

УДК 533.6.071.8

**НЕСТАЦИОНАРНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ
ВОЗВРАЩАЕМЫХ АППАРАТОВ СЕГМЕНТАЛЬНО-КОНИЧЕСКОЙ ФОРМЫ**

© 2011 г.

В.А. Козловский, Ю.М. Липницкий

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения, г. Королев

lipnju42@mail.ru

Поступила в редакцию 16.05.2011

Разработана методика определения нестационарных демпфирующих характеристик на основе прямого численного моделирования обтекания колеблющегося возвращаемого аппарата (ВА), приведены результаты расчетов, свидетельствующие о сложном поведении демпфирующих характеристик ВА сегментально-конической формы в районе трансзвуковых скоростей. В широком диапазоне чисел M_∞ и Re_∞ в аэродинамических трубах методом свободных колебаний получены характеристики динамической устойчивости модели ВА, подтверждающие результаты расчетов.

Ключевые слова: численное моделирование, аэродинамические характеристики, возвращаемый аппарат, демпфирование, метод свободных колебаний.

При анализе характера движения возвращаемого аппарата (ВА) в атмосфере планет необходимо знание аэродинамических характеристик как в установившемся, так и в неустановившемся полете.

ВА сегментально-конической формы состоит из лобовой части в виде сферического сегмента и сужающейся конической кормы, в ряде случаев также оканчивающейся сферой. Данная конфигурация ВА удовлетворяет требованиям баллистического спуска в атмосфере Земли и широко используется в космической технике.

В случае неустановившегося движения летательного аппарата на него действует демпфирующий момент, препятствующий вращению летящего тела, обусловленный угловой скоростью вращения ω_z и запаздыванием скоса потока [1, 2].

Во время полета ВА наблюдаются особенности колебательного движения, связанные со спецификой конфигурации аппарата, изменением скорости и вариацией числа Рейнольдса. Скорость полета ВА изменяется в диапазоне от гиперзвуковых величин при входе в атмосферу планеты до малых дозвуковых на предпосадочном участке траектории.

В силу того, что в полете аппарата подобной формы реализуется сложная картина обтекания, связанная, особенно при трансзвуковых скоростях, с наличием дозвуковых и сверхзвуковых зон течения и областей отрыва, следует ожидать снижения на отдельных участках тра-

ектории спуска динамической устойчивости и автоколебаний ВА со значительной амплитудой, препятствующих безопасному приземлению.

Для определения нестационарных аэродинамических характеристик ВА были разработаны методика и программа, основанные на прямом численном моделировании обтекания колеблющегося тела в рамках уравнений Эйлера [3].

С помощью этой программы определялись демпфирующие характеристики сегментально-конического тела (рис. 1) с углом обратного конуса 20° и отношением длины к диаметру 0.87.

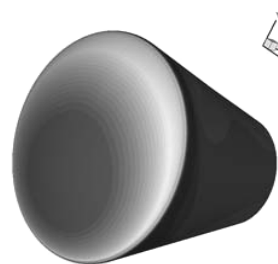


Рис. 1

Численное моделирование было проведено для чисел Маха набегающего потока $M_\infty = 0.8$ и 1.5 для положения центра колебания $X_c/L = 0.35$, $Y_c/L = 0.04$. Частота колебаний принималась равной 1 Гц, амплитуда колебаний составляла 5° . На рис. 2 приведены гистерезисные кривые – зависимости коэффициента момента тангажа от угла отклонения от первоначального положения $m_z(\delta)$, соответствующего балансировочному углу атаки.

Видно, что поведение гистерезисных кривых при трансзвуковом и сверхзвуковом режимах обтекания существенно различается. При сверхзвуке кривая достаточно простая, что свидетельствует о демпфировании на этом режиме. Наоборот, при трансзвуковом режиме обтекания, при $M_\infty = 0.8$, гистерезисная кривая имеет сложный вид, т.к. имеются точки самопересечения и, следовательно, участки демпфирования и антидемпфирования чередуются. При этом на балансировочном угле атаки имеет место антидемпфирование. Численные значения коэффициента демпфирования на балансировочном угле атаки таковы: $M_\infty = 0.8 - m_z^{\omega z} = 0.191$, $M_\infty = 1.5 - m_z^{\omega z} = -0.182$.

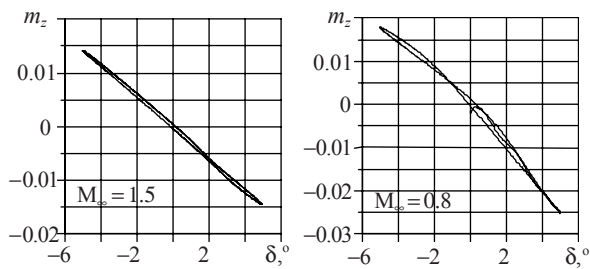


Рис. 2

Экспериментальные исследования демпфирующих характеристик возвращаемых аппаратов проведены методом свободных колебаний динамически подобной модели ВА на донной державке с одной степенью свободы в аэрогазодинамическом комплексе У-21-У306-ТЭС экспериментальной базы ЦНИИмаш, состоящем из трансзвуковой аэродинамической трубы У-21 (рабочая часть сечением 1.4×1.4 м, числа Маха $M_\infty = 0.2 \dots 1.4$ и 1.8 , числа Рейнольдса, вычисленные по характерному размеру 1 м, $Re_{\infty 1} = 2 \cdot 10^5 \div 1.1 \cdot 10^8$), гиперзвуковой установки У306-3 (сопла с диаметром среза 1.2 м, $M_\infty = 3.0, 4.0, 6.0, 8.0$, $Re_{\infty 1} = 10^6 \div 2 \cdot 10^8$) и турбоэксгаузерной станции «Енисей». Экспериментальные исследования модели сегментально-конической формы в аэродинамических трубах в диапазоне чисел Маха $0.5 \dots 8.0$ показали, что при транс- и сверхзвуковых скоростях $M_\infty > 0.9$ ВА динамически устойчив ($m_z^{\omega z} = -0.17 \dots -0.19$) и автоколебания отсутствуют. На рис. 3 показана амплитуда колебаний при $M_\infty = 1.5$.

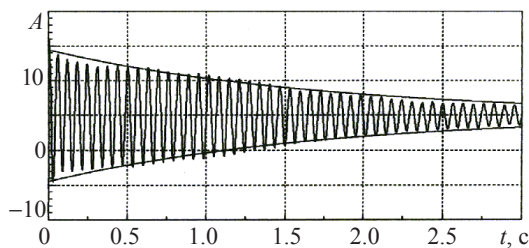


Рис. 3

При дозвуковых скоростях полета динамическая устойчивость быстро снижается с уменьшением числа Маха (рис. 4) и при $M_\infty = 0.5$ наблюдаются автоколебания с амплитудой $A_0 = 9^\circ$.

Зависимость $m_z^{\omega z}(M_\infty)$ при колебаниях с начальной амплитудой $A_0 = 9^\circ$ при разных числах Рейнольдса приведена на рис. 5.

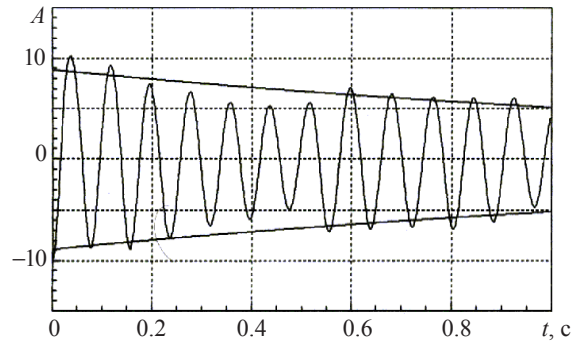


Рис. 4

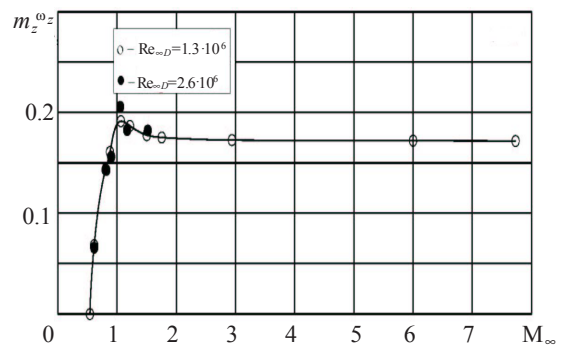


Рис. 5

Таким образом, при полете в атмосфере ВА сегментально-конической формы имеет место антидемпфирование колебаний при дозвуковых скоростях полета. Снижение динамической устойчивости и рост амплитуды автоколебаний ВА при дозвуковых скоростях необходимо учитывать при разработке алгоритма посадки.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант № 10-01-00677.

Список литературы

1. Липницкий Ю.М. и др. Нестационарная аэродинамика баллистического полета. М.: Физматлит, 2003.
2. Козловский В.А. Экспериментальное определение в аэродинамических трубах методом свободных колебаний характеристик демпфирования спускаемых в атмосфере планет аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 2005. Вып. №1(38). С. 81–94.
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.

**UNSTEADY AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF DESCENT VEHICLES
WITH SEGMENT-CONE CONFIGURATION***V.A. Kozlovsky, Yu.M. Lipnitsky*

A method is developed for determining the unsteady damping characteristics through direct numerical simulation of a flow over oscillating descent vehicle; calculation results are presented that show complicated behavior of damping characteristics of segment-cone descent vehicles at transonic velocities. Dynamic stability characteristics of descent vehicle model are obtained in wind tunnels in wide variation ranges of numbers M_∞ , Re_∞ using free oscillation technique that verify the calculation results.

Keywords: numerical simulation, aerodynamic characteristics, descent vehicle, damping, free oscillation technique.