

УДК 533.6.011.55

**Экспериментальные исследования  
аэродинамических характеристик модели  
возвращаемого аппарата  
на установке свободных колебаний  
при сверхзвуковых скоростях**

Н.П. Адамов<sup>1</sup>, **А.М. Харитонов<sup>1</sup>**, Е.А. Часовников<sup>1</sup>, А.А. Дядькин<sup>2</sup>,  
А.Н. Крылов<sup>2</sup>, Э.Н. Александров<sup>2</sup>

<sup>1</sup>*Институт теоретической и прикладной механики  
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

<sup>2</sup>*ОАО «Энергия», Королёв, Московская область*

E-mail: chas@itam.nsc.ru

Приведено описание установки свободных колебаний с поперечной державкой, модели и режимов испытаний. Изложена методика испытаний и обработки данных. Получены аэродинамические характеристики момента тангажа модели в широком диапазоне чисел Маха. Проведено сопоставление квазистационарных данных с расчетными, а также демпфирующих производных с полученными ранее производными с применением донной державки и с результатами расчетов. Обнаружено, что модель обладает статической и динамической устойчивостью на всех режимах, за исключением  $M = 1,75$  и  $2,25$ , при которых возбуждаются незатухающие колебания.

**Ключевые слова:** возвращаемый аппарат, свободные колебания, декремент затухания, аэродинамические характеристики.

**Введение**

Разработка перспективных возвращаемых космических летательных аппаратов (ВА) требует проведения большого объема испытаний моделей в аэродинамических трубах не только при установившемся движении (весовые испытания), но и при неустановившемся для определения аэродинамического демпфирования ВА. Полученная таким образом информация необходима для прогнозирования движения ВА в атмосфере земли, обеспечения безопасного спуска, а также для расчета параметров системы управления в случае возникновения автоколебаний ВА по углу атаки. В работе [1] приведены стационарные аэродинамические характеристики перспективного ВА при сверхзвуковых скоростях. В настоящей работе изложены результаты исследований нестационарных аэродинамических характеристик ВА.

### 1. Экспериментальная установка, модель и режимы испытаний

Экспериментальные испытания модели ВА проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе периодического действия Т-313 ИТПМ СО РАН [2] (поперечное сечение рабочей части составляло  $0,6 \times 0,6 \text{ м}^2$ ) на установке свободных колебаний с подшипниками качения. Общий вид установки и ее конструктивная схема представлены на рис. 1. Такой вариант поддерживающих устройств с поперечной державкой, широко используемый за рубежом [3], был выбран благодаря следующим его основным преимуществам по сравнению с донной державкой:

- меньшее влияние на донное течение, что повышает точность моделирования такого явления, как потеря демпфирования [3];
- возможность измерения угла тангажа модели при помощи датчика, встроенного в вилку (для модели с донной державкой очень сложно решить эту проблему);

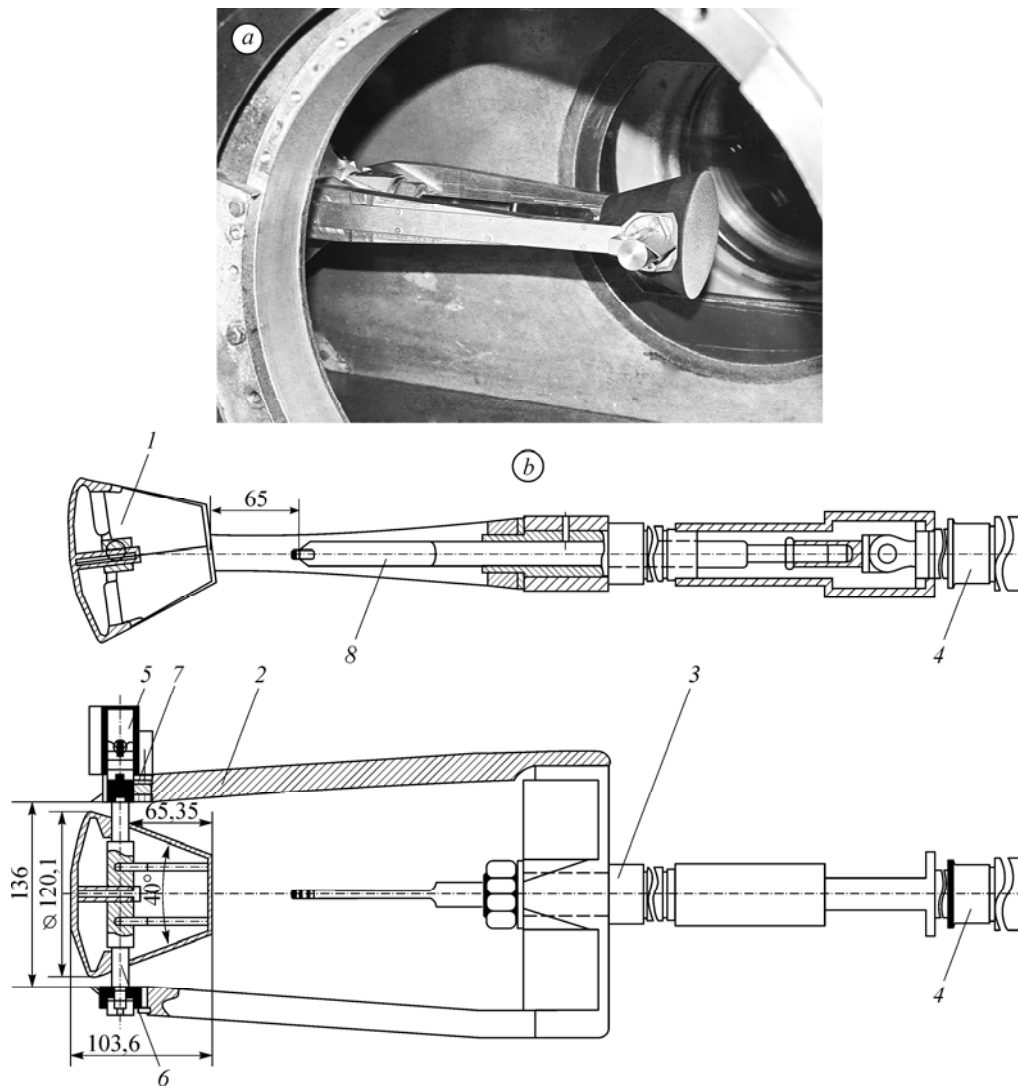


Рис. 1. Установка свободных колебаний.

*a* — общий вид установки в аэродинамической трубе Т-313; *b* — конструктивная схема установки (размеры в мм):  
 1 — модель, 2 — вилка, 3 — державка, 4 — пневмоцилиндр, 5 — датчик угла,  
 6 — ось вращения, 7 — подшипники качения, 8 — арретир.

– отсутствие необходимости до эксперимента оценивать балансирующий угол атаки модели;

– отсутствие ограничений по амплитуде колебаний.

Остановимся подробнее на схеме установки (рис. 1). На вилке 2 закреплен узел колебаний, включающий в себя два подшипника качения 7 и ось 6. Модель 1 неподвижно зафиксирована на оси. Державка 3 вилки монтируется в саблевидную подвеску  $\alpha$ -механизма механических весов в трубном положении модели (с углом крена  $180^\circ$ ). Система фиксации и освобождения модели состоит из пневмоцилиндра 4, закрепленного на хвостовой части державки, и арретира 8. Шток пневмоцилиндра перемещает арретир соответственно в переднее или заднее положения. В переднем положении арретир фиксирует модель в стационарном положении с заданным углом тангажа. При выходе трубы на рабочий режим арретир переводится в заднее положение, освобождая модель. После затухания переходного процесса (выхода модели на балансирующий угол атаки) производится остановка трубы Т-313.

Для доводки установки свободных колебаний и отладки всех механизмов был создан динамический тарировочный стенд. Определение момента инерции модели и коэффициента трения в подшипниках качения проводилось методом физического маятника с использованием контрольных грузов [4–6]. Для измерения угла тангажа модели использовался абсолютный энкодер ЛИР-ДА219 — цифровой датчик углового положения российского производителя «СКБ ИС», размещенный в вилке (рис. 1). Паспортная точность датчика — 150 угловых секунд. Частота опроса составляла примерно 500 Гц. Проводилась также видеосъемка процесса движения модели в Т-313 скоростной цифровой видеокамерой через теневой прибор ИАБ-451 с частотой 500 Гц. Главная цель этой съемки заключалась в определении угла тангажа модели [6] в случае неудовлетворительной работы энкодера. Переходные процессы, полученные этими двумя методами измерений и приведенные на рис. 2 для одного режима, практически неразличимы.

Модель ВА в масштабе 1:37 натуре представляет собой капсулу в виде сферического лобового щита с обратным усеченным конусом с углом полураствора  $20^\circ$  (рис. 1). Радиус лобового щита модели  $R = 145,2$  мм, диаметр миделя — 120,9 мм, длина — 103,6 мм. Положение оси вращения (центр масс ВА) в связанной системе координат  $OXYZ$  (начало системы расположено на оси симметрии модели в концевом шпангоуте, ось  $OX$  направлена по оси симметрии вперед) имеет нормированные координаты:  $x_{\text{цм}}/l = 0,65$ ,

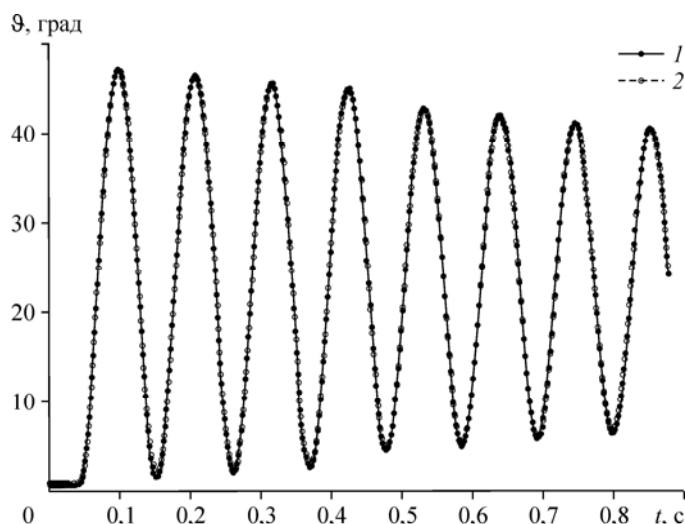


Рис. 2. Сравнение двух методов измерения угла тангажа модели в трубе Т-313.

1 — оптический, 2 — при помощи энкодера;  $M = 6,0$ .

Таблица

Критерии подобия и аэродинамические производные модели

Число Маха M	Число Рейнольдса Re·10 <sup>-6</sup>	Приведенная частота колебаний $\bar{\omega}$	$\alpha_{\text{bal}}, ^\circ$	$m_z^\alpha$	$m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$
Повышенные числа Рейнольдса					
1,80	2,4	0,030	19,2	-0,150	0
2,04	2,7	0,028	23,3	-0,157	-0,167
2,30	2,7	0,025	22,0	-0,148	-0,177
2,55	2,8	0,025	21,7	-0,166	-0,203
3,06	3,4	0,023	24,1	-0,159	-0,190
3,55	4,1	0,023	23,5	-0,170	-0,230
4,05	4,9	0,023	21,9	-0,171	-0,232
6,04	0,9	0,007	22,6	-0,185	-0,213
Пониженные числа Рейнольдса					
2,55	1,6	0,019	21,5	-0,168	-0,256
3,05	2,1	0,018	23,2	-0,161	-0,216

$y_{\text{цм}}/l = -0,04$  (центровка), где  $x_{\text{цм}} = 0,0668$  м и  $y_{\text{цм}} = -0,00411$  м — координаты центра масс. Корпус модели изготовлен из алюминиевого сплава. Характерные геометрические параметры модели, используемые при расчете аэродинамических характеристик, были следующими: площадь  $S = 0,0115$  м<sup>2</sup>, длина  $l = 0,103$  м.

Момент инерции модели относительно оси вращения  $I_z = 0,676 \cdot 10^{-3}$  кг·м<sup>2</sup>. Следует отметить, что критерий подобия — безразмерный момент инерции  $i_z = 2I_z/\rho S l^3$ , где  $\rho$  — плотность воздуха — в работе не моделировался.

Испытания проводились в диапазоне чисел Маха невозмущенного потока  $M = 1,75-6,0$  и чисел Рейнольдса  $Re = (1-5) \cdot 10^6$  (см. табл.), рассчитанных по характерной длине модели. Фиксация модели арретиром проводилась при  $\alpha \approx 0^\circ$ .

2. Методика обработки результатов испытаний

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

$$I_z \cdot \Delta \ddot{\vartheta} + [-(m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}) \frac{qSl^2}{V}] \cdot \Delta \dot{\vartheta} + (-m_z^\alpha qSl) \cdot \Delta \vartheta - M_{\text{тр}} = 0, \quad (1)$$

где  $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$  — известный комплекс аэродинамических производных демпфирования,  $q$  — скоростной напор,  $V$  — скорость потока в трубе,  $m_z^\alpha$  — производная коэффициента момента тангажа по углу атаки,  $\Delta \vartheta = \vartheta - \vartheta_{\text{bal}}$ ,  $\vartheta$  — угол тангажа модели,  $\vartheta_{\text{bal}}$  — балансирующий угол тангажа модели,  $\Delta \dot{\vartheta}$  и  $\Delta \ddot{\vartheta}$  — соответственно первая и вторая производная по времени,  $M_{\text{тр}}$  — момент сил трения в подшипниках качения. Момент сил трения моделировался функцией:  $M_{\text{тр}} = -\left(R f_* \frac{d}{2}\right) \text{sign}(\dot{\vartheta})$ , где  $R$  — реакция в подшипниках,  $f_*$  — приведенный коэффициент трения,  $d$  — диаметр цапфы подшипника. Приближенное решение уравнения (1) имеет вид:  $\Delta \vartheta = \Delta \Theta \cos \omega_0 t$ , где  $\omega_0 = \sqrt{-m_z^\alpha qSl/I_z}$  — частота собственных колебаний модели,  $\Delta \Theta$  — амплитуда колебаний, изменение которой описывается уравнением  $d \Delta \Theta / dt = -n \cdot \Delta \Theta - k_{\text{тр}}$ , где  $n = -(m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}) qSl^2 / 2I_z V$  — декремент аэродинамического демпфирования,  $k_{\text{тр}} = Rdf_*/\pi I_z \omega_0$ .

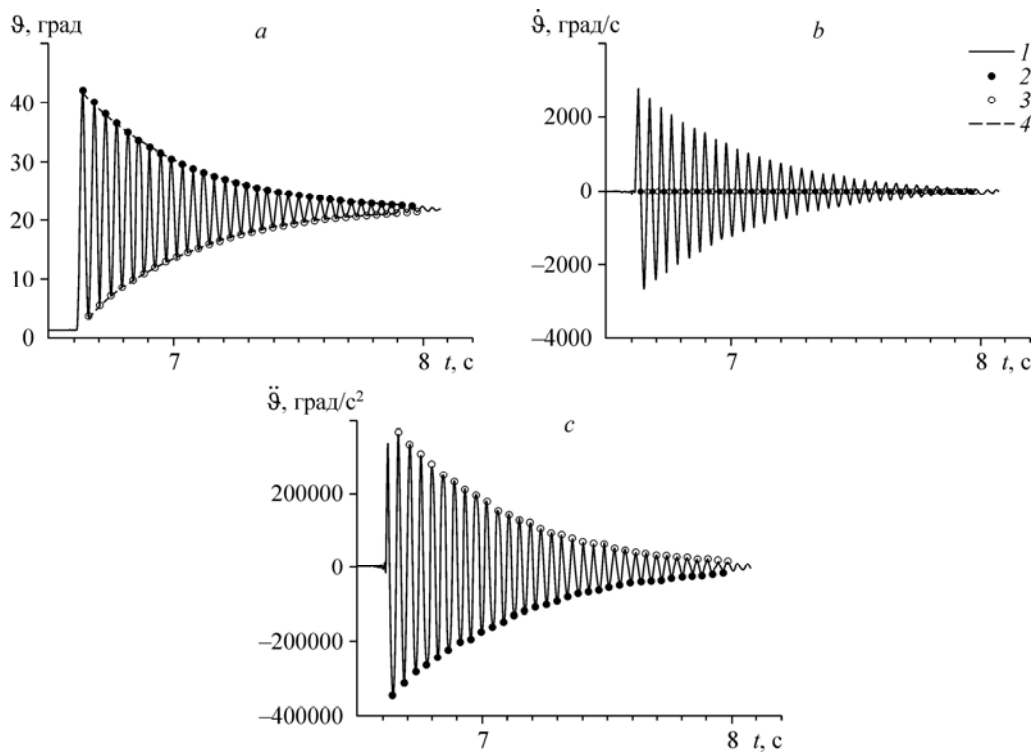


Рис. 3. Зависимости кинематических параметров от времени.

$a$  — угол тангажа,  $b$  — угловая скорость,  $c$  — угловое ускорение; 1 — сглаженный сигнал, 2 — значения при  $\dot{\Theta} = 0$  и  $\Theta_{\max}$ , 3 — значения при  $\dot{\Theta} = 0$  и  $\Theta_{\min}$ , 4 — аппроксимация.

Решение последнего уравнения имеет вид [7]

$$\Delta\Theta(t) = \left(\Delta\Theta_0 + \frac{k_{\text{тр}}}{n}\right) \exp(-nt) - \frac{k_{\text{тр}}}{n}. \quad (2)$$

Методика определения аэродинамического демпфирования заключается в следующем. На первом этапе находятся огибающие амплитуд  $\Theta(t)$  экспериментального переходного процесса. Достигается это следующим образом. Сигнал (рис. 3а) подвергается сглаживанию с помощью цифрового фильтра. Затем осуществляются его сплайн-аппроксимация и численное дифференцирование (рис. 3б). Далее находят моменты времени, соответствующие  $\dot{\Theta} = 0$  ( $\Theta_{\max}$ ) и  $\dot{\Theta} = 0$  ( $\Theta_{\min}$ ) (рис. 3б). В эти моменты времени рассчитывается угол тангажа, т.е. приближенно определяются огибающие амплитуд  $\Theta_{\max}(t)$  и  $\Theta_{\min}(t)$  (рис. 3а). На этом же этапе определяется круговая частота колебаний модели  $\omega \approx \omega_0$ . На втором этапе огибающие амплитуд  $\Theta(t)$  аппроксимируются по методу наименьших квадратов зависимостью (2) (пример аппроксимации см. на рис. 3а) и определяется декремент  $n$ . После этого рассчитываются аэродинамические производные:

$$m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}} = -2I_z n \frac{V}{qSl^2}, \quad m_z^{\alpha} = -\frac{\omega^2 I_z}{qSl}. \quad (3)$$

Уравнение движения модели без учета момента трения в более общем виде выглядит следующим образом:

$$\frac{I_z}{qSl} \ddot{\Theta} = m_z(t) = m_{zst} + (m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}) \frac{l}{V} \dot{\Theta}, \quad (4)$$

где  $m_{zst} = m_{zst}(\alpha)$  — зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки при стационарном обтекании. Определив вторую производную угла тангажа  $\ddot{\vartheta}$  и используя (4), можно рассчитать текущие значения коэффициента момента тангажа при колебаниях модели. Вторая производная  $\ddot{\vartheta}$  находится численным двойным дифференцированием  $\vartheta$  (см. пример на рис. 3с). Значения второй производной  $\ddot{\vartheta}$  при  $\dot{\vartheta} = 0$  (рис. 3с) позволяют найти стационарные значения  $m_{zst}$ .

Зная стационарные характеристики модели  $c_{xst}(\alpha)$  и  $c_{yst}(\alpha)$  (весовые испытания) и коэффициент трения в подшипниках качения (тарировочные испытания), можно внести поправки на влияние момента трения.

Определение параметров потока в трубе проводилось по стандартной методике, принятой в Т-313. Доверительные интервалы определения аэродинамического демпфирования при нормальном законе распределения и доверительной вероятности  $P = 0,95$  составляли  $\pm 2\sigma = \pm(0,02-0,04)$ .

### 3. Обсуждение результатов испытаний

На рис. 4 приведены переходные процессы угла тангажа модели по времени. Пунктирными линиями изображены результаты аппроксимации огибающих амплитуд  $\vartheta$ , град

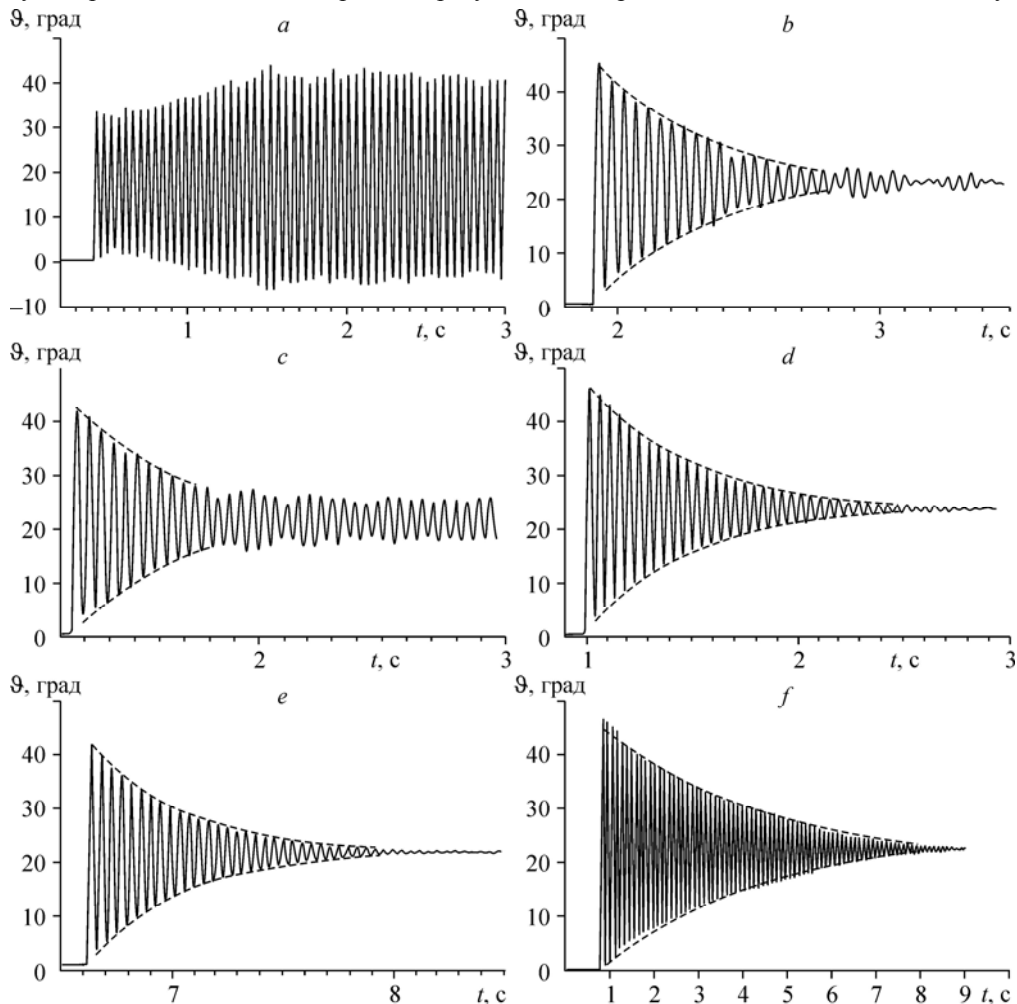


Рис. 4. Переходные процессы угла тангажа по времени при повышенных числах Рейнольдса.  $M = 1,75$  (a), 2,0 (b), 2,25 (c), 3,0 (d), 4,0 (e), 6,0 (f).

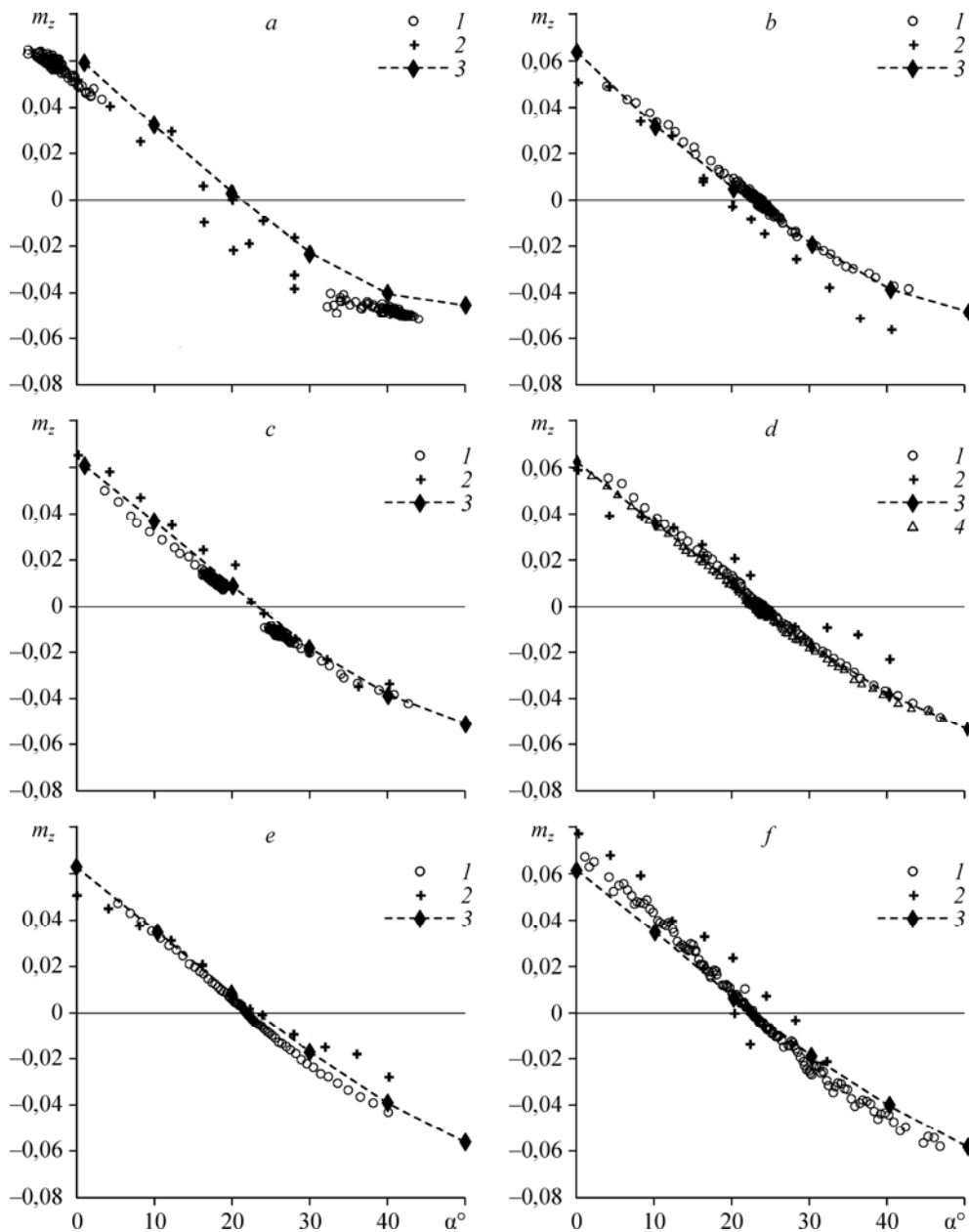


Рис. 5. Зависимости аэродинамических коэффициентов  $m_z$  от угла атаки.

$M = 1,75$  (a), 2,0 (b), 2,25 (c), 3,0 (d), 4,0 (e), 6,0 (f); 1, 4 — динамические испытания соответственно при повышенных и пониженных числах Рейнольдса, 2 — весовые испытания, 3 — расчет.

по описанной выше методике. Нетрудно видеть, что при числе  $M = 1,75$  возбуждаются незатухающие колебания с амплитудой  $\Delta\theta \approx 22^\circ$ . При  $M = 2,25$  также возбуждаются незатухающие колебания, но с гораздо меньшей амплитудой  $\Delta\theta \approx 4,5^\circ$ . При остальных числах Маха модель обладает динамической устойчивостью.

На рис. 5 представлены стационарные (квазистационарные) аэродинамические характеристики, результаты весовых испытаний и расчетные стационарные аэродинамические характеристики натурального объекта [1]. Видно, что квазистационарные и расчетные характеристики с хорошей точностью согласуются между собой (за исключением случая режима  $M = 1,75$ ). Согласование результатов весовых испытаний гораздо хуже.

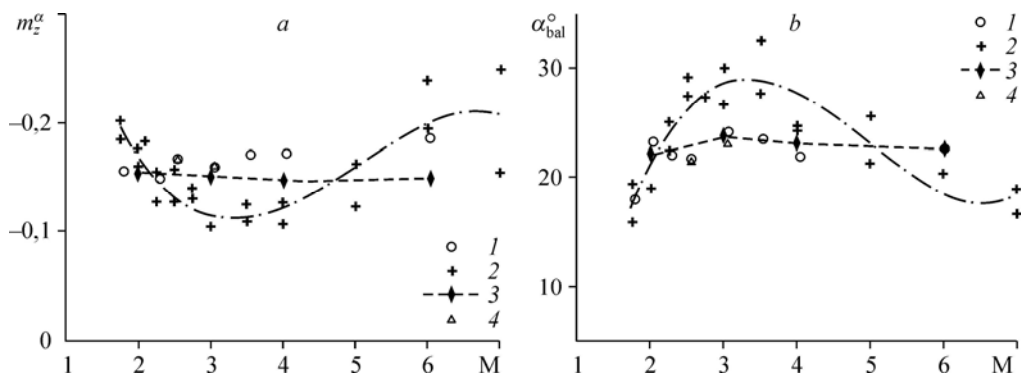


Рис. 6. Сравнение расчетных и экспериментальных характеристик.

$a$  — производная  $m_z(\alpha)$ ,  $b$  — балансирующий угол атаки; 1, 4 — динамические испытания соответственно при повышенных и пониженных числах Рейнольдса, 2 — весовые испытания, 3 — расчет.

Еще большее различие наблюдается для производных  $m_z^\alpha$  и балансирующего угла атаки (рис. 6). Производные  $m_z^\alpha$  расчетных данных и данных весовых испытаний определялись посредством линейной аппроксимации соответствующих зависимостей  $m_z(\alpha)$  в диапазоне углов атаки  $\alpha = 0-40^\circ$ . Производные  $m_z^\alpha$  в динамических испытаниях рассчитывались по частоте колебаний (3). Видно, что производные динамических испытаний и расчетные производные хорошо согласуются между собой и слабо зависят от числа Маха. Производные весовых испытаний сильно отличаются от последних и существенно зависят от числа Маха (рис. 6а, штрихпунктирная линия). Аналогичные закономерности прослеживаются и для балансирующих углов атаки  $\alpha_{bal}$  (рис. 6б). Отмеченные отличия характеристик весовых испытаний обусловлены, по всей видимости, искажением поля течения около модели под воздействием донной державки.

В таблице (см. раздел 1) представлены аэродинамические производные модели и параметры подобия (динамический эксперимент;  $\bar{\omega} = \omega l/V$  — приведенная частота колебаний). На рис. 7 изображены экспериментальные и расчетные характеристики аэродинамического демпфирования в зависимости от числа Маха (вертикальные метки отображают доверительные интервалы  $\pm 2\sigma$  эксперимента). Численное моделирование выполнено в программном комплексе Ansys Fluent при трех числах Маха:  $M = 1,75, 2,00$  и  $2,55$ . Расчеты проводились на структурированной сетке в два этапа. Первый этап — решение стационарной задачи внешнего обтекания на угле атаки  $\alpha_{bal} + \Delta\Theta_0$ . Второй этап — решение нестационарной задачи на подвижной сетке с одной степенью свободы (вращение вокруг оси  $Oz$ ). Внешняя граница представляла собой сферу с радиусом 10 калибров, что позволяло не перестраивать сетку, а поворачивать ее всю целиком вокруг оси  $Oz$ . Расчеты выполнялись решателем Density-Based Solver (DBS) с использованием модели турбулентности SST  $k-\omega$ . Для задания движения и записи результатов использовался интерфейс User Defined Functions (UDF).

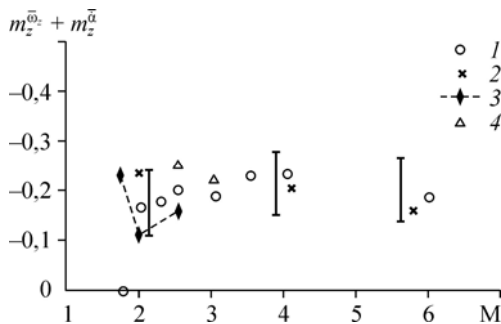


Рис. 7. Зависимость аэродинамического демпфирования от числа М.

1, 4 — экспериментальные данные настоящей работы соответственно при повышенных и пониженных числах Рейнольдса, 2 — данные работы [5] (испытания на донной державке), 3 — результаты расчетов настоящей работы.



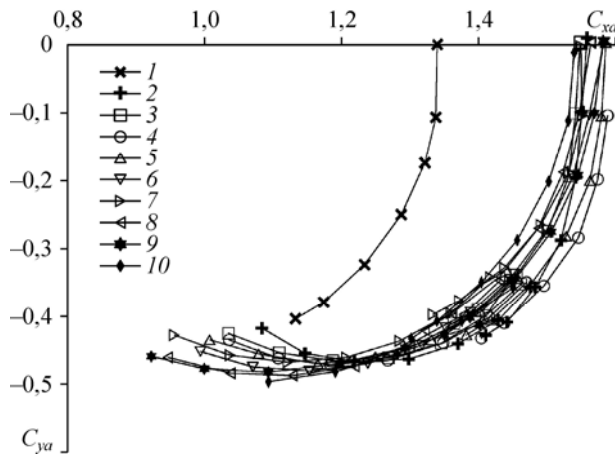


Рис. 8. Зависимость стационарных значений коэффициента подъемной силы от коэффициента лобовой силы (весовые испытания).

$M = 1,75$  (1), 2 (2), 2,25 (3), 2,5 (4), 2,75 (5), 3 (6), 3,5 (7), 4 (8), 5 (9), 6 (10).

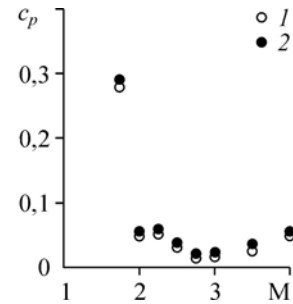


Рис. 9. Зависимость коэффициента давления в обтекатель державки от числа Маха.

1 — донный стаканчик модели, 2 — обтекатель сабли;  
 $c_p = p/q$ ,  $p$  — статическое давление.

Обработка переходных процессов по углу атаки (было рассчитано три периода колебаний) выполнялась аналогично обработке экспериментальных данных (см. раздел 2). Числа Рейнольдса  $Re = (0,9 - 1,2) \cdot 10^6$ , начальная амплитуда колебаний  $\Delta\theta_0 \approx 9^\circ$ . Видно удовлетворительное согласование экспериментальных данных, полученных на поперечной и донной державках [5], и расчетных данных.

По поводу режима  $M = 1,75$  следует отметить следующее. Экспериментальные данные свидетельствуют о том, что при  $M = 1,75$  стационарные аэродинамические характеристики (рис. 5, 8) измеряются с большими систематическими погрешностями. По-видимому, это обусловлено тем, что отраженная от стенок аэродинамической трубы головная ударная волна попадает в ближний дозвуковой след модели, приводя к повышению донного давления и искажению поля течения в этой области. На рис. 9 показаны коэффициенты давления, измеренные в обтекатель донной державки модели при весовых испытаниях. Видно, что при  $M = 1,75$  имеет место скачкообразный рост давления. Очевидно, что влияние границ потока при  $M = 1,75$  отражается и на демпфирующих характеристиках модели. Не исключено, что незатухающие колебания модели в основном обусловлены этим фактором, т.е. систематическими погрешностями. Для подтверждения этой гипотезы требуются дополнительные исследования.

### Заключение

Создана установка свободных колебаний с поперечной державкой на подшипниках качения для испытаний моделей в аэродинамической трубе Т-313 ИТПМ СО РАН при колебаниях по углу тангажа. Разработана методика определения аэродинамических характеристик момента тангажа моделей при их неустановившемся движении. Проведены испытания и получены аэродинамические характеристики модели ВА в интервале чисел Маха 1,75–6,0.

Обнаружено, что при числе  $M = 1,75$  возбуждаются незатухающие колебания модели с амплитудой  $\Delta\theta \approx 22^\circ$ . Однако этот эффект требует дополнительного подтверждения, так как не исключено, что он обусловлен влиянием границ потока. При числах  $M = 2-6$  модель обладает динамической устойчивостью, причем характеристики аэродинамического

демпфирования, полученные экспериментальными методами с применением поперечной и донной державок, удовлетворительно согласуются между собой и с результатами численного моделирования.

Показано, что квазистационарные характеристики  $m_z(\alpha)$  с хорошей точностью согласуются с расчетными стационарными. Результаты весовых испытаний приводят к большим систематическим погрешностям определения  $m_z(\alpha)$ , обусловленным, по всей видимости, влиянием донной державки. Последнее сильно отражается на производной статической устойчивости модели  $m_z^\alpha$  и на балансировочном угле атаки.

### Список литературы

1. Адамов Н.П., Дядькин А.А., Казаков М.И., Крылов А.Н., Скороваров А.Ю., Харитонов А.М., Часовников Е.А. Аэродинамические характеристики моделей возвращаемых аппаратов при сверхзвуковых скоростях полета // Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т. 22, № 5. С. 557–565.
2. Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента // Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2011. С. 142–146.
3. Kazemba C.D., Braun R.D., Clark L.G., Schoenenberger M. Survey of blunt body dynamic stability in supersonic flow // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 13–16 August 2012, Minneapolis, Minnesota. AIAA 2012–4509. 27 p.
4. Адамов Н.П., Пузырёв Л.Н., Харитонов А.М., Часовников Е.А., Дядькин А.А., Крылов А.Н. Аэродинамические производные модели головного блока системы аварийного спасения при гиперзвуковых скоростях // Теплофизика и аэромеханика. 2013. Т. 20, № 6. С. 749–758.
5. Адамов Н.П., Пузырёв Л.Н., Харитонов А.М., Часовников Е.А., Дядькин А.А., Крылов А.Н. Демпфирующие характеристики возвращаемого аппарата при гиперзвуковых скоростях // Прикладная механика и техническая физика. 2014. Т. 53, № 5. С. 165–171.
6. Адамов Н.П., Харитонов А.М., Часовников Е.А. Аэродинамические производные конуса с углом полураствора при сверхзвуковых скоростях // Теплофизика и аэромеханика. 2014. Т. 21, № 6. С. 711–723.
7. Липницкий Ю.М., Красильников А.В., Покровский А.Н., Шмаенков В.Н. Нестационарная аэродинамика баллистического полета. М.: Физматлит, 2003. 176 с.

*Статья поступила в редакцию 13 июня 2016 г.*