

УДК 533.6.011.5

ИССЛЕДОВАНИЕ СТАТИЧЕСКИХ И ДИНАМИЧЕСКИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ В ВИДЕ ЗАТУПЛЕННЫХ КОНУСОВ БОЛЬШОГО УГЛА ПОЛУРАСТВОРА

© 2011 г.

В.В. Еремин, В.А. Михалин, К.А. Стекениус, А.В. Строилов

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения, г. Королев

eremin_v@mail.ru

Поступила в редакцию 16.05.2011

Определяются и исследуются статические и динамические аэродинамические характеристики затупленных по сфере конусов большого угла полураствора. Такую или подобную форму имеет ряд спускаемых в атмосфере планет аппаратов, в частности, спускаемый аппарат «Фобос-Грунт». Рассмотрен спускаемый аппарат указанной формы с радиусом сферического притупления $0.25D$, углом полураствора конуса $\theta = 45^\circ$ и длиной $0.436D$. Проведено сопоставление результатов экспериментального и численного моделирования статических и динамических аэродинамических характеристик. Показано, что их поведение определяется, в основном, геометрией лобовой поверхности. Предложен путь их численного определения во всем требуемом диапазоне скоростей полета.

Ключевые слова: статические и динамические аэродинамические характеристики, спускаемые аппараты, затупленные конуса большого угла полураствора, экспериментальное и численное моделирование.

Известно, что при обтекании конуса большого угла полураствора в донной области образуется развитая отрывная зона. Течение в ней может иметь нестационарный характер, а изменение давления вследствие ее большой площади может оказывать заметное влияние на значения основных аэродинамических характеристик. Этот эффект усиливается при уменьшении числа Маха набегающего потока, поскольку увеличивается значение отношения давления в отрывной зоне к давлению в районе критической точки. Если при значительных сверхзвуковых скоростях это отношение пренебрежимо мало и его можно не учитывать при определении основных аэродинамических характеристик (коэффициента продольной силы – C_x , коэффициента нормальной силы – C_y , коэффициента момента тангажа – m_z), то при малых сверхзвуковых и дозвуковых скоростях величина давления в отрывной зоне и в окрестности точки торможения потока сопоставимы.

Исследование имело комплексный характер: основные стационарные и демпфирующие аэродинамические характеристики определялись как экспериментальным путем на установках ЦНИИмаш, так и путем численного моделирования в диапазоне чисел Маха набегающего потока $M_\infty = 0.6 \div 4$ и диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \div 18^\circ$. Экспериментальные весовые и динамические испытания моделей спускаемых

аппаратов (СА) были проведены в аэродинамических трубах У-3 и У-4М ЦНИИмаш. Для определения нестационарных аэродинамических характеристик СА использовалась методика, основанная на методе свободных колебаний, подробно изложенная в [1].

Для численного интегрирования уравнений Эйлера, описывающих нестационарное течение невязкого газа, используется модификация метода Годунова [2], обладающая свойством монотонности, имеющая второй порядок аппроксимации и не теряющая ее на неравномерных сетках. Использован универсальный подход, позволяющий использовать вычислительные сетки топологии «О» для расчетов до-, транс- и сверхзвуковых течений.

При анализе картины течения, развивающейся в процессе установления, отмечено, что при дозвуковых и малых сверхзвуковых числах Маха набегающего потока наблюдается колебательный режим поведения параметров течения в отрывной области в кормовой части. Это связано, с одной стороны, с возможностью существования нестационарных режимов обтекания тел подобной формы, а с другой, – с особенностями используемого вычислительного метода, с уровнем характерной для него сеточной вязкости. Поэтому при определении основных аэродинамических характеристик интегрирование коэффициента давления проводилось не

только по полной поверхности тела, но и по площади, ограниченной передним конусом и скругленной задней кромкой, определенные таким образом аэродинамические характеристики обозначены как C_{xg} , C_{yg} , m_{zg} .

Сравнение с данными эксперимента показывает, что экспериментальные зависимости коэффициентов нормальной силы и момента тангажа от угла атаки α – $C_y(\alpha)$, $m_z(\alpha)$ при $M_\infty = 0.9$; 1.15; 1.5 – хорошо согласуются с аналогичными зависимостями $C_{yg}(\alpha)$, $m_{zg}(\alpha)$. Если к значениям коэффициента продольной силы C_{xg} добавить значения донного давления, полученные экспериментальным путем, то хорошо согласуются и зависимости $C_x(\alpha)$ и $C_{xg}(\alpha)$ (пример на рис. 1). На рисунке при $M_\infty = 1.15$ дано сравнение расчета и эксперимента, где обозначено: сплошная линия – эксперимент, \diamond – расчет, интегрирование по полной поверхности, \blacklozenge – расчет, интегрирование по передней части и с поправкой на донное сопротивление при определении C_x .

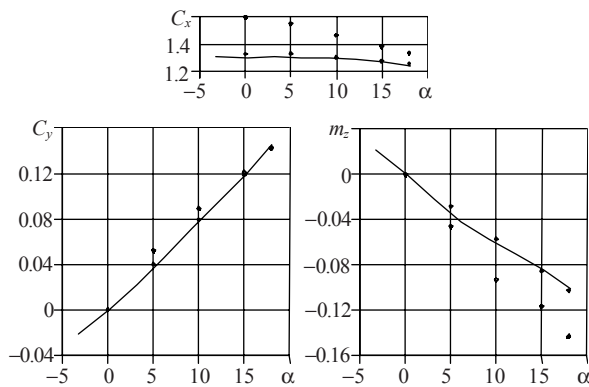


Рис. 1

Сравнение экспериментальных и расчетных зависимостей $C_x(\alpha)$, $C_y(\alpha)$, $m_z(\alpha)$ для чисел Маха набегающего потока $M_\infty = 2.5$; 4. показывает их вполне удовлетворительное согласование, что объясняется малой величиной давления в отрывной зоне.

Рассматриваемая форма СА должна обладать таким важным для динамики устойчивого полета свойством, как демпфирование во всем рассмотренном диапазоне чисел Маха и углов атаки при заданном положении центра масс. Известно, что при сверхзвуковых скоростях полета тела в виде загупленных конусов обладают демпфирующими свойствами. Но при до- и транзвуковых скоростях полета может наблю-

даться явление антидемпфирования колебаний.

Экспериментальное определение коэффициента демпфирования по тангажу $m_z^{\omega_z}$ проводилось методом свободных колебаний [1]. Одновременно проводилось определение $m_z^{\omega_z}$ путем прямого численного моделирования обтекания колеблющегося тела. Подробно описание использованной методики приведено в [3].

В качестве примера на рис. 2 приведена гистерезисная кривая, полученная для числа Маха набегающего потока $M_\infty = 0.8$. Аналогичные зависимости получены для чисел Маха $M_\infty = 1.15$, 1.5, 1.76.

На рис. 3 приведены зависимости коэффициента демпфирования по тангажу от числа Маха набегающего потока – $m_z^{\omega_z}(M_\infty)$, полученные в результате как экспериментов, так и расчетов. Маркером \diamond отмечены результаты расчетов, $+$ – результаты экспериментов, \times – осредненные значения результатов экспериментов. Видно, что расчетные и экспериментальные значения удовлетворительно согласуются.

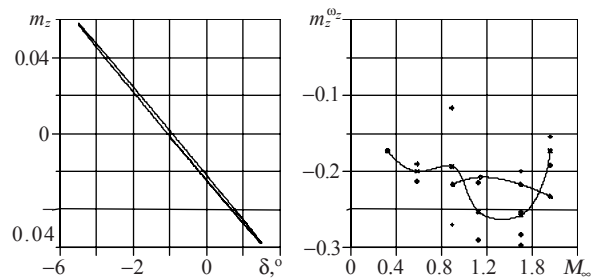


Рис. 2

Рис. 3

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проекты 09-01-00171-а, 10-01-00677-а).

Список литературы

1. Козловский В.А. Экспериментальное определение в аэродинамических трубах методом свободных колебаний характеристик демпфирования спускаемых в атмосфере планет аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 2005 №2 (38). С. 81–94.
2. Родионов А.В. Численный метод решения уравнений Эйлера с сохранением аппроксимации на деформируемой сетке // ЖВМ и МФ. 1996. Т. 36, №3. С. 117–129.
3. Липницкий Ю.М., Михалин В.А., Родионов А.В. Определение нестационарных аэродинамических характеристик колеблющихся обтекателей ракет-носителей // Космонавтика и ракетостроение. 2002. №2. С. 16–23.

INVESTIGATION OF STATIC AND DYNAMIC AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF DESCENT VEHICLES IN THE FORM OF BLUNTED CONES WITH LARGE SEMI-VERTEX ANGLES

V.V. Eremin, V.A. Mikhailin, K.A. Stekenius, A.V. Stroilov

The work is concerned with the determination and analysis of static and dynamic aerodynamic characteristics of spherically blunted cones with large semi-vertex angles. Such or analogous shape is inherent to some space vehicles descending in planet atmospheres, for example, the «Phobos-Grunt» descent vehicle (DV). The examined DV has a specified configuration with the radius of spherical bluntness $0.25D$, semi-vertex angle $\theta = 45^\circ$, and the length of $0.436D$. Results of experimental and numerical simulation of static and dynamic aerodynamic characteristics are compared. It is shown that the behaviour of these characteristics is determined mainly by geometry of the nose surface; a method is introduced for the numerical calculation of these characteristics in the entire required range of flight velocities.

Keywords: static and dynamic aerodynamic characteristics, descent vehicles, blunted cones with large semi-vertex angles, experimental and numerical simulation.