

УДК 533.6.011.55

**Методические исследования нестационарных
аэродинамических характеристик модели
отделяемого головного блока
системы аварийного спасения
при сверхзвуковых скоростях**

Н.П. Адамов¹, **А.М. Харитонов¹**, Е.А. Часовников¹, А.А. Дядькин²,
А.Н. Крылов²

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

²*РКК «Энергия» им. С.П. Королева, Королёв, Московская область*

E-mail: chas@itam.nsc.ru

Приведено краткое описание измерительных средств, установки свободных колебаний с поперечной державкой, модели и условий испытаний. Изложена методика обработки экспериментальных данных. Получены квазистационарные и демпфирующие аэродинамические характеристики момента тангажа модели в диапазоне чисел Маха $M = 1,75-6$. Проведено сопоставление результатов исследований с расчетными данными, а также с полученными ранее экспериментальными данными с применением донной державки. Обнаружено, что при $M = 3-6$ возбуждаются регулярные незатухающие колебания модели.

Ключевые слова: модель отделяемого головного блока системы аварийного спасения, сверхзвуковые скорости, свободные колебания, квазистационарные характеристики, декремент затухания, аэродинамическое демпфирование.

Введение

При разработке перспективных пилотируемых ракетно-космических систем большое внимание уделяется системе аварийного спасения, которая должна обеспечивать спасение экипажа в случае возникновения аварийной ситуации с ракетой на всем этапе вывода космического аппарата на орбиту. Для возвращаемых космических аппаратов (ВА) «механическую» функцию по спасению выполняет отделяемый головной блок системы аварийного спасения (ОГБ), который с помощью двигателей отводится от нее на безопасное расстояние. Отработка аэродинамической компоновки ОГБ и его системы управления базируется на испытаниях моделей в аэродинамических трубах при установившемся и неустановившемся движении. Полученная информация используется для прогнозирования движения ОГБ в атмосфере Земли, также для расчета параметров системы управления в случае возникновения автоколебаний ОГБ по углу атаки (или скольжения). В работе [1] были приведены стационарные аэродинамические характеристики

ОГБ перспективной ракетно-космической системы при сверхзвуковых скоростях. В настоящей работе получены квазистационарные и демпфирующие аэродинамические характеристики модели этого ОГБ с применением установки свободных колебаний с поперечной державкой (рис. 1). Несколько слов о выборе такого варианта поддерживающих устройств. Хорошо известно, что демпфирующие аэродинамические характеристики затупленных тел очень чувствительны к влиянию поддерживающих устройств [2]. В практике аэродинамического эксперимента нашли применение как донные [2–4], так и поперечные [2, 5] державки. Но вопрос о том, какие из них оказывают меньшее влияние, остается до сих пор открытым. В работе [6] для определения демпфирующих аэродинамических характеристик модели ВА Otion вначале были использованы два варианта донных державок с различными углами заклинения державки относительно среднего угла атаки модели. После того, как результаты испытаний показали существенное отличие аэродинамического демпфирования модели для этих вариантов донной державки, они были признаны неудовлетворительными, и был сделан выбор в пользу установки с поперечной державкой. С учетом этого, а также благодаря следующим преимуществам установки свободных колебаний с поперечной державкой, в настоящей работе также был выбран этот вариант установки:

- наличие вилки позволяет разместить в ней датчик угла атаки (для модели с донной державкой решить проблему измерения угла атаки значительно сложнее);
- отсутствуют ограничения по амплитуде колебаний (что важно при возникновении автоколебаний с большой амплитудой).

Основная задача состояла в получении демпфирующих и квазистационарных аэродинамических характеристик момента тангажа модели ОГБ при сверхзвуковых скоростях на установке свободных колебаний с поперечной державкой.

Главная цель работы заключалась в том, чтобы провести сравнение аэродинамических характеристик с данными, полученными расчетными и различными экспериментальными методами, и показать, что установка свободных колебаний с поперечной державкой позволяет получать достоверные данные.

1. Измерительные средства. Модель. Условия экспериментов

Экспериментальные испытания модели ОГБ были проведены в сверхзвуковой аэродинамической трубе периодического действия Т-313 ИТПМ СО РАН [7] на установке свободных колебаний с поперечной державкой. Общий вид установки и ее конструктивная схема представлены на рис. 1. Основой установки является вилка 2. На вилке закреплен узел колебаний, включающий в себя два подшипника качения 7 и ось 6. Модель ОГБ 1 неподвижно зафиксирована на оси. Державка вилки 3 монтируется в саблевидную подвеску α -механизма механических весов в трубном положении модели. Система фиксации и освобождения модели состоит из пневмоцилиндра 4, закрепленного на хвостовой части державки, и арретира 8. Шток пневмоцилиндра перемещает арретир в переднее или заднее положение. Арретир в переднем положении фиксирует модель при заданном угле атаки. При выходе трубы на рабочий режим арретир переводится в заднее положение, освобождая модель. После затухания переходного процесса производится остановка трубы Т-313.

Определение коэффициента трения в подшипниках качения производилось на тарировочном стенде методом физического маятника с использованием контрольных грузов [3–5]. Для измерения угла тангажа (атаки) модели в вилке размещался абсолютный цифровой фотоэлектрический датчик углового положения ЛИР-ДА219 (энкодер) российского производителя «СКБ ИС» (рис. 1). Паспортная точность датчика составляла 150 угловых секунд, частота опроса — 1000 Гц.

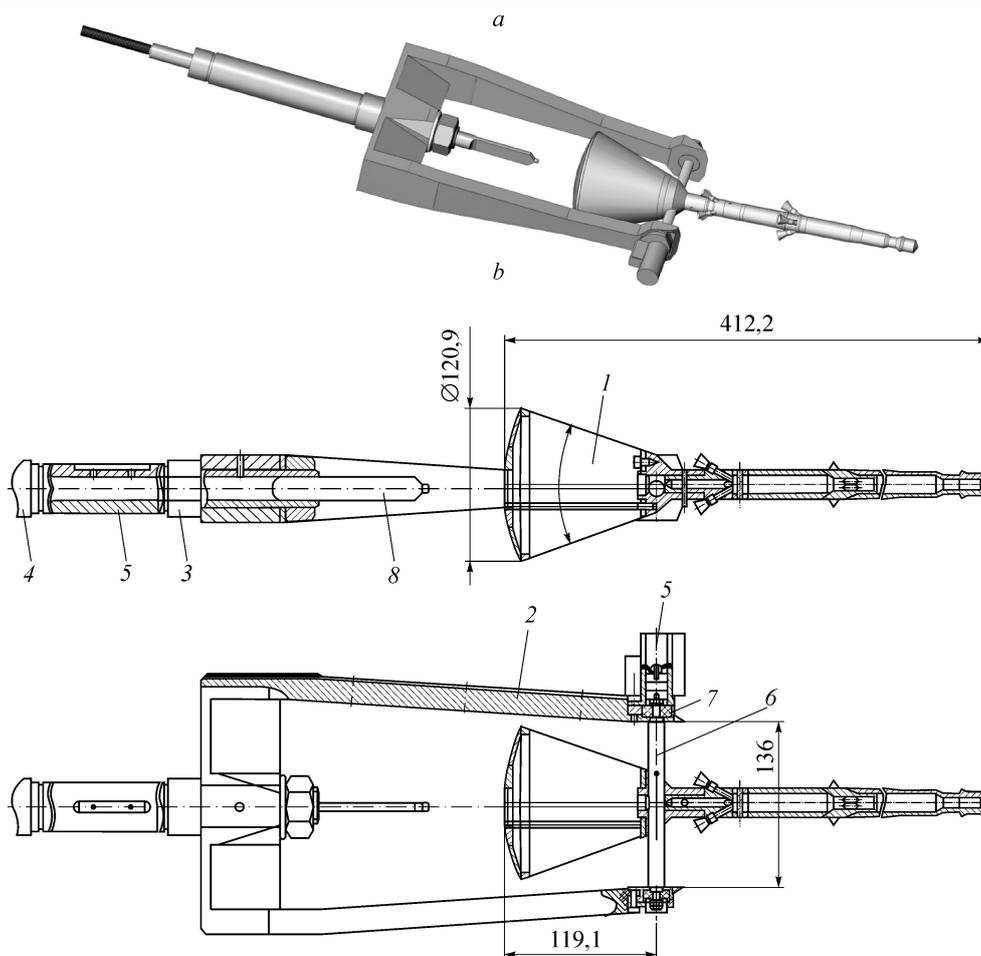


Рис. 1. Установка свободных колебаний.

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

Модель ОГБ включает в себя капсулу ВА и двигательную установку (рис. 1). Был выбран масштаб 1:37 от натуре (диаметр миделя составлял 120,9 мм). Корпус модели изготовлен из алюминиевого сплава.

Положение оси вращения (центр масс) в связанной системе координат $OXYZ$ (начало системы расположено на оси симметрии модели в вершине лобового щита, ось OX направлена по оси симметрии вперед) имеет нормированные координаты: $x_{цм}/l = 0,282$, $y_{цм}/l = -0,0065$ (центровка), где $x_{цм}$ и $y_{цм}$ — координаты центра масс. Характерные геометрические параметры модели, используемые при расчете аэродинамических характеристик, составляют: площадь $S = 0,0115 \text{ м}^2$, длина $l = 0,412 \text{ м}$. Момент инерции модели относительно оси вращения I_z был вычислен по программе «Solid-Works» и составил $5,385 \cdot 10^{-3} \text{ кг} \cdot \text{м}^2$. Безразмерные моменты инерции i_z модели приведены в табл. 1 ($i_z = 2I_z/\rho S l^3$, где ρ — плотность воздуха).

Испытания проводились при числах Маха невозмущенного потока $M = 1,75, 2, 2,25, 2,5, 3, 3,5, 4$ и 6 в диапазоне чисел Рейнольдса $Re = (4-20) \cdot 10^6$, рассчитанных по характерной длине модели. При $M = 3$ испытания были проведены при двух числах Re (см. табл. 1). Начальный угол атаки составлял примерно 13° . Критерии подобия для натурального аппарата даны в табл. 2.

Таблица 1

Критерии подобия и аэродинамическое демпфирование модели

Число Маха М	Число Рейнольдса $Re \cdot 10^{-6}$	Безразмерный момент инерции I_z	Приведенная частота колебаний $\bar{\omega}$	$m_z^{\bar{\omega}} + m_z^{\bar{\alpha}}$
Модель на поперечной державке				
1,8	10	24	0,0852	-0,0760
2,0	11	25	0,0868	-0,0469
2,3	11	29	0,0841	-0,0592
2,6	12	33	0,0888	-0,0478
3,0	14	36	0,0790	-0,0848
3,6	17	38	0,0787	-0,0836
4,0	18	41	0,0822	-0,0724
6,1	4	413	0,0283	-0,0636
3,1	8	61	0,0623	-
Модель на донной державке [3]				
2,0	14	23	0,0726	-0,0315
4,1	25	41	0,0641	-0,0864
5,8	10	220	0,0244	-0,0678

Таблица 2

Критерии подобия натурального объекта

Число Маха М	Число Рейнольдса $Re \cdot 10^{-6}$	Безразмерный момент инерции I_z
1,7	436	40
2,0	323	59
4,0	34	635
6,0	3	6110

2. Методика обработки результатов испытаний

Движение модели в аэродинамической трубе относительно оси вращения с малой амплитудой можно описать с помощью следующего уравнения:

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

где $\Delta \theta = \theta - \theta_{bal}$, θ — угол тангажа модели, θ_{bal} — балансировочный угол тангажа, $\Delta \dot{\theta}$ и $\Delta \ddot{\theta}$ — соответственно первая и вторая производные по времени, $m_z^{\bar{\omega}} + m_z^{\bar{\alpha}}$ — известный комплекс аэродинамических производных демпфирования, q — скоростной напор, V — скорость потока в трубе, m_z^{α} — производная коэффициента момента тангажа по углу атаки, $M_{тр}$ — момент сил трения в подшипниках качения. Момент сил трения моделировался функцией $M_{тр} = [-R f_* d / 2] \operatorname{sgn}(\dot{\theta})$, где R — реакция в подшипниках, f_* — приведенный коэффициент трения, d — диаметр цапфы подшипника.

Уравнение (1) при малом моменте сил трения и аэродинамическом демпфировании имеет приближенное решение (решение первого приближения [8]):

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

где $\Delta \Theta$ — амплитуда колебаний, $\omega_0 = \sqrt{-m_z^{\alpha} qSl / I_z}$ — частота собственных колебаний модели. Изменение амплитуды $\Delta \Theta$ при этом описывается уравнением

$$d \Delta \Theta / dt = -n \cdot \Delta \Theta - k_{тр},$$

где $n = \frac{-(m_z^{\bar{\omega}} + m_z^{\bar{\alpha}})qSl^2}{2I_z V}$ — декремент аэродинамического демпфирования, $k_{тр} = Rdf/(\pi I_z \omega_0)$ — параметр, обусловленный трением в подшипниках качения.

Решение последнего уравнения имеет вид следующей функции [9]:

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

Зависимость (2) использовалась в работе для определения аэродинамического демпфирования. Для этого на первом этапе находились огибающие амплитуд $\Theta(t)$ экспериментального переходного процесса. Достигалось это следующим образом. Сигнал подвергался сглаживанию с помощью цифрового фильтра. Затем проводилась его сплайн-интерполяция и численное дифференцирование. Далее находились моменты времени, соответствующие $\dot{\theta} = O(\theta_{\max})$ и $\dot{\theta} = O(\theta_{\min})$. И, наконец, в эти моменты времени рассчитывался угол тангажа, т.е. определялись огибающие амплитуд $\Theta_{\max}(t)$ и $\Theta_{\min}(t)$. На этом же этапе вычислялась круговая частота колебаний модели $\omega \approx \omega_0$. На втором этапе огибающие амплитуд $\Theta(t)$ аппроксимировались методом наименьших квадратов зависимостью (2) и определялся декремент затухания n [3–5]. После этого рассчитывалось аэродинамическое демпфирование:

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

Движение модели (без учета момента сил трения) может быть описано в более общей, по сравнению с выражением (1), форме:

$$\frac{I_z}{qSl} \ddot{\theta} = m_{z\text{st}} + (m_z^{\bar{\omega}} + m_z^{\bar{\alpha}}) \frac{l}{V} \dot{\theta}, \quad (4)$$

где $m_{z\text{st}} = m_{z\text{st}}(\alpha)$ — зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки при стационарном обтекании. С помощью уравнения (4) в работе определялись стационарные характеристики $m_{z\text{st}}$ (будем называть их далее квазистационарными). Для этого посредством численного дифференцирования зависимости $\dot{\theta}(t)$ находилась вторая производная угла тангажа $\ddot{\theta}(t)$. Ее значения при $\dot{\theta} = 0$ позволили рассчитать квазистационарные характеристики $m_{z\text{st}} = \frac{I_z}{qSl} \ddot{\theta}$.

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

3. Обсуждение результатов испытаний

На рис. 2 приведены переходные процессы угла тангажа модели по времени. Штриховыми линиями изображены результаты аппроксимации огибающих амплитуд по описанной выше методике. Видно, что при числах $M = 1,75$ – $2,5$ модель обладает динамической устойчивостью. При $M = 3$ – 6 и больших возмущениях по углу атаки модель также динамически устойчива. Однако вблизи балансировочных углов атаки при этих числах Маха возбуждаются регулярные незатухающие колебания с амплитудой $\Delta\Theta \approx 2^\circ$ – 6° . Причем наиболее интенсивные колебания наблюдаются при $M = 6$ (рис. 2*h* и 3).

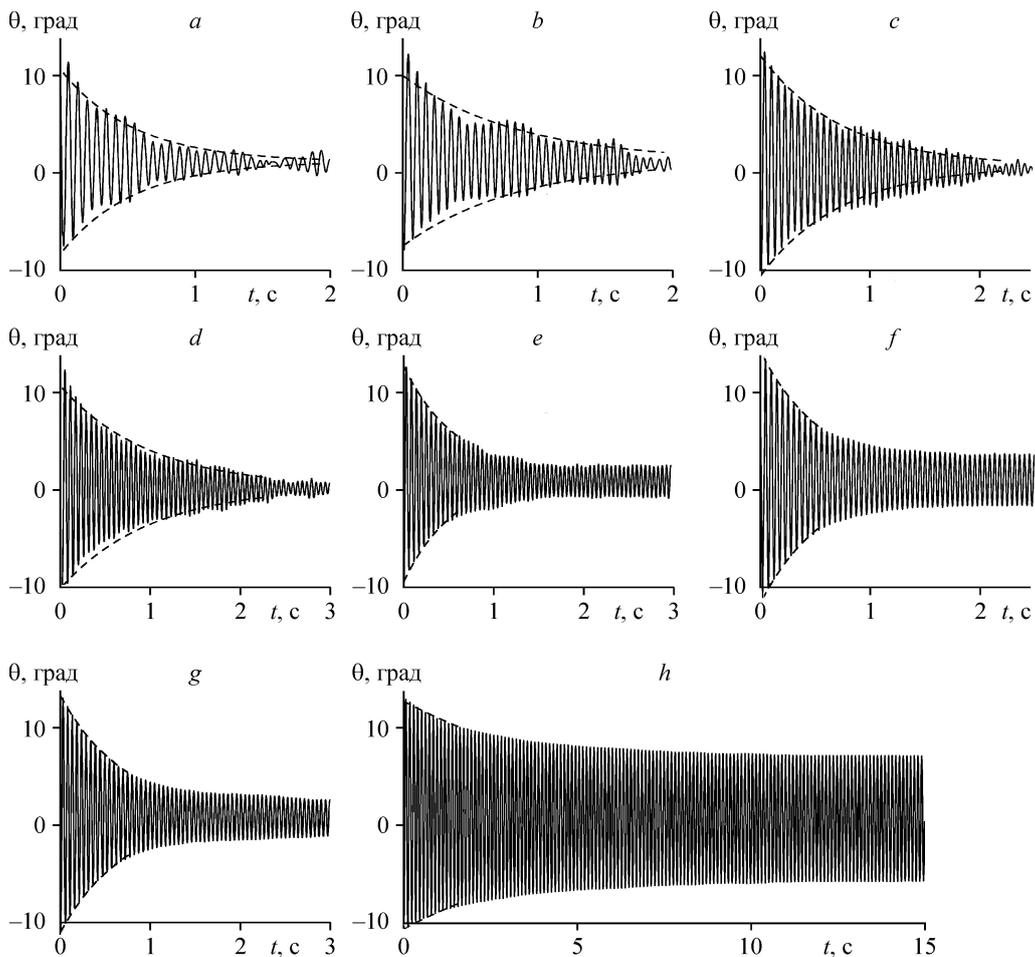
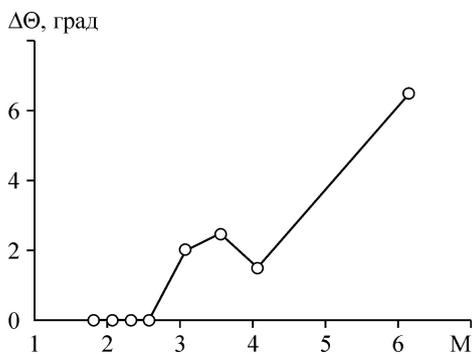


Рис. 2. Переходные процессы угла тангажа по времени.

$M = 1,75$ (a), 2 (b), 2,25 (c), 2,5 (d), 3 (e) (приведено только для $Re = 14 \cdot 10^6$), 3,5 (f), 4 (g), 6 (h).

В табл. 1 и на рис. 4 представлены характеристики аэродинамического демпфирования модели в зависимости от числа Маха (в табл. 1 параметр $\bar{\omega} = \omega l/V$ обозначает приведенную частоту колебаний). При $M = 3-6$ аэродинамическое демпфирование определяется по начальному (затухающему) участку переходного процесса (см. рис. 2). Кроме того, на рис. 4 приведены результаты испытаний модели близкой конфигурации на донной державке [3] (см. также табл. 1) и результаты расчетов [10]. Расчетные данные [10] были получены с помощью двух методов: на основе приближенного квазистационарного



подхода и посредством численного интегрирования нестационарных уравнений Эйлера. Эти модели имели несколько отличную геометрию и центровку: в работе [3] $x_{цм}/l = 0,289$, $y_{цм}/l = -0,007$; в работе [10] $x_{цм}/l = 0,235$, $y_{цм}/l = -0,0074$. Видно, что результаты настоящих испытаний удовлетворительно согласуются с результатами работы [3]

Рис. 3. Зависимость амплитуды незатухающих колебаний модели от числа Маха.

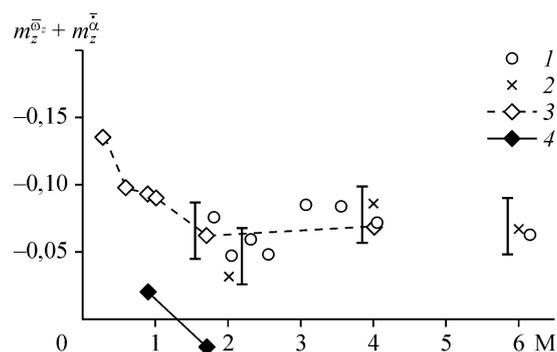


Рис. 4. Зависимость аэродинамического демпфирования от числа М.

1 — результаты настоящей работы, 2 — данные работы [3] (испытания на донной державке),
3 — расчет по приближенной методике [10], 4 — расчет по уравнениям Эйлера [10].

и расчетами по приближенной методике. Расчет по второму методу дает качественно отличающиеся данные (антидемпфирование при $M = 1,7$).

На рис. 5 изображены квазистационарные аэродинамические характеристики, стационарные аэродинамические характеристики из работы [1] и расчетные стационарные аэродинамические характеристики для натурального ОГБ [1], пересчитанные на нужную центровку.

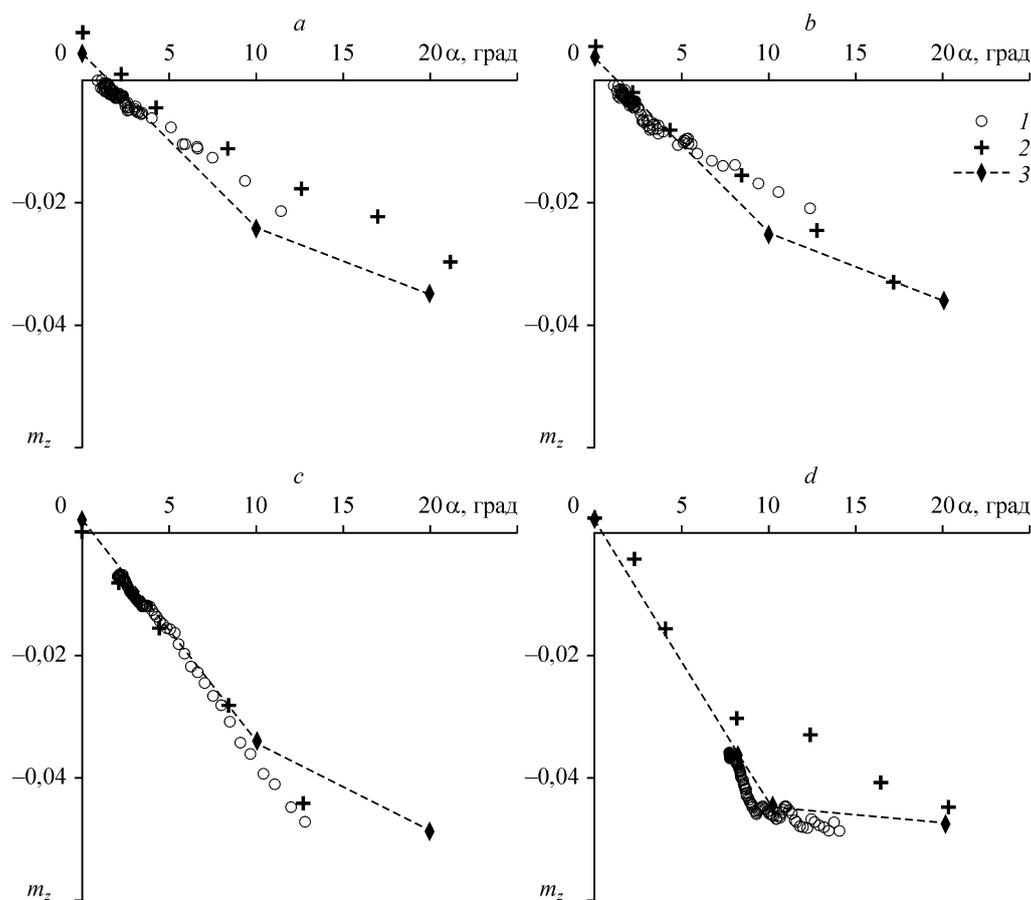


Рис. 5. Зависимости аэродинамических коэффициентов m_z от угла атаки.

$M = 1,75$ (a), 2 (b), 4 (c), 6 (d); 1 — квазистационарные характеристики,
2 — экспериментальные стационарные характеристики [1], 3 — расчетные стационарные характеристики [1].

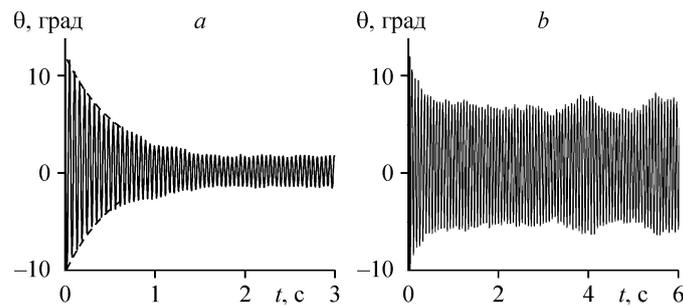


Рис. 6. Переходные процессы угла тангажа по времени при различных безразмерных моментах инерции при $M = 3$.

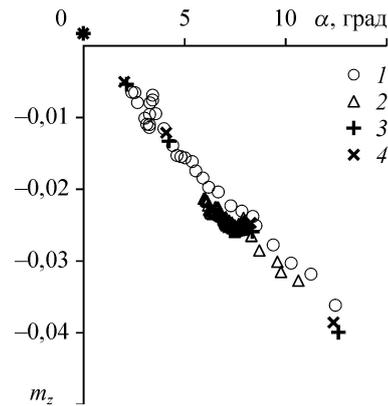
$a - Re = 14 \cdot 10^6, i_z = 36; b - Re = 8 \cdot 10^6, i_z = 61.$

Стационарные аэродинамические характеристики получены с использованием донной державки при тех же числах Рейнольдса, что и в настоящей работе (см. в табл. 1 числа Рейнольдса для испытаний на установке свободных колебаний с поперечной державкой). Нетрудно видеть, что при $M = 1,75$ и $M = 2$ квазистационарные и расчетные характеристики в диапазоне малых углов атаки $\alpha \approx 0^\circ - 7^\circ$ с хорошей точностью согласуются между собой. При больших углах атаки имеет место заметное расхождение данных. По-видимому, оно обусловлено влиянием числа Рейнольдса, величина которого для модели и натуре существенно отличается (при $M = 1,75$ в 43,6 раза). Стационарные аэродинамические характеристики при $\alpha > 7^\circ$ отличаются от расчетных еще сильнее. При $M = 4$ наблюдается хорошее согласование экспериментальных данных между собой во всем диапазоне углов атаки. Расчетные стационарные характеристики близки к экспериментальным до углов атаки 10° . При углах атаки $\alpha = 10^\circ - 20^\circ$ какое-то заключение сделать затруднительно, т.к. в этом диапазоне углов атаки отсутствуют данные расчетов. При $M = 6$ квазистационарные характеристики удовлетворительно согласуются со стационарными расчетными, но существенно отличаются от стационарных экспериментальных. Отметим, что числа Рейнольдса модели и натуре при $M = 4$ отличаются в два раза, а при $M = 6$ — всего на 30 % (см. табл. 1, 2). Из вышеприведенного анализа можно сделать заключение, что на установке свободных колебаний с поперечной державкой стационарный коэффициент момента тангажа ОГБ определяется с большей точностью, чем при стационарных испытаниях на механических весах [1].

С целью попытки обнаружения влияния приведенной (безразмерной) частоты колебаний на аэродинамическое демпфирование были проведены дополнительные испытания на установке свободных колебаний модели с большим безразмерным моментом инерции при $M = 3$. Увеличение безразмерного момента инерции достигалось путем уменьшения скоростного напора вследствие изменения режима работы аэродинамической трубы с помощью эжекторов. При этом заметно изменилось (уменьшилось) и число Рейнольдса (табл. 1 $Re = 8 \cdot 10^6$). Сопоставить переходные процессы при $M = 3$ для двух значений безразмерного момента инерции модели позволяет рис. 6. Видно, что уменьшение параметров потока и увеличение безразмерного момента инерции модели привело к росту амплитуды незатухающих колебаний с 2 градусов при $Re = 14 \cdot 10^6, i_z = 36$ до 6 градусов при $Re = 8 \cdot 10^6, i_z = 61$. Сопоставление квазистационарных и стационарных характеристик при двух числах Рейнольдса и $M = 3$ показывает (рис. 7), что они близки между собой. Это позволяет полагать, что изменение амплитуды незатухающих колебаний обусловлено, по-видимому, изменением безразмерной собственной частоты колебаний модели вследствие изменения безразмерного момента инерции. Следует отметить, что выявленный эффект, а также обнаруженные незатухающие колебания модели требуют дальнейшей проверки, так как они не были выявлены в работах [3, 10] и могли возникнуть из-за влияния поддерживающих устройств.

Рис. 7. Зависимости аэродинамических коэффициентов m_z от угла атаки при $M = 3$.

1, 2 — квазистационарные характеристики;
3, 4 — экспериментальные стационарные характеристики [1];
1, 3 — $Re = 14 \cdot 10^6$; 2, 4 — $Re = 8 \cdot 10^6$.



Заключение

Получены квазистационарные аэродинамические характеристики момента тангажа и аэродинамическое демпфирование модели ОГБ в диапазоне чисел Маха $M = 1,75-6$ при испытаниях на установке свободных колебаний с поперечной державкой. На основании сопоставления результатов настоящей работы с другими экспериментальными результатами и с результатами расчетов показано, что установка свободных колебаний с поперечной державкой позволяет в целом получать достоверные данные. В дополнительной проверке нуждаются выявленные незатухающие колебания модели при числах Маха $M = 3,0-6$. Точность определения стационарного коэффициента момента тангажа на установке оказалась выше, чем при испытаниях модели на аэродинамических весах при установившемся движении [1].

Список литературы

1. Адамов Н.П., Харитонов А.М., Часовников Е.А., Дядькин А.А., Казаков М.И., Крылов А.Н., Скороваров А.Ю. Аэродинамические характеристики возвращаемых аппаратов при сверхзвуковых скоростях // Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т. 22, № 5. С. 557–565.
2. Kazemba C.D., Braun R.D., Clark L.G., Schoenberger M. Survey of blunt body dynamic stability in supersonic flow // AIAA Paper. 2012. No. 2012–4509. P. 1–27.
3. 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.
4. 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 // Прикл. механика и технич. физика. 2014. № 5. С. 165–171.
5. Адамов Н.П., Харитонов А.М., Часовников Е.А., Дядькин А.А., Крылов А.Н., Александров Э.Н. Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик модели возвращаемого аппарата на установке свободных колебаний при сверхзвуковых скоростях // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23, № 6. С. 825–834.
6. Owens D.B., Aubuchon V.V. Overview of orion crew module and launch abort vehicle dynamic stability // AIAA Paper. 2011. No. 2011–3504. P. 1–24.
7. Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента // Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2011. С. 142–146.
8. Боголюбов Н.Н., Митропольский Ю.А. Асимптотические методы в теории нелинейных колебаний. М.: Физматгиз, 1958. 408 с.
9. Липницкий Ю.М., Красильников А.В., Покровский А.Н., Шмапенков В.Н. Нестационарная аэродинамика баллистического полета. М.: Физматлит, 2003. 176 с.
10. Еремин В.В., Липницкий Ю.М., Михалин В.А., Строилов А.В. Исследование нестационарных аэродинамических характеристик спускаемого аппарата с системой аварийного спасения // Космонавтика и ракетостроение. 2015. Вып. 3. С. 139–145.

Статья поступила в редакцию 27 декабря 2019 г.,
после доработки — 14 февраля 2020 г.,
принята к публикации 5 августа 2020 г.