

УДК 533.6.011.55

ДЕМПФИРУЮЩИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА ПРИ ГИПЕРЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

Н. П. Адамов, Л. Н. Пузырев, А. М. Харитонов,
Е. А. Часовников, А. А. Дядькин*, А. Н. Крылов*

Институт теоретической и прикладной механики

им. С. А. Христиановича СО РАН, 630090 Новосибирск, Россия

* Открытое акционерное общество "Энергия", 141071 Королев, Россия

E-mails: adamov@itam.nsc.ru, prih@itam.nsc.ru, khar@itam.nsc.ru,

echasovnik@gmail.com, anatology.a.dyadkin@rsce.ru, andrey.n.krylov@rsce.ru

Приведено описание экспериментального оборудования, модели, условий испытаний и методики определения продольного демпфирования на установке свободных колебаний с подшипниками качения. Измерены характеристики аэродинамического демпфирования модели при двух положениях оси вращения и числах Маха $M_\infty = 2, 4, 6$. Обнаружено, что при $M_\infty = 2$ возникают нерегулярные незатухающие колебания модели с большим смещением оси вращения относительно продольной оси.

Ключевые слова: модель возвращаемого аппарата, свободные колебания, частота колебаний, декремент затухания, продольное демпфирование.

Введение. При сходе с орбиты и спуске на Землю космические возвращаемые аппараты (ВА) могут терять динамическую устойчивость, что приводит к формированию, в частности, автоколебательных режимов движения относительно центра масс. Для прогноза таких режимов и обеспечения безопасного движения ВА необходимо знать их демпфирующие характеристики, прежде всего коэффициент продольного демпфирования, который определяется экспериментальными методами в аэродинамических трубах для моделей ВА при их вращательных колебаниях. Измерение демпфирующих характеристик моделей ВА при гиперзвуковых скоростях существенно затруднено, что обусловлено малостью коэффициента демпфирования моделей, большим лобовым сопротивлением и другими факторами. Анализ возможностей различных методов определения демпфирующих характеристик моделей ВА показал, что наиболее перспективным является метод свободных колебаний [1–4]. В данной работе выбран наиболее простой вариант метода свободных колебаний — метод вращательных колебаний на подшипниках качения [2, 3]. Следует отметить, что исследуемый космический аппарат имеет очень большое лобовое сопротивление, вследствие чего потеря энергии при действии момента сил трения в подшипниках соизмерима с работой аэродинамического демпфирующего момента. Поэтому момент сил трения необходимо учитывать при определении продольного демпфирования.

Целью настоящей работы является определение демпфирующих моментов тангажа модели перспективного ВА при числах Маха $M_\infty = 2, 4, 6$, а также выявление режимов потери статической и динамической устойчивости.

Экспериментальное оборудование и условия испытаний. Эксперименты проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-313 Института теоретической и прикладной механики СО РАН [5], которая является трубой периодического действия с размерами рабочей части $0,6 \times 0,6$ м.

Модель испытывалась на динамической установке при свободных вращательных колебаниях по углу тангажа относительно связанной с моделью оси координат OZ . На рис. 1 представлены общий вид и схема установки с моделью, поддерживающими устройствами и пусковым механизмом. На конце неподвижной державки закреплен узел колебаний со сменными балками, которые вместе с узлом колебаний задают эксцентриситеты (5,4 и 8,1 мм) оси колебания модели относительно продольной оси. Система фиксации и освобождения модели состоит из пневмоцилиндра, закрепленного в хвостовой части державки на кронштейне. Шток пневмоцилиндра с помощью скобы перемещает две пластины, заканчивающиеся фланцем, в переднее и заднее положения. В переднем положении винты, установленные на фланце, упираются в балку и фиксируют модель в стационарном положении с заданным углом отклонения. После выхода аэродинамической трубы на рабочий режим шток пневмоцилиндра быстро отводится в заднее положение, освобождая модель. После завершения переходного процесса (выхода модели на балансировочный угол атаки) шток пневмоцилиндра переводится в переднее положение и модель фиксируется при заданном угле отклонения. Далее возможно повторное освобождение модели либо остановка трубы. Державка модели крепится на саблевидной подвеске α -механизма трубы. Штатный α -механизм трубы Т-313 обеспечивает изменение угла атаки в интервале от -4 до $+22^\circ$ с погрешностью $\pm 1,5'$. Модель крепится на α -механизме с углом крена, равным 180° .

Для настройки установки свободных колебаний и отладки всех механизмов и систем создан градуировочный стенд для регистрации углового положения модели с помощью лазерной указки на основе метода физического маятника. Основной целью испытаний на градуировочном стенде являлось уменьшение трения в подшипниковом узле вращения до приемлемого уровня. Для этого замерялась огибающая амплитуд колебаний модели (рис. 2) и с помощью специально разработанного метода определялся приведенный коэффициент трения подшипников качения f_* . Испытания показали, что момент трения $M_{\text{тр}}$ с высокой точностью может быть описан функцией

$$M_{\text{тр}} = (-Rf_*d/2) \operatorname{sgn}(\dot{\theta}),$$

где R — сила реакции в подшипниках; d — диаметр цапфы подшипника; θ — угол тангажа. В результате градуировочных испытаний величину сухого трения в подшипниках удалось довести до уровня $f_* = 0,001 \div 0,002$, что соответствует паспортным данным применяемых подшипников.

Угол тангажа модели в аэродинамической трубе определялся путем обработки результатов съемки движения модели высокоскоростной цифровой видеокамерой Phantom через теневой прибор ИАБ-451.

Модель ВА представляет собой капсулу в виде сферического лобового щита с обратной конической поверхностью (см. рис. 1, а). Рассматривается два варианта положения оси вращения модели: 1) $x_T = 88,8$ мм, $y_T = -5,4$ мм; 2) $x_T = 88,8$ мм, $y_T = -8,1$ мм. Координата x_T отсчитывается от концевого шпангоута по направлению к вершине модели.

При расчете аэродинамических характеристик использовались следующие геометрические параметры модели: характерная площадь $S = 0,0183$ м², характерная длина $l = 0,135$ м.

Момент инерции модели I_z относительно оси вращения определялся путем расчета по программе “Solid Works”. Для варианта 1 $I_z = 2,70 \cdot 10^{-3}$ кг·м², для варианта 2 $I_z = 2,29 \cdot 10^{-3}$ кг·м². Испытания модели проводились при числах Маха $M_\infty = 2, 4, 6$, при этом значения числа Рейнольдса находились в диапазоне $Re = (2,5 \div 4,0) \cdot 10^6$. Отклонение

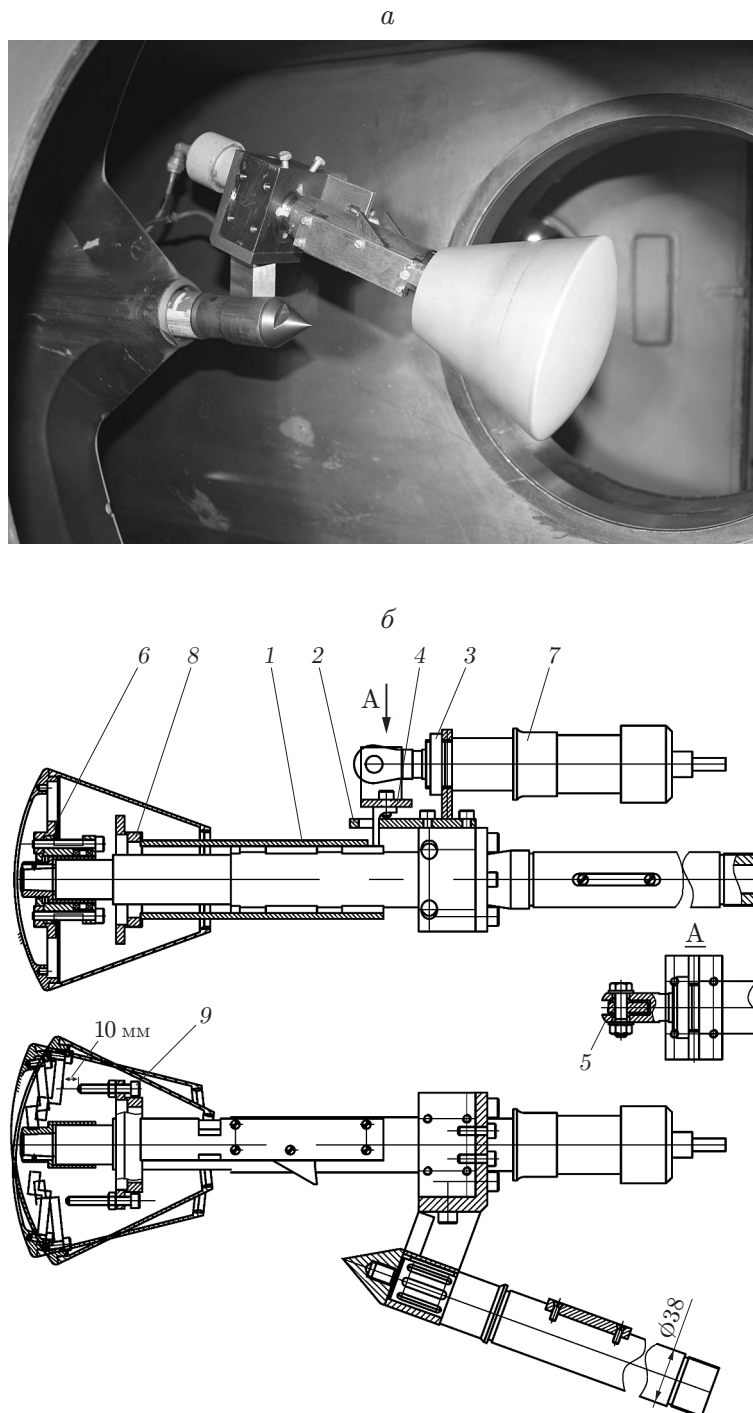


Рис. 1. Установка свободных колебаний:

a — общий вид; *б* — схема (1 — пластина, 2 — кронштейн, 3 — гайка, 4 — скоба, 5 — шток, 6 — сменная балка, 7 — пневмоцилиндр, 8 — фланец, 9 — винт)

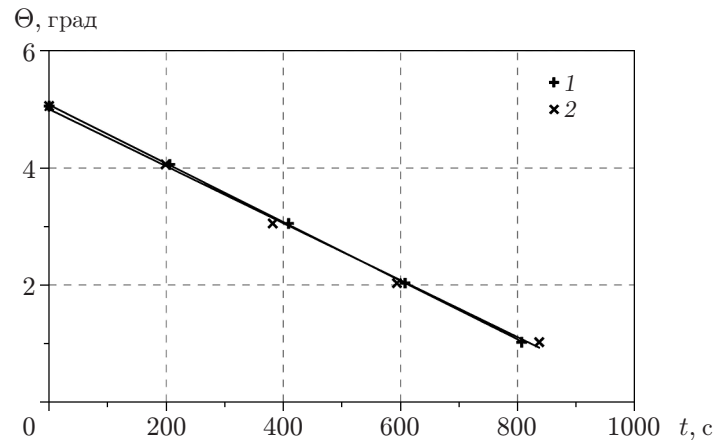


Рис. 2. Огибающая амплитуд колебаний модели при испытаниях на градуировочном стенде для груза с различной массой m ($f_* = 0,001$):
1 — $m = 5$ кг; 2 — $m = 10$ кг

модели от балансировочных углов атаки осуществлялось в сторону отрицательных углов с начальной амплитудой $\Theta_0 \approx 2,0 \div 5,5^\circ$.

Методика обработки результатов. В основу методики обработки результатов измерений положена методика, разработанная в [2, 3] и кратко описанная ниже.

Уравнение движения модели на подшипниках качения в аэродинамической трубе можно записать в виде

$$I_z \ddot{\theta} + [-(m_z^{\bar{\omega}z} + m_z^{\bar{\alpha}}) qSl^2/V] \dot{\theta} + (-m_z^\alpha qSl)\theta - M_{\text{тр}} = 0,$$

где $m_z^{\bar{\omega}z} + m_z^{\bar{\alpha}}$ — производные коэффициента аэродинамического демпфирования; q — скоростной напор; V — скорость потока в трубе; m_z^α — производная коэффициента момента тангажа по углу атаки; $M_{\text{тр}}$ — момент трения в подшипниках качения.

Приближенное решение уравнения имеет вид

$$\theta = \Theta \cos \omega_0 t,$$

где $\omega_0 = \sqrt{-m_z^\alpha qSl/I_z}$ — частота собственных колебаний модели; Θ — огибающая амплитуд.

Изменение амплитуды Θ описывается уравнением

$$\frac{d\Theta}{dt} = -n\Theta - k_{\text{тр}},$$

где $n = -(m_z^{\bar{\omega}z} + m_z^{\bar{\alpha}})qSl^2/(2I_z V)$ — декремент коэффициента аэродинамического демпфирования; $k_{\text{тр}} = Rdf_*/(\pi I_z \omega)$. Решение этого уравнения имеет вид [2]

$$\Theta(t) = \left(\Theta_0 + \frac{k_{\text{тр}}}{n} \right) \exp(-nt) - \frac{k_{\text{тр}}}{n}. \quad (1)$$

Методика определения коэффициента аэродинамического демпфирования заключается в следующем. Сначала находится огибающая амплитуд $\Theta(t)$ в переходном процессе [6], которая затем методом наименьших квадратов аппроксимируется зависимостью (1) (рис. 3). После этого определяется декремент n и рассчитываются производные коэффициента аэродинамического демпфирования:

$$m_z^{\bar{\omega}z} + m_z^{\bar{\alpha}} = -2I_z n \frac{V}{qSl^2}.$$

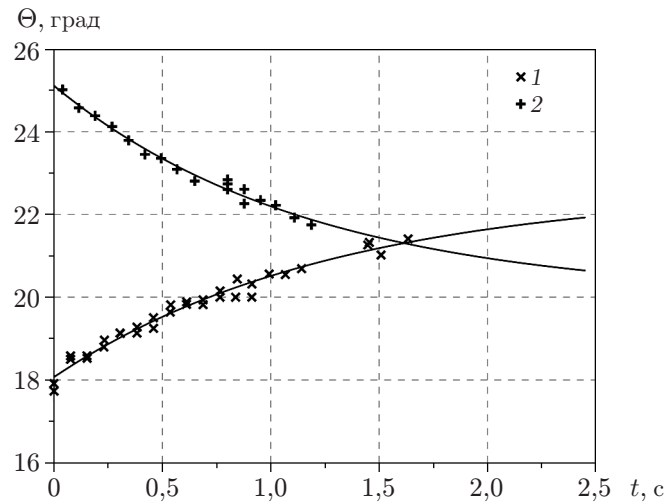


Рис. 3. Зависимость огибающей амплитуд от времени для варианта 1 при $M_\infty = 4$: точки — экспериментальные данные (1 — для минимальных углов тангажа, 2 — для максимальных углов тангажа), линии — результаты аппроксимации

Параметры потока в трубе определялись по стандартной методике, принятой для трубы Т-313, а скорость потока рассчитывалась по формуле

$$V = M_\infty \sqrt{kR \frac{T_{0ф}}{1 + 0,2 M_\infty^2}} = 20 M_\infty \sqrt{\frac{T_{0ф}}{1 + 0,2 M_\infty^2}},$$

где $k = 1,4$ — отношение теплоемкостей при постоянном давлении и объеме; $R = 287 \text{ м}^2/(\text{с}^2 \cdot \text{К})$ — универсальная газовая постоянная; $T_{0ф}$ — температура торможения в форкамере трубы.

Многочисленные испытания показали, что среднеквадратичное отклонение коэффициента аэродинамического демпфирования (при доверительной вероятности $P = 0,95$) составляет $S(m_z^{\bar{\omega}} + m_z^{\bar{\alpha}}) \leq 20 \%$.

Обсуждение результатов испытаний. Огибающие амплитуд в переходном процессе, полученные по описанной выше методике для всех исследованных вариантов и режимов, приведены на рис. 4 (показаны только огибающие, соответствующие минимальным значениям угла тангажа).

В табл. 1 приведены параметры потока, измеренные частоты и декременты затухания модели. Аэродинамические производные и параметры подобия ($\bar{\omega} = \omega l/V$ — приведенная частота колебаний) приведены в табл. 2 и на рис. 5.

Результаты анализа показывают, что модель сохраняет демпфирующие свойства во всех режимах (рис. 5, 6, а), за исключением режима при $M_\infty = 2$ для варианта 2. Различие демпфирующих характеристик для вариантов 1 и 2 при $M_\infty = 4, 6$ находится в пределах погрешностей эксперимента. Увеличение M_∞ приводит к существенному ухудшению демпфирующих свойств модели. В случае варианта 2 при $M_\infty = 2$ возникают нерегулярные незатухающие колебания с максимальной амплитудой $\Theta \approx 4^\circ$, имеющие характер биений (рис. 6, б).

Заключение. Разработанная установка свободных колебаний и методика определения коэффициента аэродинамического демпфирования позволили измерить коэффициент продольного демпфирования модели возвращаемого космического аппарата при числах Маха $M_\infty = 2, 4, 6$ в аэродинамической трубе Т-313.

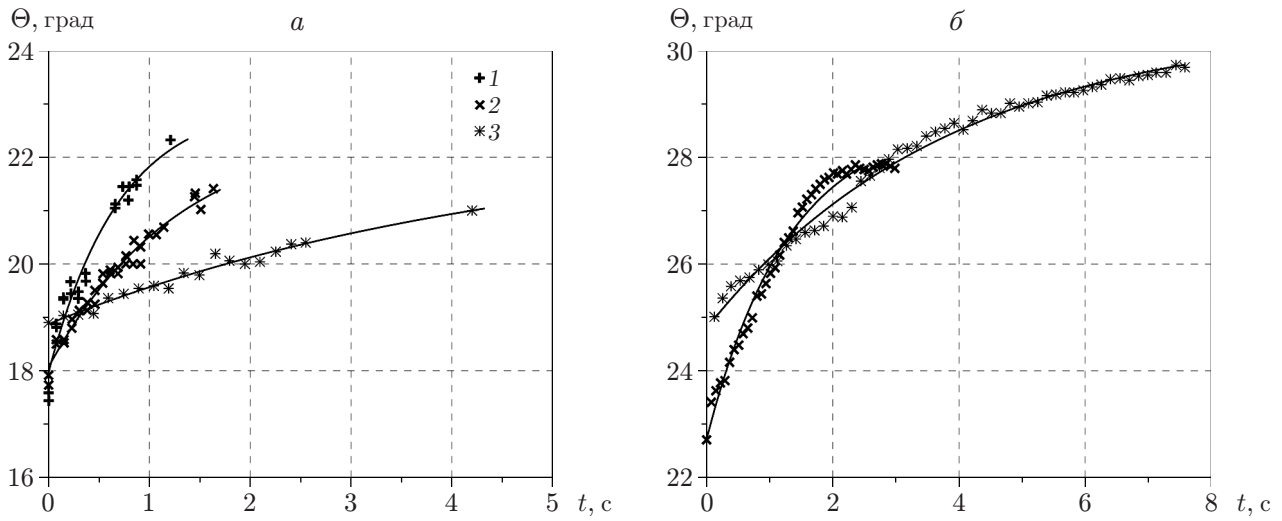


Рис. 4. Огибающие амплитуд в переходном процессе:
 а — вариант 1, б — вариант 2; 1 — $M_\infty = 2$, 2 — $M_\infty = 4$, 3 — $M_\infty = 6$

Таблица 1

Измеренные параметры потока и модели

| M_∞ | q , Па | V , м/с | f , Гц | n , c^{-1} |
|------------|----------|-----------|----------|----------------|
| Вариант 1 | | | | |
| 2,04 | 49 305 | 509 | 13,80 | 1,42 |
| 4,06 | 42 252 | 662 | 13,10 | 0,81 |
| 5,77 | 15 284 | 710 | 6,65 | 0,21 |
| Вариант 2 | | | | |
| 2,03 | 56 110 | 497 | 16,30 | — |
| 4,06 | 40 927 | 655 | 13,90 | 0,78 |
| 5,79 | 14 925 | 708 | 6,98 | 0,23 |

Таблица 2

Аэродинамические производные и параметры подобия

| M_∞ | $Re \cdot 10^{-6}$ | $\bar{\omega}$ | $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$ |
|------------|--------------------|----------------|---|
| Вариант 1 | | | |
| 2,04 | 2,5 | 0,0230 | -0,24 |
| 4,06 | 4,1 | 0,0168 | -0,21 |
| 5,77 | 2,7 | 0,0079 | -0,16 |
| Вариант 2 | | | |
| 2,03 | 3,0 | 0,0278 | — |
| 4,06 | 4,0 | 0,0180 | -0,19 |
| 5,79 | 3,0 | 0,0084 | -0,17 |

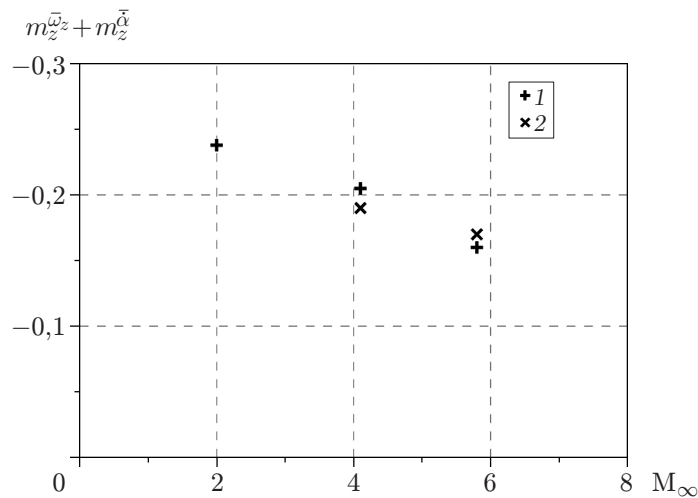


Рис. 5. Зависимость производных коэффициента продольного демпфирования от числа Маха M_∞ :
 1 — вариант 1, 2 — вариант 2

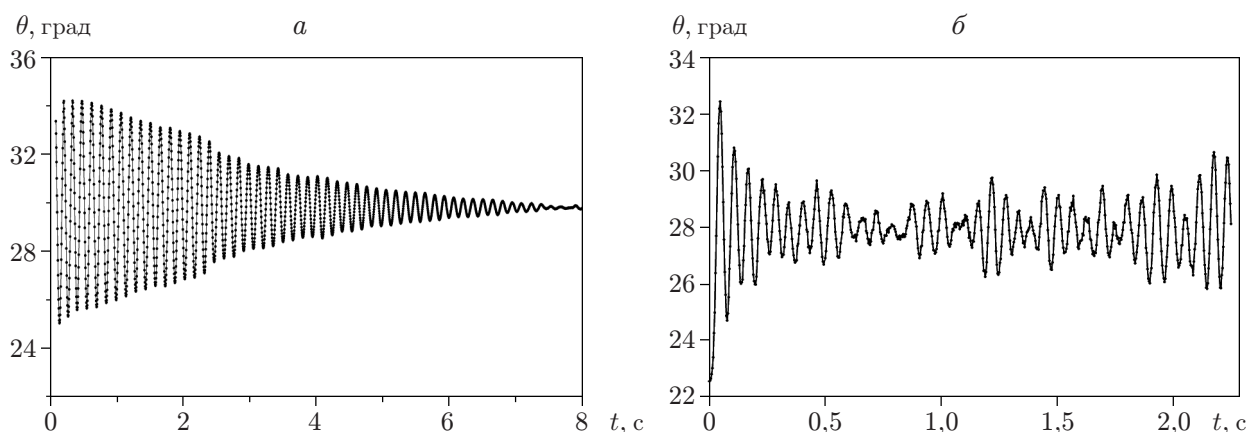


Рис. 6. Зависимость угла тангажа от времени в переходном процессе:
 а — $M_\infty = 6$ (вариант 2), б — $M_\infty = 2$ (вариант 2)

Обнаружено, что модель обладает статической и динамической устойчивостью во всех исследованных режимах, за исключением режима при $M_\infty = 2$ для модели с бóльшим смещением оси вращения относительно продольной оси, при котором возникают нерегулярные незатухающие колебания с максимальной амплитудой $\Theta \approx 4^\circ$, имеющие характер биений.

ЛИТЕРАТУРА

1. Белоцерковский С. М. Крыло в нестационарном потоке газа / С. М. Белоцерковский, Б. К. Скрипач, В. Г. Табачников. М.: Наука, 1971.
2. Липницкий Ю. М. Нестационарная аэродинамика баллистического полета / Ю. М. Липницкий, А. В. Красильников, А. Н. Покровский, В. Н. Шманенков. М.: Физматлит, 2003.
3. Козловский В. А. Экспериментальное определение в аэродинамических трубах методом свободных колебаний характеристик демпфирования спускаемых в атмосфере планет аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 2005. № 1. С. 81–94.
4. Беговщиц В. Н., Кабин С. В., Колинко К. А. и др. Метод свободных колебаний на упругом шарнире для исследования нестационарных аэродинамических производных при трансзвуковых скоростях потока // Учен. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 1996. № 3/4. С. 39–50.
5. Харитонов А. М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Новосибирск: Новосиб. гос. техн. ун-т, 2011.
6. Адамов Н. П., Пузырев Л. Н., Харитонов А. М. и др. Аэродинамические производные модели головного блока системы аварийного спасения при гиперзвуковых скоростях // Теплофизика и аэромеханика. 2013. Т. 20, № 6. С. 749–758.

Поступила в редакцию 12/III 2013 г.,
 в окончательном варианте — 17/X 2013 г.