

УДК 533.6

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ДЕМПФИРОВАНИЯ КРЕНА СПУСКАЕМОГО АППАРАТА

© 2011 г.

С.С. Козлов

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения, г. Королев

sskozlov38@mail.ru

Поступила в редакцию 16.05.2011

Представлены методика испытаний и результаты исследований характеристик демпфирования крена моделей сегментально-конического спускаемого аппарата в аэродинамических трубах. Проведен анализ результатов испытаний с оценкой влияния на величину коэффициента демпфирования числа Маха в диапазоне 0.6–7.73 и числа Рейнольдса в диапазоне  $10^6$ – $4.5 \cdot 10^6$ . Показано, что при вращении модели вокруг продольной оси на балансировочном угле атаки осредненный по углу крена в диапазоне от  $-180^\circ$  до  $+180^\circ$  коэффициент момента демпфирования крена отрицателен и изменяется в пределах от  $-0.0025$  до  $-0.0037$  (демпфирование). При вращении модели вокруг вектора скорости при балансировочном угле атаки и при угле крена  $0^\circ$  при трансзвуковых скоростях потока коэффициент момента демпфирования крена положителен и может достигать до  $+0.006$ . Возникновение антидемпфирования можно объяснить появлением отрывных зон на боковой поверхности модели, не имеющих плоской симметрии, которые перестраиваются при изменении направления вращения модели.

*Ключевые слова:* эксперимент, модель, спускаемый аппарат, вращение, крен, момент, демпфирование, аэродинамические трубы.

### 1. Метод экспериментального определения коэффициента демпфирования крена моделей летательных аппаратов в аэродинамических трубах

Знание характеристик демпфирования летательного аппарата (ЛА) необходимо для задания требований к органам управления аппарата по крену и к его системе управления и стабилизации [1].

Основные трудности при экспериментальном определении демпфирования крена тел малого удлинения заключаются в том, что требуется измерить малый момент демпфирования порядка десяти граммсантиметров при больших нагрузках на модель порядка десятков килограмм, а также в том, что в шарнирах механизма присутствуют значительные моменты трения, превышающие измеряемые моменты в десятки раз. Поэтому весьма сложной задачей является создание механизма, позволяющего преодолеть эти трудности.

Кроме того, во время вращения модели при наличии нормальной силы или осевой силы, приложенной не вдоль оси вращения, на упругом механизме возникают поперечные колебания. Источник энергии этих колебаний – энер-

гия вращения модели, поэтому они влияют на измерения момента демпфирования крена. Отсюда дополнительной задачей явилась разработка методики испытаний, позволяющей скомпенсировать эти поперечные колебания механизма. Механизм, разработанный для измерения в аэродинамических трубах момента демпфирования крена  $M_x(\omega_x)$  моделей малого удлинения типа «Союз» диаметром 70–100 мм, предназначен для измерения  $M_x(\omega_x)$  в диапазоне чисел Маха  $M_{00} = 0.6$ –8. Механизм имеет минимальное сечение и обтекаемую форму (см. фото на рис. 1).

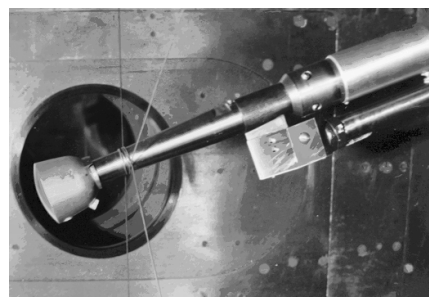


Рис. 1

Конструкция механизма обеспечивает минимальную величину трения в его подшипни-

ках при заданных условиях работы и, кроме того, обеспечивает минимальное влияние трения в подшипниках на показания неподвижно датчика момента крена  $M_x$ .

Модель закрепляется на оси, установленной в корпусе на подшипниках. Корпус закрепляется в подвеске аэродинамической трубы. Ось приводится во вращение при помощи электродвигателя постоянного тока, установленного в кожухе. Момент демпфирования измеряется неподвижным весовым элементом  $M_x$ . Скорость вращения оси измеряется при помощи индуктивного датчика.

Модель спускаемого аппарата (СА) состоит из корпуса с надстройками.

Для получения достоверных результатов испытаний за счет исключения возможных методических ошибок были спроектированы и изготовлены три варианта моделей:

- модель с осесимметричным корпусом без поперечного смещения центра масс и без надстроек,

- модель с поперечным смещением центра масс без надстроек,

- модель с поперечным смещением центра масс с надстройками.

Испытания этих моделей позволяют выявить влияние каждого фактора (смещения центра масс и надстроек) на демпфирование раздельно, а для симметричной модели позволяют определить величину трения в подшипниках, поскольку момент демпфирования такой модели мал и может быть рассчитан достаточно точно.

Эксперимент проводят следующим образом.

Запускают аэродинамическую трубу и вводят механизм в поток рабочей части. Включают электродвигатель, раскручивают ось с моделью до заданных оборотов и измеряют тензозаэлементом момент демпфирования  $M_x(\omega_x)$ .

Для уменьшения трения в подшипниках и снижения момента демпфирования, возникающего вследствие резонансных явлений, смещают центр масс модели с использованием балансировочных грузов относительно оси в сторону, противоположную направлению нормальной силы, действующей на модель. Кроме того, для снижения влияния резонансных явлений на измерения увеличивают собственную частоту поперечных колебаний механизма, закрепленного в подвеске трубы, за счет большой жесткости узла подвески механизма. Частота вра-

щения модели может достигать до 100 об/сек, величина крутящего момента, действующего на тензозаэлемент, не превышает 300 г·см.

Многочисленные измерения показали, что отклонения момента трения в механизме от среднего значения составляют от 5 до 8% от величины момента демпфирования крена.

## 2. Результаты экспериментов

Момент демпфирования крена определялся при ориентации модели в потоке при балансировочном угле атаки  $\alpha_0$ , находящемся в диапазоне 15–25°.

В результате испытаний исследовано влияние на величину коэффициента демпфирования крена числа Маха в диапазоне 0.6–7.73 и числа Рейнольдса в диапазоне  $10^6$ – $4.5 \cdot 10^6$ .

Показано, что при вращении модели вокруг ее продольной оси на балансировочном угле атаки осредненный по углу крена в диапазоне от  $-180^\circ$  до  $+180^\circ$  коэффициент момента демпфирования крена отрицателен и изменяется в пределах от  $-0.0025$  до  $-0.0037$  (демпфирование). Влияние числа Рейнольдса в исследованном диапазоне находится в пределах погрешности измерений.

При вращении модели вокруг вектора скорости при балансировочном угле атаки и при угле крена  $0^\circ$  при трансзвуковых скоростях потока момент демпфирования крена положителен и может достигать до  $+0.006$ . Возникновение антидемпфирования можно объяснить наличием на боковой поверхности модели отрывных зон, не имеющих плоской симметрии, которые перестраиваются при изменении направления вращения модели. Косвенным подтверждением наличия антидемпфирования у СА является то, что при летных испытаниях СА «Союз» после принудительной раскачки его в плоскости тангажа на трансзвуковых скоростях полета самопроизвольно происходила раскачка аппарата по рысканию, его угловые колебания становились пространственными и появлялась угловая скорость крена  $\omega_x$ .

### Список литературы

1. Kozlov S.S. Determination of aerodynamic characteristics of flying vehicles in wind tunnel using free–Flight models and dynamically similar models // Proc. Third Intern. Conf. on Experimental Fluid Mechanics, June 3–6, 1997. Korolev, Moscow region, Russia. P. 147–153.

**DETERMINATION OF THE ROLL DAMPING CHARACTERISTICS OF A DESCENT VEHICLE***S.S. Kozlov*

The paper presents the test technique and results on determining the roll damping characteristics of models of segment-cone descent vehicles in wind tunnels. Test results were analyzed including evaluation of the influence of Mach number ( $M = 0.6-7.73$ ) and Reynolds number ( $Re = 10^6-4.5 \cdot 10^6$ ) on the damping coefficient. It is shown that if the model rotates around a longitudinal axis with trimming angle of attack then the roll damping moment coefficient averaged by the roll angle in the range  $-180^\circ$  to  $+180^\circ$  is negative and varies within the limits of  $-0.0025$  to  $-0.0037$  (damping). If the model rotates around the velocity vector at a trimming angle of attack and zero roll angle then at transonic flow velocities the roll damping moment coefficient is positive and may reach  $+0.006$ . Origin of anti-damping can be explained by appearance of separation zones on side surface of the model that do not have plane symmetry and are transformed when direction of the model rotation changes.

*Keywords:* experiment, model, flying vehicle, roll, moment, damping, wind tunnels.