Научная статья

УДК 533.6.013.4 DOI 10.25205/2541-9447-2023-18-1-43-52

Исследование самовозбуждающихся колебаний по тангажу коническо-сферического тела при числе Maxa M = 1,75 и двух моментах инерции

Никита Андреевич Мищенко¹ Евгений Александрович Часовников²

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН

Новосибирск, Россия

¹nikita.mishchenko@yahoo.com ¹chas@itam.nsc.ru, https://orcid.org/0009-0006-7380-0529

Аннотация

Проведены испытания коническо-сферического тела в сверхзвуковой аэродинамической трубе на установке свободных колебаний по углу тангажа при числе Маха M = 1,75 и двух моментах инерции тела относительно оси вращения. Для тела с большим моментом инерции получены автоколебания с амплитудой около 10 град. Впервые обнаружен феномен вырождения автоколебаний для тела с меньшим моментом инерции. Предпринята попытка смоделировать феномен при помощи обыкновенного линейного дифференциального уравнения первого порядка.

Ключевые слова

коническо-сферическое тело, аэродинамическое демпфирование, самовозбуждающиеся колебания, автоколебания

Источник финансирования

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2021–2023 годы (проект FWNE-2021-0012). Эксперименты проведены на базе ЦКП «Механика»

Благодарности

Авторы выражают благодарность Адамову Н. П. и Чистякову М. В., принявшим участие в подготовке и проведении экспериментов.

Для цитирования

Мищенко Н. А., Часовников Е. А. Исследование самовозбуждающихся колебаний по тангажу коническо-сферического тела при числе Маха М = 1,75 и двух моментах инерции // Сибирский физический журнал. 2023. Т. 18, № 1. С. 43–52. DOI 10.25205/2541-9447-2023-18-1-43-52

© Мищенко Н. А., Часовников Е. А., 2023

Study of Self-Excited Pitch Oscillations of Conical-Spherical Body at Mach Number M = 1.75 and Two Moments of Inertia

Nikita A. Mishchenko¹ Evgeniy A. Chasovnikov²

Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS Novosibirsk, Russian Federation

¹nikita.mishchenko@yahoo.com ²chas@itam.nsc.ru, https://orcid.org/0009-0006-7380-0529

Absract

Tests of a conical-spherical body in a supersonic wind tunnel were carried out on a free oscillation installation along the pitch angle at a Mach number M = 1.75 and two moments of inertia of the body relative to the axis of rotation. For a body with a large moment of inertia, self-oscillations with the amplitude of ca. 10 deg were obtained. For the first time, the phenomenon of degeneration of self-oscillations for a body with a smaller moment of inertia has been discovered. An attempt was made to model the phenomenon using an ordinary linear differential equation of the first order.

Keywords

conical-spherical body, aerodynamic damping, self-excited oscillations, self-oscillations

Funding

The work was carried out within the framework of the Program of Fundamental Scientific Research of the State Academies of Sciences for 2021–2023 (project FWNE-2021-0012). The experiments were carried out using the equipment of the Joint Access Center "Mechanics".

Acknowledgements

The authors are grateful to N. P. Adamov and M. V. Chistyakov who took part in planning and conducting the experiments.

For citation

Mishchenko N. A., Chasovnikov E. A. Study of Self-Excited Pitch Oscillations of Conical-Spherical Body at Mach Number M = 1.75 and Two Moments of Inertia. *Siberian Journal of Physics*, 2023, vol. 18, no. 1, pp. 43–52. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2023-18-1-43-52

Введение

Как показывают многочисленные исследования, при движении спускаемых космических летательных аппаратов в атмосфере планет при небольших сверхзвуковых и трансзвуковых скоростях часто возникает потеря их аэродинамического демпфирования с последующим формированием незатухающих колебаний по углу атаки (автоколебаний). Этот явление является крайне неблагоприятным с практической точки зрения и приводит к необходимости развертывания парашютов. Поэтому его изучению посвящено большое количество экспериментальных и теоретических работ (см. обзор [1], включающий 83 источника). Несмотря на это, вследствие ряда трудностей, до сих пор остается много открытых вопросов. Хотя и установлено, что причиной феномена является взаимодействие срывного течения, образующегося за осесимметричным затупленным телом, с задней частью тела, механизмы этого взаимодействия изучены слабо. Также отсутствуют адекватные математические модели, позволяющие смоделировать явление для решения практических задач.

По-видимому, аналогичные срывные течения формируются и за телом, представляющим собой острый круговой конус с задней полусферической частью (коническо-сферическое тело, см. рис. 1, *a*). Для него при малых сверхзвуковых скоростях M = 1,75, 2,0 и 2,25 и моменте инерции $I_z = 14,0 \cdot 10^{-3}$ кгм² также были обнаружены самовозбуждающиеся колебания [2] при испытаниях в аэродинамической трубе на установке свободных колебаний с поперечной державкой (см. рис. 1, *б*). Далее эта модель по мере необходимости будет обозначаться как «тяжелая» модель.



Рис. 1. Схема модели (а) и общий вид модели и установки свободных колебаний в аэродинамической трубе Т-313 ИТПМ СО РАН (б). Размеры в мм. Круглым маркером на оси симметрии отмечено положение оси вращения *Fig. 1.* Scheme of the model (a) and general view of the model and installation of free oscillations in the wind tunnel T-313 ITAM SB RAS (б). Dimensions provided in mm. The round marker on the axis of symmetry marks the position of the axis of rotation

Следует отметить, что важные результаты по потере аэродинамического демпфирования конусов, имеющих плоскую заднюю поверхность, при дозвуковых скоростях получены в работе [3].

В настоящей работе изложены результаты дальнейших исследований самовозбуждающихся колебаний коническо-сферического тела. Основное внимание уделено изучению влияния момента инерции тела на амплитуду автоколебаний.

Постановка эксперимента

Было испытано геометрически идентичное коническо-сферическое тело с меньшим моментом инерции $I_Z = 2,2 \cdot 10^{-3}$ кгм² (далее – «легкая» модель).

В таблице приведены условия испытаний, параметры подобия и экспериментальные характеристики колебаний тела. Расшифровка обозначений: № прот. – четырехзначный номер протокола испытаний, Re – число Рейнольдса, α_0 – начальный угол атаки (при фиксации тела арретиром), $i_z = \frac{2I_z}{\rho Sl^3}$ – безразмерный момент инерции тела (параметр подобия при свободных колебаниях [4]), ρ – плотность воздуха, S – характерная площадь тела, l – характерная длина тела, $\overline{\omega} = \omega l/V$ – приведенная частота колебаний, $\omega = 2\pi f$ – круговая частота колебаний модели, S – скорость потока, Θ_{avt} – амплитуда автоколебаний. Везде далее в подрисуночных надписях номер протокола обозначается четырехзначным числом в скобках.

Были проведены дополнительные испытания «тяжелой» модели с небольшим закруглением носика конуса по сфере (см. табл.). Радиус закругления составлял r = 2 мм ($\bar{r} = r / D = 0,0166$; D – диаметр миделевого сечения). Анализ показал, что это не сказалось заметным образом на интегральных характеристиках.

В дальнейшем используются экспериментальные характеристики: коэффициент момента тангажа, его квазистационарные значения (в моменты мгновенной остановки), огибающие переходных процессов угла тангажа по времени и эквивалентные аэродинамические производные. Методики их определения изложены в работах [5; 6]. Эквивалентные аэродинамические производные везде в дальнейшем определялись по методу 2 [5] посредством аппроксимации коэффициента момента тангажа эквивалентным его значением на участке колебаний N = 2-5 (N -

число периодов колебаний)
$$m_z = (m_Z^{\alpha})_{\mathbf{e}} \cdot \vartheta + (m_z^{\overline{\omega}_Z} + m_Z^{\overline{\alpha}})_{\mathbf{e}} \frac{l}{V} \cdot \dot{\vartheta}$$
, где $(m_Z^{\alpha})_{\mathbf{e}}$ и $(m_z^{\overline{\omega}_Z} + m_Z^{\overline{\alpha}})_{\mathbf{e}}$ – эк-

вивалентные аэродинамические производные (постоянные величины на рассматриваемом участке колебаний), 9 – угол тангажа, 9 – производная угла тангажа по времени.

					<u> </u>			
№ прот.	М	Re-10-6	<i>I_z</i> ·10 ³ , кгм ²	α ₀ , град	i_z .	ω	Θ _{аνt} , град	Примечание
4157	1,80	3,98	14,0	4,7	917	0,0199	9,54	
4126	1,79	3,83	14,0	11,6	823	0,0207	9,95	
4161	1,79	3,95	14,0	33,8	919	0,0196	11,8	
4160	1,79	3,37	14,0	-1,1	1080	0,0184	10,0	Пониженное Re
4327	1,79	4,00	14,0	10,5	901	0,0199	11,0	Носик закруглен
4329	1,79	3,98	14,0.	-1,2	904	0,0199	9,5	Носик закруглен
4326	1,78	4,15	2,2.	10,8	135	0,0556	0,0	

Параметры эксперимента

Parameters of Experiments

Обсуждение результатов эксперимента

На рис. 2 черным цветом изображены исходные данные в виде зависимости угла тангажа от времени. Видно, что для «тяжелой» модели возникают самовозбуждающиеся колебания, развитие которых приводит к автоколебаниям с амплитудой порядка 10 град (см. таблицу). Для «легкой» модели движение практически затухает. Следует отметить, что такой феномен вырождения автоколебаний в известной авторам литературе не встречался. Однако прогноз этого эффекта дан в работе [7] для сегментально-конического тела.

На рис. 3 представлены квазистационарные значения коэффициента момента тангажа. Там же приведены данные для коническо-сегментального тела, центр сферического сегмента которого совпадает с осью вращения (модель 1 [8]). Видно, что аэродинамические характеристики близки к линейным, а влияние полусферы исследуемого тела находится в пределах погрешностей измерения.

На рис. 4 даны зависимости эквивалентного коэффициента демпфирования тангажа от амплитуды колебаний. Характерно, что для «тяжелой» модели антидемпфирование максимально при малых амплитудах. С ростом амплитуды антидемпфирование уменьшается и становится равным нулю при автоколебаниях.



Рис. 2. Переходные процессы угла тангажа по времени: $a - I_Z = 14,0 \cdot 10^{-3}$ кгм² (4329); $\delta - I_Z = 2,2 \cdot 10^{-3}$ кгм² (4326); l - 3ксперимент; 2 - 3расчет

Fig. 2. Pitch angle transients over time: $a - I_Z = 14.0 \cdot 10^{-3} \text{ kgm}^2$ (4329); $\delta - I_Z = 2.2 \cdot 10^{-3} \text{ kgm}^2$ (4326); *1*-experiment; 2-calculation

ISSN 2541-9447 Сибирский физический журнал. 2023. Том 18, № 1 Siberian Journal of Physics, 2023, vol. 18, no. 1



Рис. 3. Зависимость квазистационарного аэродинамического коэффициента $m_{z_{kst}}$ от угла атаки: 1 – эксперимент (4159, 4160, 4329, 4326); 2 – эксперимент, модель 1; 3 – аппроксимация 1, 2 линейной зависимостью *Fig. 3. Dependence* of the quasi-stationary aerodynamic coefficient on the angle of attack: *1*—experiment (4159, 4160, 4329, 4326); 2—experiment, model 1; 3—approximation 1, 2 by linear dependence



Рис. 4. Зависимость эквивалентного коэффициента демпфирования тангажа от амплитуды колебаний: $a - I_Z = 14,0 \cdot 10^{-3}$ кгм²: 1–5 – эксперимент (4157, 4160, 4161, 4327, 4329); 6, 7 – расчет (4329, 4161); I-3 - N = 4,5, 4-7 - N = 2,5; $\delta - I_Z = 2,2 \cdot 10^{-3}$ кгм² (4326): I-3 – эксперимент, N = 4,5, 6,5, 8,5; 4 – расчет, N = 2,5Fig. 4. Dependence of the equivalent pitch damping coefficient on the oscillation amplitude. $a - I_Z = 14.0 \cdot 10^{-3}$ кgm²: I-5—experiment (4157, 4160, 4161, 4327, 4329); 6, 7—calculation (4329, 4161); I-3 - N = 4.5, 4-7 - N = 2.5. $b - I_Z = 2.2 \cdot 10^{-3}$ kgm² (4326): I-3—experiment, N = 4.5, 6.5, 8.5; 4—calculation, N = 2.5

Моделирование самовозбуждающихся колебаний

Для математического описания аэродинамического момента тангажа при неустановившемся движении тел в настоящее время наиболее широко применяется концепция аэродинамических производных [9]. Эта концепция использовалась, в частности, для описания свободного движения исследуемого коническо-сферического тела при $I_z = 2,2 \cdot 10^{-3}$ кгм² и M = 2,3 [10]. Известны другие математические модели, а именно: гипотеза запаздывания [11] и гипотеза релаксации [7; 12]. Важно отметить, что смоделировать феномен вырождения автоколебаний при помощи концепции аэродинамических производных и гипотезы запаздывания не представляется возможным.

В настоящей работе предпринята попытка использования гипотезы релаксации для моделирования свободных колебаний коническо-сферического тела при двух моментах инерции [12]:

$$m_{z} = m_{z_{st}}(\alpha) + m_{z}^{\overline{\omega}_{z}} \frac{\omega_{z} l}{V} + m_{z^{*}}^{\overline{\alpha}} \frac{\dot{\alpha} l}{V} + \Delta m_{z}, \qquad (1)$$

$$\frac{\overline{T} l}{V} \frac{d(\Delta m_z)}{dt} + \Delta m_z = \overline{T} \left(m_{z^*}^{\alpha} - m_{z_s}^{\alpha} \right) \frac{\dot{\alpha} l}{V},$$
(2)

где $m_{z_{st}}(\alpha)$ – коэффициент момента тангажа m_z при установившемся движении, $m_z^{\overline{m}_z}$, $m_{z^*}^{\overline{\alpha}}$, $m_{z^*}^{\overline{\alpha}}$, $m_{z^*}^{\alpha}$ – аэродинамические производные (функции угла атаки); $m_{z_s}^{\alpha}$ – производная $m_{z_s}(\alpha)$ по

ISSN 2541-9447 Сибирский физический журнал. 2023. Том 18, № 1 Siberian Journal of Physics, 2023, vol. 18, no. 1 углу атаки, $\overline{T} = \frac{T(\alpha)V}{l}$ и $T(\alpha)$ – соответственно безразмерная и размерная постоянная вре-мени (функции угла атаки), $\omega_z = \frac{d\Theta}{dt}$ – угловая скорость тангажа, $\dot{\alpha}$ – производная угла атаки по времени.

Сущность гипотезы релаксации заключается в том, что при небольшом ступенчатом изменении угла атаки Δα относительно α коэффициент момента тангажа вначале мгновенно меняется на величину $m_{z^*}^{\alpha} \Delta \alpha$ относительно стационарного $m_{z_{\alpha}}(\alpha)$, а затем релаксирует по экспоненте $\left(m_{z^*}^{\alpha} - m_{z_{st}}^{\alpha}\right) \Delta \alpha \exp(-\frac{t}{T})$ к установившемуся значению $m_{z_{st}}(\alpha + \Delta \alpha)$. Постоянная времени характеризует длительность этого процесса. Производные $m_{z}^{\overline{\omega}_{z}}$ и $m_{z^*}^{\overline{\alpha}}$ характеризуют демпфирование передней части тела.

Уравнения движения тела на установке свободных колебаний по углу тангажа в аэродинамической трубе с учетом (1) и (2) и кинематической связи $\dot{\alpha} = \omega_z$ выглядят следующим образом:

$$\frac{d\alpha}{dt} = \omega_z, \tag{3}$$

$$\frac{d\omega_z}{dt} = m_z \left(\frac{\rho \cdot V^2}{2I_z}\right) S l + \frac{M_{fr}}{I_z},\tag{4}$$

где M_{fr} – момент трения в узле вращения. Момент сил трения моделировался функцией $M_{fr} = \left| -R f_* \frac{d}{2} \right| \cdot \operatorname{sgn}(\dot{\alpha}),$ где R – реакция в подшипниках, f_* – приведенный коэффициент трения в подшипниках, *d* – внутренний диаметр подшипников. Реакция в подшипниках определялась с использованием данных весового аэродинамического эксперимента, а приведенный коэффициент трения в подшипниках находился при проведении стендовых испытаний.

В (1) и (2) неизвестны четыре функции угла атаки: $m_{z_{q}} = m_{z_{kq}}(\alpha), \ m_{z}^{\overline{\omega}_{z}} + m_{z^{*}}^{\overline{\alpha}}, \ \overline{T}, m_{z^{*}}^{\alpha} - m_{z_{q}}^{\alpha}$ Примем допущения:

1. Стационарный коэффициент момента тангажа равен квазистационарному $m_{z_{a}} = m_{z_{ba}}(\alpha)$. В дальнейшем использовалась линейная аппроксимация экспериментальных данных (рис. 3) $m_{z_{u}}(\alpha) = m_{z_{u}}^{\alpha} \alpha = -0,360 \alpha$ (размерность α в рад).

2. Коэффициент демпфирования тангажа $m_z^{\overline{\omega}_z} + m_{z^*}^{\overline{\dot{\alpha}}}$ равен таковому, рассчитанному по линейной теории [13] $m_{z^*}^{\overline{\omega}_z} + m_{z^*}^{\overline{\alpha}} = -0,27.$

3. Безразмерная постоянная времени \overline{T} не зависит от угла атаки. 4. Функция $m_{z^*}^{\alpha} - m_{z_{st}}^{\alpha}$ является квадратичной функцией угла атаки $m_{z^*}^{\alpha} - m_{z_{st}}^{\alpha} = b_0 + b_1 \cdot \alpha^2$, где b_0 и b_1 – постоянные коэффициенты.

Таким образом, определению подлежат три постоянных параметра: \overline{T} , b_0 и b_1 .

Параметры подбирались из условия согласования расчетных и экспериментальных огибающих переходных процессов угла тангажа по времени для двух реализаций, соответствующих двум частотам колебаний (Прот. 4329 и 4326). Расчетные переходные процессы определялись посредством численного интегрирования уравнений движения (1-4) методом Рунге-Кутты четвертого порядка. Методика подбора параметров заключается в следующем. Назначается величина \overline{T} . Затем для «тяжелой» модели подбираются параметры b_0 и b_1 , обеспечивающие приемлемое согласование расчетных огибающих с экспериментом. Далее для этих параметров проводится расчет переходного процесса для «легкой» модели и проверяется степень его соответствия экспериментальному. В случае неудовлетворительного согласования назначается

новое значение постоянной времени и процесс повторяется до тех пор, пока не достигается удовлетворительное согласование огибающих для двух частот колебаний. Шаг изменения постоянной времени в процессе подбора параметров был принят равным $\Delta \overline{T} = 5$. Параметры, соответствующие удовлетворительному согласованию данных (рис. 2), равны: $\overline{T} = 40,0$, $b_0 = 0,028$ 1/рад, $b_1 = -2,3$ 1/рад³. Они и были приняты в дальнейших расчетах в качестве оптимальных.

Численные исследования показывают, что расчетные и экспериментальные переходные процессы угла тангажа по времени для других испытаний также удовлетворительно согласуются между собой кроме (4161, см. табл.), для которого имеет место значительное различие данных, но амплитуда автоколебаний моделируется удовлетворительно.

Ниже рассматриваются различные расчетные аэродинамические характеристики коэффициента момента тангажа и в ряде случаев проводится их сравнение с экспериментальными.

На рис. 4 дано сравнение эквивалентного коэффициента демпфирования тангажа модели. Видно удовлетворительное согласование расчета с экспериментом за исключением данных для протокола 4161 (рис. 4, *a*). Также удовлетворительно согласуются эквивалентные аэродинамические производные (m_Z^{α}), огибающие расчетных и экспериментальных зависимостей коэффициента момента тангажа от времени и квазистационарные значения коэффициента момента тангажа.

На рис. 5 приведены расчетные зависимости коэффициента момента тангажа и различных его составляющих от угла атаки при двух частотах колебаний. Для «тяжелой» модели эти зависимости взяты в режиме автоколебаний, а для «легкой» – в режиме начального участка затухающих колебаний.

К сожалению, большой разброс экспериментальных данных не позволил провести сравнение зависимости коэффициента момента тангажа от угла атаки с расчетом.



Рис. 5. Зависимости коэффициента момента тангажа и его составляющих от угла атаки: $a, \, \delta, \, e - I_Z = 14,0 \cdot 10^{-3}$ кгм² (4329); $c, \, \partial, \, e - I_Z = 2,2 \cdot 10^{-3}$ кгм² (4326)

Fig. 5. Calculated dependences of the pitching moment coefficient and its components on the angle of attack: $a, b, e - I_Z = 14.0 \cdot 10^{-3} \text{ kgm}^2 (4329); c, d, e - I_Z = 2.2 \cdot 10^{-3} \text{ kgm}^2 (4326)$

Из рис. 5, б видно, что при меньшей частоте колебаний модели при околонулевых углах атаки имеет место отрицательное демпфирование (антидемпфирование; направление обхода зависимости $m_z - m_{z_M} = f(\alpha)$ – по часовой стрелке). При больших и малых углах атаки наблюдается демпфирование (направление обхода зависимости $m_z - m_{z_M} = f(\alpha)$ – против часовой стрелке). При большей частоте колебаний (рис. 5, ∂) модель на всех углах атаки обладает демп-



Рис. 6. Зависимости коэффициента момента тангажа от безразмерной скорости изменения угла атаки при $\alpha = 0$ град: $a - I_Z = 14,0 \cdot 10^{-3}$ кгм² (4329); $\delta - I_Z = 2,2 \cdot 10^{-3}$ кгм² (4326); I -эксперимент; 2 -аппроксимация 1 кубическим полиномом; 3 -расчет

Fig. 6. Dependences of the pitching moment coefficient on the dimensionless rate of change of the angle of attack at $\alpha = 0$ deg. $a - I_Z = 14.0 \cdot 10^{-3}$ kgm² (4329); $b - I_Z = 2.2 \cdot 10^{-3}$ kgm² (4326). *I*-experiment; *2*-approximation *I* by a cubic polynomial; *3*-calculation



Рис. 7. Зависимость амплитуды автоколебаний от приведенной частоты: 1 – эксперимент; 2 – расчет *Fig. 7.* Dependence of the amplitude of self-oscillations on the reduced frequency: 1—experiment; 2— calculation

фированием. Примечательно, что для Δm_z (задняя часть модели, рис. 5, *в*, *е*) для обеих частот наблюдается антидемпфирование во всем диапазоне углов атаки. Качественно такие же зависимости получены для давлений, измеренных в некоторых точках задней поверхности модели спускаемого аппарата Muses-C, в работе [11].

На рис. 6 приведены расчетные зависимости коэффициента момента тангажа от безразмерной скорости изменения угла атаки для двух моментов инерции при $\alpha = 0$, определенные методом сечений [6]. Нетрудно заметить, что эти зависимости имеют су-

щественно нелинейный характер и сильно отличаются для двух частот колебаний. Там же дано сравнение этих характеристик с экспериментальными. Несмотря на большой разброс экспериментальных данных, их кубическая аппроксимация удовлетворительно согласуется с расчетом.

Были проведены расчеты переходных процессов в широком диапазоне моментов инерции тела. На рис. 7 приведена расчетная зависимость амплитуды автоколебаний от приведенной частоты автоколебаний. Там же даны экспериментальные данные. Видно, что с увеличением приведенной частоты автоколебаний происходит уменьшение амплитуды, и при $\overline{\omega} \ge 0,045$ автоколебания вырождаются.

В заключение следует отметить, что для окончательной проверки адекватности используемой в работе гипотезы релаксации и механизма самовозбуждающихся колебаний требуются дополнительные испытания тела при других моментах инерции и сопоставление амплитуд автоколебаний с расчетными (см. рис. 7).

Заключение

Получены зависимости угла тангажа от времени при испытаниях коническо-сферического тела в сверхзвуковой аэродинамической трубе на установке свободных колебаний при числе Maxa M = 1,75 и двух моментах инерции.

Обнаружено, что тело с большим моментом инерции динамически неустойчиво, что приводит к самовозбуждающимся колебаниям с последующим формированием автоколебаний с амплитудой порядка 10 град. Тело с меньшим моментом инерции динамически устойчиво.

Предпринята попытка описать свободные колебания тела при помощи гипотезы релаксации.

Рассматриваемый в работе механизм самовозбуждающихся колебаний коническо-сферического тела и его математическая модель требуют дополнительной экспериментальной проверки путем проведения испытаний при других моментах инерции тела.

Список литературы

- 1. Kazemba C. D., Braun R. D., Clark L. G., Schoenenberger M. Survey of Blunt Body Supersonic Dynamic Stability // Journal of Spacecraft and Rockets. Vol. 54, No 1. 2017. P. 109–127.
- Adamov N. P., Chasovnikov E. A. Self-induced oscillations of a cone with a hemispherical rear part at low supersonic velocities. American Institute of Physics Conference Proceedings, 2018. V. 2027. P. 030150-1 – 030150-5.
- 3. **Федяевский К. К., Блюмина Л. Х.** Гидродинамика отрывного обтекания. М.: Машиностроение, 1977. 120 с.
- 4. Часовников Е. А., Часовников С. А. О критериях подобия при экспериментальном моделировании движения летательных аппаратов с помощью маломасштабных моделей // Теплофизика и аэромеханика. 2017, Том 24, № 1. С. 1–6.
- 5. Часовников Е. А., Часовников С. А. Методы определения эквивалентного аэродинамического демпфирования моделей спускаемых аппаратов при испытаниях на установке свободных колебаний // Теплофизика и аэромеханика. 2019. Том 26, № 1. С. 1–8.
- 6. **Часовников Е. А.** Особенности аэродинамического момента и демпфирования тангажа модели возвращаемого аппарата при свободных колебаниях на сверхзвуковых скоростях // Теплофизика и аэромеханика. 2020. Том 27, № 3.С. 347–355.
- Chasovnikov E. A. Mathematical modeling of self-induced oscillations of a segmental-conical body with free movement in the pitch angle. American Institute of Physics Conference Proceedings 2351, 030073, 2021, P. 030073-1–030073-22. DOI: 10.1063/5.0051976.
- 8. Adamov N. P., Gurin A. M., Chasovnikov E. A. Methodical investigations of aerodynamic derivatives of a sharp cone on a setup with free oscillations at supersonic velocities. American Institute of Physics Conference Proceedings, 2018, V. 2027, P. 030151-1–030151-8.
- 9. Белоцерковский С. М., Скрипач Б. К., Табачников В. Г. Крыло в нестационарном потоке газа. М.: Наука, 1971. 768 с.
- 10. Адамов Н. П., Мищенко Н. А., Часовников Е. А. О динамических коэффициентах демпфирования конически-сферического тела при числе Маха М = 3,3 // Сибирский физический журнал. 2022. Том 17, № 1. С. 34–46.
- Abe T., Sato S., Matsukawa Y., Yamamoto K., Hiraoka K. Study for dynamically unstable motion of reentry capsule. The institute of Space and Astronautical science // Report SP No. 17, 2003. P. 301–332.
- 12. **Часовников Е. А.** К вопросу о разделении комплексов аэродинамических производных для задач динамики полета самолетов // Известия вузов. Авиационная техника. 2011, № 3. С. 47–49.
- Tobak M., Wehrend W. R. Stability derivetives of cones at supersonic speeds // Technical Note № 3788, NASA AMES, 1956. 43 p.

References

1. Kazemba C. D., Braun R. D., Clark L. G., Schoenenberger M. Survey of Blunt Body Supersonic Dynamic Stability // Journal of Spacecraft and Rockets. Vol. 54, no. 1. 2017. P. 109–127.

- Adamov N. P., Chasovnikov E. A. Self-induced oscillations of a cone with a hemispherical rear part at low supersonic velocities // American Institute of Physics Conference Proceedings, 2018. Vol. 2027. P. 030150-1–030150-5.
- 3. Fedyaevsky K. K., Blyumina L. Kh. Hydrodynamics of separated flow. M.: Mashinostroenie, 1977. 120 p.
- Chasovnikov E. A., Chasovnikov S. A. On similarity criteria at the experimental modeling of the flying vehicles motion with the aid of small-scale models // Thermophysics and Aeromechanics. 2017. Vol. 24, no. 1. P. 1–6.
- Chasovnikov E. A., Chasovnikov S. A. Methods for determining the equivalent aerodynamic damping of reentry vehicle models tested in a setup with free oscillations // Thermophysics and Aeromechanics. 2019. Vol 26, no. 1. P. 1–8.
- Chasovnikov E. A. Specific features of the aerodynamic moment and the pitch damping of a re-entry vehicle model exercising free oscillations at supersonic speeds // Thermophysics and Aeromechanics. 2020. Vol. 27, no. 3. P. 331–338.
- Chasovnikov E. A. Mathematical modeling of self-induced oscillations of a segmental-conical body with free movement in the pitch angle / American Institute of Physics Conference Proceedings, 2021. P. 030073-1–030073-22. DOI 10.1063/5.0051976
- Adamov N. P., Gurin A. M., Chasovnikov E. A. Methodical investigations of aerodynamic derivatives of a sharp cone on a setup with free oscillations at supersonic velocities / American Institute of Physics Conference Proceedings. 2018. Vol. 2027. P. 030151-1–030151-8.
- Belotserkovsky S. M., Skripach B. K., Tabachnikov V. G. Wing in non-stationary gas flow. M.: Nauka, 1971. 768 p.
- Adamov N. P., Mishchenko N. A., Chasovnikov E. A. About the Dynamic Damping Coefficients of a Segmental-Cone Model at Mach M = 2.3 // Siberian Journal of Physics. 2022. Vol. 17, no. 1. P. 34–46.
- Abe T., Sato S., Matsukawa Y., Yamamoto K., Hiraoka K. Study for dynamically unstable motion of reentry capsule. The institute of Space and Astronautical science // Report SP No. 17, 2003. P. 301–332.
- 12. Chasovnikov E. A. On the issue of separating complexes of aerodynamic derivatives for problems of aircraft flight dynamics // Izvestiya vuzov. Aviation technology. 2011. No. 3. P. 47–49.
- 13. Tobak M., Wehrend W. R. Stability derivetives of cones at supersonic speeds // NASA AMES, 1956. Technical Note № 3788. 43 p.

Информация об авторах

Мищенко Никита Андреевич, лаборант

Часовников Евгений Александрович, кандидат технических наук, научный сотрудник

Information about the Authors

- Nikita A. Mishchenko, Laboratory Assistant, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
- **Evgeniy A. Chasovnikov**, Candidate of Engineering Sciences, Senior Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS

Статья поступила в редакцию 01.03.2023; одобрена после рецензирования 30.03.2023; принята к публикации 30.03.2023

The article was submitted 01.03.2023; approved after reviewing 30.03.2023; accepted for publication 30.03.2023