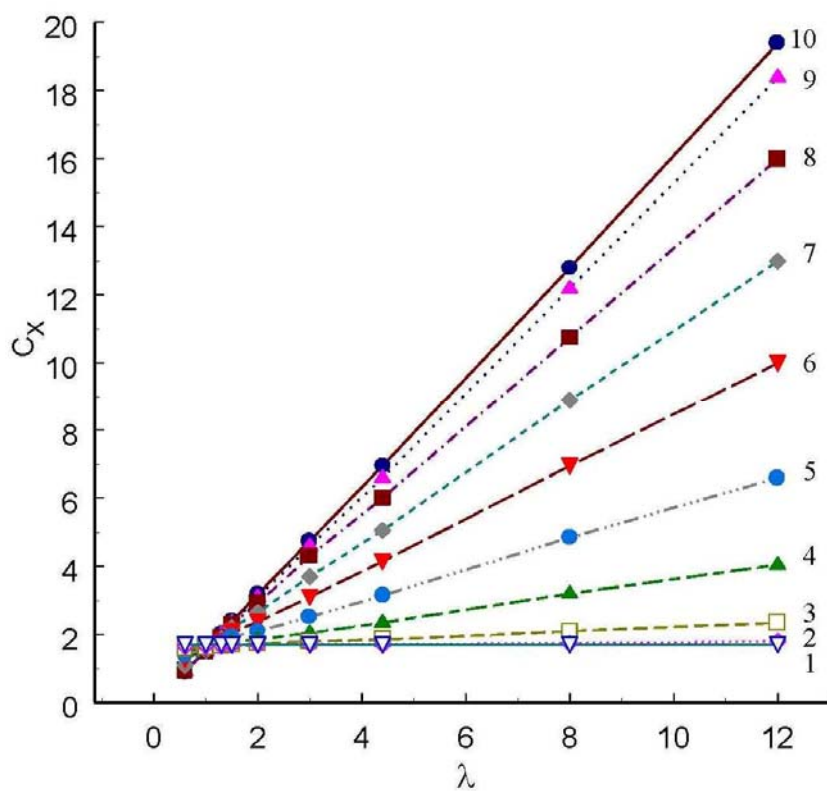


Рис. 2. Зависимости коэффициента лобового сопротивления $C_x=f(\lambda)$ цилиндрических тел различного удлинения при выборочном значении угла атаки α . Значения α : 0 (1); 10° (2); 20° (3); 30° (4); 40° (5); 50° (6); 60° (7); 70° (8); 80° (9); 90° (10)

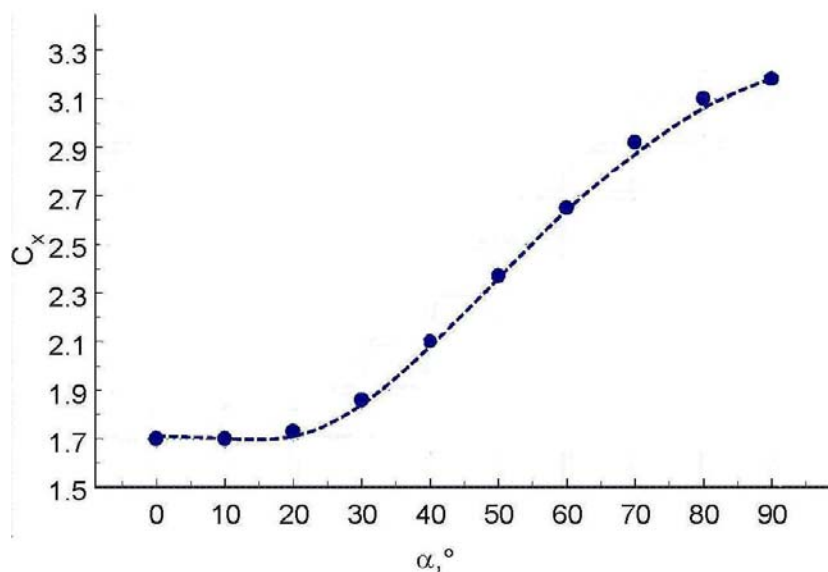


Рис. 3. Сравнение экспериментальных (кружки) значений $C_x=f(\alpha)$ и полученных с использованием обобщающей зависимости (1) (штриховая линия) для $\lambda = 2,0$

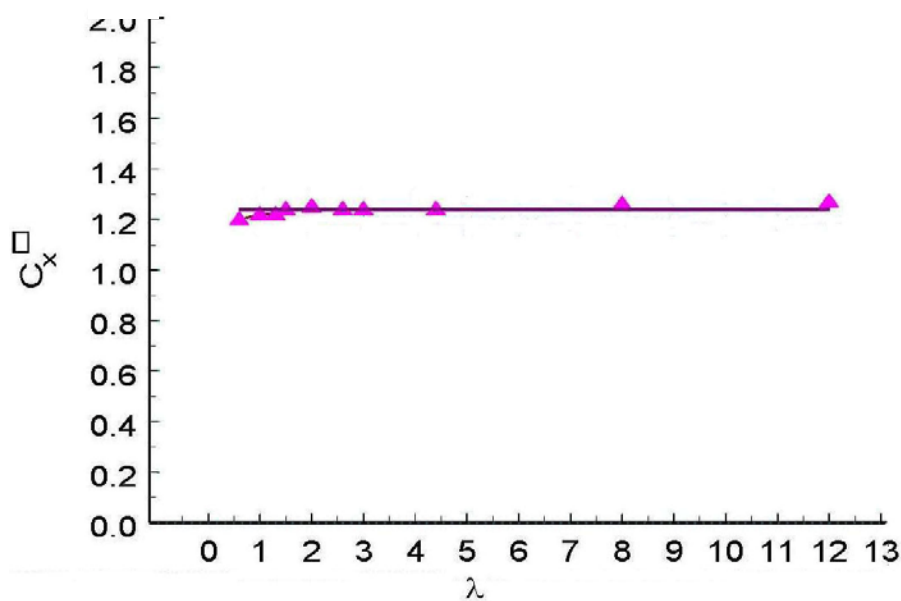


Рис. 4. Зависимость коэффициента лобового сопротивления цилиндра C_x^{\square} от λ при $\alpha = 90^\circ$

тивления практически отсутствует. Таким образом, если для цилиндров с $\lambda > 1,1$ характерен рост C_x при увеличении угла атаки, то для цилиндров с $\lambda < 1,1$ – его уменьшение.

Обращает также на себя внимание ряд характерных особенностей в поведении коэффициента лобового сопротивления цилиндра в зависимости от удлинения при изменении угла атаки модели. Нетрудно, в частности, заметить (см. рис. 2), что изменение $C_x = f(\lambda)$ цилиндрической модели в диа-

пазоне удлинений от 0,6 до 12,0 для углов атаки α от 0 до 90° носит характер, близкий к линейному. При этом темп роста величины C_x при возрастании λ прямо пропорционален величине угла атаки.

Эти, а также некоторые другие особенности обтекания, позволяют представить все экспериментальные данные в виде несложной обобщающей зависимости:

$$C_x = 1,685 \{1 + (\lambda - 1,1)[(\alpha/90^\circ)^{1,5} - (\sin 4\alpha)/10,6]\}, \quad (1)$$

которая удобна с точки зрения практического использования, поскольку дает возможность просто определить коэффициент лобового сопротивления цилиндрического тела, зная его удлинение и угол атаки. При этом максимальное отклонение экспериментальных значений C_x от указанной обобщающей зависимости не превышает $\pm 4\%$. В качестве примера на рис. 3 для случая обтекания цилиндра $\lambda = 2,0$ представлены результаты сравнения экспериментальных (кружки) и расчетных (штриховая линия) данных, полученных с использованием зависимости (1).

Следует также отметить важную закономерность в поведении коэффициента аэродинамического сопротивления цилиндра в зависимости от λ при $\alpha = 90^\circ$. С этой целью на рис. 4 представлены результаты измерения C_x в широком диапазоне удлинений модели: $\lambda = 0,6; 1,0; 1,3; 1,5; 2,0; 2,6; 3,0; 4,4; 8,0; 12,0$. Оказалось, что если обезразмерить силу лобового сопротивления на скоростной напор и площадь продольного сечения цилиндра $DL = D^2\lambda$, то коэффициент сопротивления C_x^\square с погрешностью, не превышаю-

щей $\pm 3\%$, принимает постоянное значение, равное 1,24. Все это дает основание полагать, что сопротивление формы вносит пропорциональный длине модели вклад в общий баланс аэродинамического сопротивления, а роль торцов цилиндра одинакова для всех исследованных удлинений. Некоторое отклонение C_x^\square от постоянного значения 1,24 при малых значениях λ , возможно, связано с возникающей в этих случаях интерференцией, обусловленной обтеканием близко расположенных друг к другу торцов модели.

На рис. 5 приведены зависимости коэффициента подъемной силы $C_y = f(\alpha)$ цилиндрической модели с удлинениями $\lambda = 0,6; 1,0; 1,3; 1,5; 2,0; 3,0; 4,4; 8,0; 12,0$ в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \div 90^\circ$. Знакопеременный по α характер этих зависимостей обусловлен следующей причиной. Ясно, что при обтекании цилиндров относительно малого удлинения, основной вклад в создание подъемной силы при $\alpha \leq 35^\circ$ вносит передний торец, поэтому C_y отрицателен. По мере увеличения λ все более существенную роль начинает играть боковая поверхность ци-

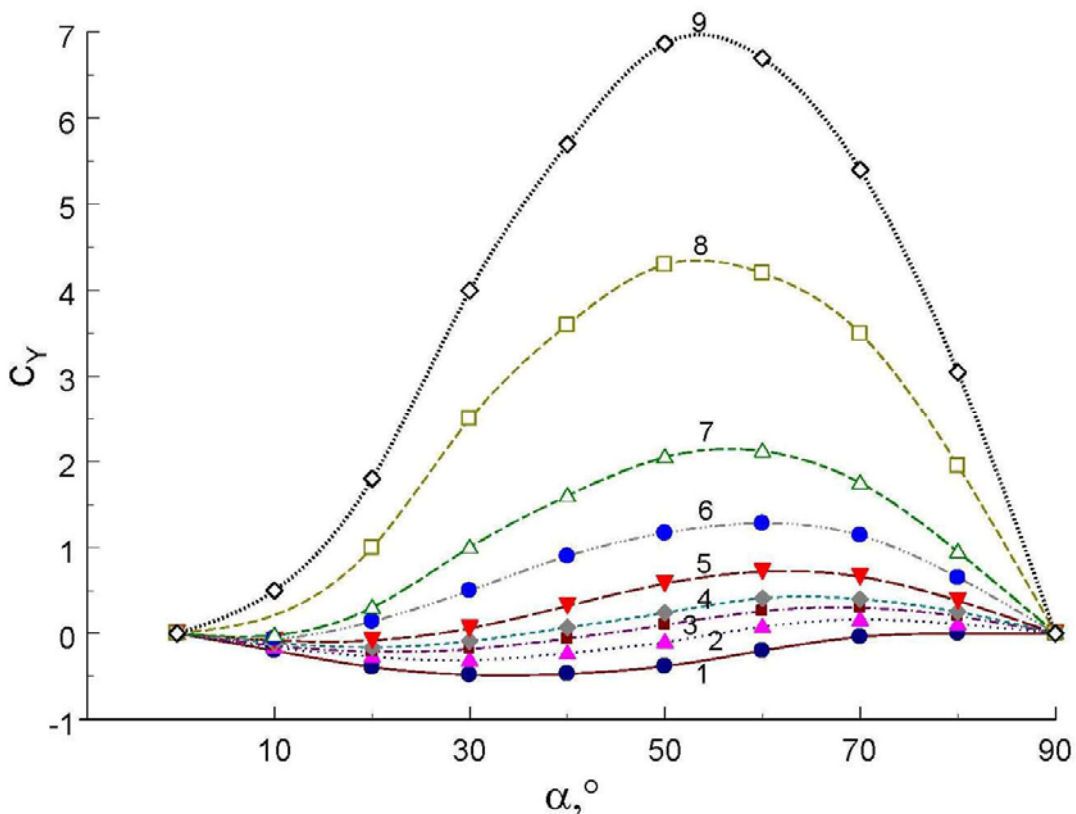


Рис. 5. Зависимости коэффициента подъемной силы $C_y = f(\alpha)$ цилиндрических тел различного удлинения в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \div 90^\circ$. Значения λ : 0,6 (1); 1,0 (2); 1,3 (3); 1,5 (4); 2,0 (5); 3,0 (6); 4,4 (7); 8,0 (8); 12,0 (9)

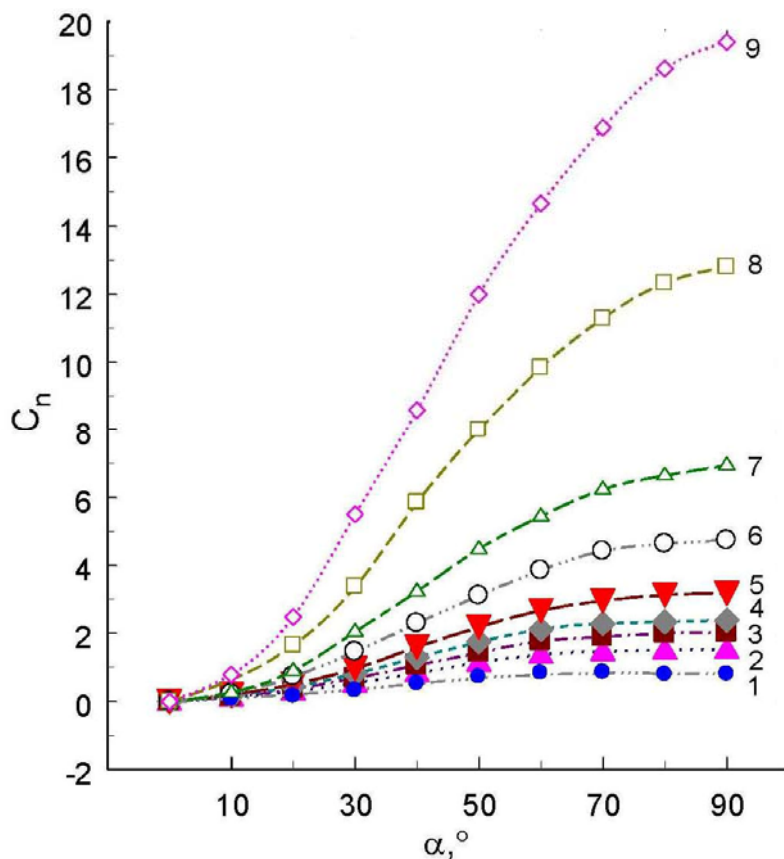


Рис. 6. Зависимости коэффициента нормальной силы $C_n=f(\alpha)$ цилиндрических тел различного удлинения в диапазоне углов атаки $\alpha = 0\div 90^\circ$. Значения λ : 0,6 (1); 1,0 (2); 1,3 (3); 1,5 (4); 2,0 (5); 3,0 (6); 4,4 (7); 8,0 (8); 12,0 (9)

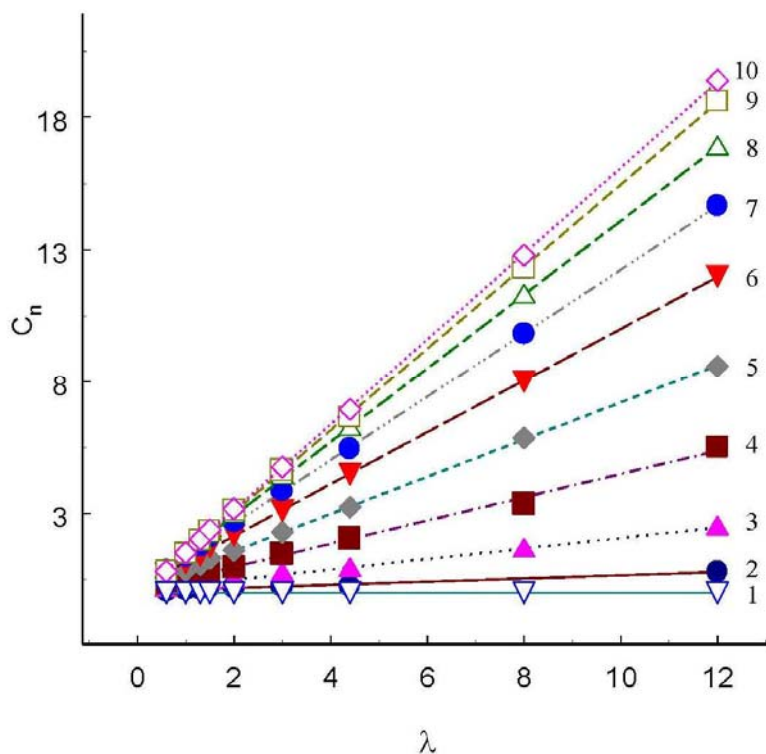


Рис. 7. Зависимости коэффициента нормальной силы $C_n=f(\lambda)$ от удлинения цилиндра в диапазоне углов атаки $\alpha = 0\div 90^\circ$. Значения α : 0 (1); 10° (2); 20° (3); 30° (4); 40° (5); 50° (6); 60° (7); 70° (8); 80° (9); 90° (10)

линдра, вклад которой – противоположного знака. Поэтому C_y постепенно меняет знак на противоположный.

Кроме коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы в поточной системе координат, определялись также коэффициенты аэродинамических сил (тангенциальной T и нормальной N составляющих) цилиндрического тела в связанной с моделью системе координат. На рис. 6 и 7 представлены соответственно зависимости коэффициента нормальной силы C_n от α (для $\lambda = 0,6 \div 12,0$) и от λ (для $\alpha = 0 \div 90^\circ$). Вполне понятно, что при $\alpha = 0$ $C_n = 0$, как это и должно быть, и не зависит от удлинения модели (см. рис. 6). Напротив, при $\alpha = 90^\circ$ C_n тождественно равен C_x (сравните рис. 6 и 1) и существенно зависит от удлинения модели. При этом представляется важным отметить, что изменение коэффициента нормальной силы $C_n = f(\lambda)$ в диапазоне α от 0 до 90° имеет характер, близкий к линейному (см. рис. 7), что согласуется с ударной теорией Ньютона.

Хорошо известно, что коэффициент тангенциальной силы сопротивления C_t не должен зависеть от удлинения цилиндра. Судя по результатам, представленным на рис. 8, данный факт находит свое подтверждение. (Здесь для каждого из углов атаки ($\alpha = 0, 10, 20, 30, 40, 50, 60, 70, 80$ и 90°) разными значками представлены экспериментальные данные при $\lambda = 0,6; 1,0; 1,3; 1,5; 2,0; 3,0; 4,4;$

8,0; 12,0.) Видно, что в пределах разброса экспериментальных значений C_t , составляющего $\pm 3,5\%$, в отмеченном диапазоне удлинений цилиндра действительно наблюдается единая зависимость $C_t = f(\alpha)$. При этом представленные экспериментальные результаты можно с удовлетворительной для практики точностью обобщить в виде простой зависимости (штриховая линия), которая является функцией лишь угла атаки модели

$$C_t = 1,685[(\cos\alpha)^{1,65(\alpha/90^\circ)}]. \quad (2)$$

Максимальное отклонение от экспериментальных данных, вычисленное по формуле

$$\Delta C_t = \left(\frac{C_{t\text{расч}} - C_{t\text{эксп}}}{C_{t\alpha=0}} \right) 100\%,$$

не превышает 6 %.

В рамках уравнений Навье – Стокса для параметров потока, имевших место в эксперименте, рассчитана осесимметричная газодинамическая структура течения в окрестности цилиндрического тела с помощью коммерческого программного пакета Fluent. Решение строилось в упрощенной постановке, в частности, применялся первый порядок точности аппроксимации решения, и использовались крупные ячейки в областях течения за донной частью цилиндра и лежащей на удалении от боковой поверхности цилиндра. Это означает, что, в отличие от области течения перед головной частью ци-

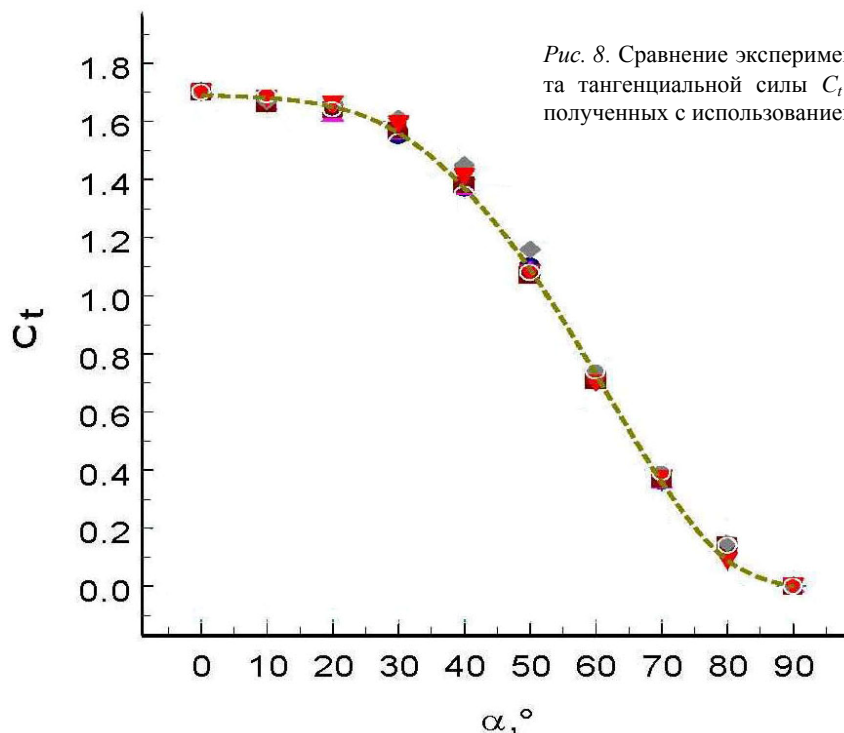


Рис. 8. Сравнение экспериментальных значений коэффициента тангенциальной силы $C_t = f(\alpha)$ в диапазоне $\alpha = 0 \div 90^\circ$ и полученных с использованием обобщающей зависимости (2)

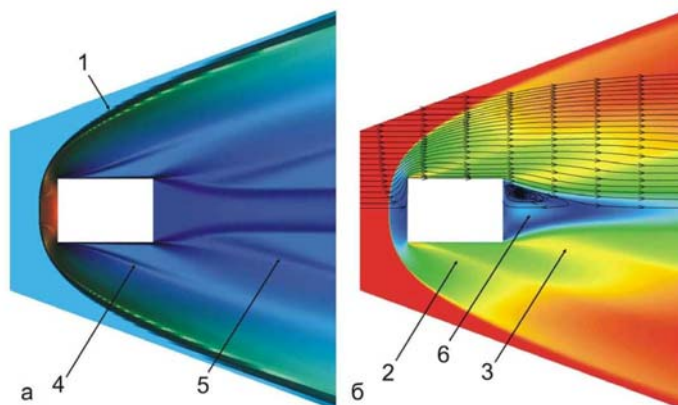


Рис. 9. Газодинамическая структура течения в окрестности цилиндрического тела: области равных значений плотности потока (а) и изообласти чисел Маха с нанесенными на их фоне линиями тока (б), где 1 – головная ударная волна; 2, 3 – волны разрежения; 4 – присоединенный скачок уплотнения; 5 – висячий скачок уплотнения; 6 – след за телом

линдра, расчет в донной области выполнен приближенно.

В качестве примера на рис. 9, а в виде областей равных значений плотности потока приведена газодинамическая структура течения в окрестности продольно обтекаемого кругового цилиндра ($\alpha = 0$), а на рис. 9, б – изообласти чисел Маха с нанесенными на их фоне линиями тока (стрелки). Отчетливо видна головная ударная волна 1 перед телом, волны разрежения 2 и 3 в области отрыва потока за угловой передней и угловой задней точками, присоединенный (за областью отрыва потока) скачок уплотнения 4, висячий скачок уплотнения 5, формирующийся в результате поворота потока в следовой области, а также сам след за телом 6.

На рис. 10 приведены результаты сравнения расчетной (вверху) и экспериментальной (внизу) газодинамической структуры течения, реализующейся в окрестности продольно обтекаемого цилиндра. Экспериментальные данные получены на основе визуализации структуры течения с помощью теневого прибора Теплера ИАБ-451. Нетрудно заметить практически полную идентичность в положении головной ударной волны и ее форме. Не случайно, что вычисленное при $\alpha = 0$ значение коэффициента лобового сопротивления кругового цилиндра C_x , равное 1,693, отличается от экспериментального (равного 1,685) менее чем на 0,5 %.

Выводы

Выполнен анализ аэродинамических характеристик цилиндрических тел с удлинением



Рис. 10. Сравнение расчетной (вверху) и экспериментальной (внизу) газодинамической структуры течения, реализующейся в окрестности продольно обтекаемого цилиндра
нием $\lambda = 0,6 \div 12,0$ в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \div 90^\circ$ при числе $M_\infty = 4$. Полученные

данные позволяют сделать следующие выводы.

1. В исследованном диапазоне значений λ коэффициент лобового сопротивления цилиндра C_x при $\alpha = 0$ практически не зависит от удлинения последнего. Напротив, при поперечном обтекании ($\alpha = 90^\circ$) влияние удлинения на C_x достигает максимального значения. Коэффициент лобового сопротивления цилиндра с удлинением $\lambda \approx 1,1$ по существу является постоянной величиной, не зависящей от угла атаки. Для цилиндров с $\lambda > 1,1$ при увеличении угла атаки характерен рост C_x , тогда как для цилиндров с $\lambda < 1,1$ – уменьшение C_x . Изменение зависимости $C_x = f(\lambda)$ для углов атаки α от 0 до 90° носит характер, близкий к линейному. Эти, а также некоторые другие особенности обтекания цилиндра позволили представить полученные экспериментальные данные в виде простой обобщающей зависимости.

2. Обнаружена важная закономерность в поведении коэффициента лобового сопротивления цилиндра при $\alpha = 90^\circ$, суть которой состоит в том, что если обезразмерить силу лобового сопротивления на скоростной напор и площадь продольного сечения цилиндра, то коэффициент лобового сопротивления с погрешностью, не превышающей $\pm 3\%$, принимает постоянное значение, равное 1,24.

3. Выявлены интересные особенности в поведении аэродинамических характеристик цилиндрического тела в связанной с моделью системе координат. В частности, изменение коэффициента нормальной силы $C_n = f(\lambda)$ в диапазоне $\alpha = 0 \div 90^\circ$ имеет характер, близкий к линейному, что согласуется с ударной теорией Ньютона. При этом находит подтверждение известный факт, что

коэффициент тангенциальной силы C_t не зависит от удлинения цилиндра. Отмеченные особенности позволили с удовлетворительной для практики точностью обобщить имеющиеся экспериментальные данные в виде простой эмпирической зависимости, которая является функцией лишь угла атаки модели.

4. Результаты расчета некоторых параметров течения, в частности положения головной ударной волны перед телом и ее формы, находятся в удовлетворительном соответствии с данными визуализации структуры течения с помощью теневого прибора Теплера. Как следствие, вычисленное значение коэффициента лобового сопротивления кругового цилиндра при $\alpha = 0$ отличается от экспериментального менее чем на $0,5\%$.

Список литературы

1. Гринберг Э. И. Космические аппараты с ЯЭИ и проблемы космического мусора // Материалы Междунар. науч. конф. «Ядерная энергетика в космосе-2005». М.; Подольск, 2005.

2. Алехина Н. Е., Гринберг Э. И., Жукова Г. А., Иванов М. С., Клеменков Г. П., Корнилов В. И., Максимов А. И., Махорин О. И., Харитонов А. М. Атлас аэродинамических характеристик моделей спускаемых аппаратов. Новосибирск, 1990. Ч. 1.

3. Волонихин И. И., Григорьев В. Д., Демьяненко В. С., Писаренко Х. И., Харитонов А. М. Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-313 // Аэрофизические исследования. Новосибирск, 1972. С. 8–11.

Материал поступил в редколлегию 11.07.2011

V. I. Kornilov, V. I. Lysenko

STUDY OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF CYLINDRICAL BODIES IN A SUPERSONIC FLOW

Analysis of experimental and computational aerodynamic characteristics of smooth flat-face circular cylinders with the aspect ratio of 0,6 to 12,0 is given. Studies have been carried out at Mach number $M_\infty = 4$ for the angle of attack range $\alpha = 0 \div 90^\circ$. Effect of the cylinder aspect ratio and angle of attack on aerodynamic force coefficients in wind axes- and body axes coordinate systems is shown. A number of distinctive peculiarities in the behavior of the cylinder drag coefficient are revealed. The results obtained are presented in a form of a unique generalized dependence. The computation of some flow parameters around a cylinder has been performed within the Navie – Stokes equations, results of which are compared with the flow visualization data.

Keywords: aerodynamic characteristics, cylinder, aspect ratio, supersonic flow, experiment, generalization, computation.