

## Оценка параметров асимметрии летательного аппарата по данным о динамике полета для коррекции массоинерционных характеристик

*Представлена оценка параметров асимметрии летательного аппарата по данным о динамике полета (угловым ускорениям и скоростям, линейным ускорениям, измеряемым в связанной системе координат) с целью последующего устранения негативного влияния асимметрии системой коррекции массоинерционных характеристик. Предлагается формировать заключение о предпочтительном способе коррекции асимметрии на основе моделирования движения летательного аппарата с оценкой степени влияния каждого из параметров асимметрии на величину углового ускорения. Показана возможность коррекции асимметрии смещением центра масс, а также созданием корректирующего центробежного момента инерции с осуществлением наклона балансирующего груза. Получены зависимости, связывающие параметры корректируемой асимметрии с параметрами движения летательного аппарата.*

**Е.А. МИХАЙЛОВ,**  
**В.Б. ФЕДОРОВ,**  
канд. техн. наук,  
**Ю.Е. КАПЕЛЮШИН,**  
канд. техн. наук  
(ЮУрГУ, Челябинск)  
mikhailovea@susu.ru

**Летательный аппарат, асимметрия, смещение центра масс, коррекция массоинерционных характеристик, параметры вращательного движения**

Решение проблемы негативного действия асимметрии на летательные аппараты является актуальной задачей. Для спускаемых аппаратов характерно возникновение длительного и вторичного резонансов в случае различных комбинаций асимметрии, что значительно увеличивает угловую скорость вращения и угол атаки [1]. Все это может привести к авариям, что произошло, например, с несколькими марсианскими спускаемыми аппаратами при неконтролируемом баллистическом спуске [2]. Проблема массовой асимметрии также характерна для возвращаемых ступеней многоразовых ракет-носителей, аэродинамическая устойчивость которых зависит от положения центра масс конструкции [3]. Вследствие аэродинамической асимметрии, возникающей из-за изменения формы спускаемого аппарата, происходит отклонение от расчетной точки посадки или даже разрушение конструкции [4]. Для компенсации влияния такой асимметрии предлагается использовать систему, обеспечивающую смещение центра масс внутри спускаемого аппарата [5, 6].

Системы, обеспечивающие перемещение центра масс внутри корпуса летательного аппарата, предлагаются для использования в различных конструкциях – от беспилотных летательных аппаратов (типа «квадрокоптер») [7] до спускаемых аппаратов [8–10]. Благодаря таким системам возможно избежать дополнительных возмущений от органов аэродинамического управления [8, 11], снизить сопротивление (вследствие отсутствия выступающих частей), предотвратить возможность разрушения аэродинамических органов при больших скоростях спуска в атмосфере [8, 12–14]. В отличие от систем управления с реактивными двигателями, экономится топливо [11–14]. В то же время системы, обеспечивающие изменение положения центра масс внутри изделия, не лишены недостатков. К ним можно отнести необходимость обеспечения гарантируемого свободного пространства в корпусе для перемещения подвижной массы; наличие дополнительных систем, таких, как сервоприводы; сложные нелинейные связи, которые необходимо учитывать в системе управления из-за переменности массоинерционных характеристик конструкции [12, 14–16].

В работе [17] описывается система изменения массоинерционных характеристик роторных конструкций летательных аппаратов. Такую систему можно применить для устранения негативного влияния асимметрии в процессе движения летательного аппарата, вращающегося вокруг своей продольной оси при баллистическом спуске. Конструкция такого аппарата предусматривает (рис. 1) балансирующий груз, в качестве которого может быть использована полезная нагрузка. Балансирующий груз установлен на подвижной платформе «гексапод». Шесть стержней переменной длины подвижной платформы предназначены для перемещения и поворотов балансирующего груза внутри корпуса летательного аппарата.

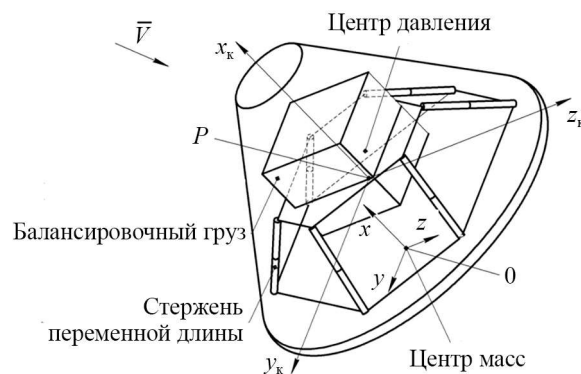


Рис. 1

Процесс движения летательного аппарата в атмосфере существенно отличается от функционирования ротора в опорах: летательный аппарат представляет собой тело, имеющее шесть степеней свободы, на него также действуют различные аэродинамические силы и моменты. В связи с этим необходимо выявить возможные методы анализа параметров корректируемой асимметрии с целью формирования исходных данных для механизма коррекции массоинерционных характеристик, т. е. связать некоторые измеряемые в процессе движения параметры объекта с величинами смещений и углов наклона балансирующего груза.

Таким образом, цель работы – исследование влияния параметров асимметрии на параметры движения объекта и формирование зависимостей, связывающих их с величинами корректируемой асимметрии.

Уравнения поступательного движения центра масс объекта представлены в работе [17]. Вращательное движение летательного аппарата описывается в связанной с центром масс системе координат  $Oxyz$  (см. рис. 1), оси которой параллельны осям конструкторской системы координат  $Px_k y_k z_k$  (ось  $x_k$  – продольная ось симметрии, ось  $y_k$  располагается в вертикальной плоскости симметрии, ось  $z_k$  дополняет систему до правой тройки).

Система уравнений вращательного движения имеет следующий вид:

$$\begin{cases} I_x \varepsilon_x = \sum M_x - (I_z - I_y) \omega_y \omega_z + I_{xy} (\varepsilon_y - \omega_x \omega_z) + I_{xz} (\varepsilon_z + \omega_x \omega_y) - I_{yz} (\omega_z^2 - \omega_y^2); \\ I_y \varepsilon_y = \sum M_y - (I_x - I_z) \omega_x \omega_z + I_{xy} (\varepsilon_x + \omega_y \omega_z) - I_{xz} (\omega_x^2 - \omega_z^2) + I_{yz} (\varepsilon_z - \omega_x \omega_y); \\ I_z \varepsilon_z = \sum M_z - (I_y - I_x) \omega_x \omega_y + I_{xz} (\varepsilon_x - \omega_y \omega_z) + I_{yz} (\varepsilon_y + \omega_x \omega_z) - I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2), \end{cases} \quad (1)$$

где  $I_x, I_y, I_z$  – осевые моменты инерции летательного аппарата относительно осей  $Oxyz$ ;  $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$  – составляющие углового ускорения летательного аппарата вокруг осей  $Oxyz$ ;  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  – составляющие угловой скорости летательного аппарата вокруг осей  $Oxyz$ ;  $I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}$  – центробежные моменты инерции летательного аппарата относительно осей  $Oxyz$ ;  $\sum M_x, \sum M_y, \sum M_z$  – суммы моментов внешних аэродинамических сил вокруг осей  $Oxyz$ .

Суммы моментов внешних аэродинамических сил определяются следующим образом:

$$\begin{cases} \sum M_x = F_y \Delta z - F_z \Delta y + m_{\omega x} \omega_x / V l^2 q S - m_x q S; \\ \sum M_y = -(cd - cm) F_z + F_x \Delta z + m_{\omega y} \omega_y / V l^2 q S - m_y q S; \\ \sum M_z = (cd - cm) F_y - F_x \Delta y + m_{\omega z} \omega_z / V l^2 q S - m_z q S, \end{cases} \quad (2)$$

где  $F_x, F_y, F_z$  – аэродинамические силы вдоль осей  $Oxyz$ ;  $m_x, m_y, m_z$  – коэффициенты аэродинамических моментов относительно осей  $Oxyz$ ;  $m_{\omega x}, m_{\omega y}, m_{\omega z}$  – коэффициенты демпфирующих аэродинамических

ских моментов относительно осей  $Oxyz$ ;  $l$  – длина летательного аппарата;  $cd$  – координата центра давления от носка летательного аппарата;  $cm$  – координата центра масс от носка летательного аппарата;  $\Delta y$ ,  $\Delta z$  – величины смещения центра масс летательного аппарата вдоль осей  $y$  и  $z$  системы координат  $Oxyz$ ;  $V$  – скорость движения летательного аппарата;  $q$  – скоростной напор;  $S$  – площадь миделя.

Принято, что возможно появление следующих типов асимметрии.

#### 1. Массоинерционная асимметрия.

Статический дисбаланс – смещение центра масс с оси вращения (в математической модели задается величинами  $\Delta y$ ,  $\Delta z$ ; динамическая несбалансированность – смещение центра масс с оси вращения и непараллельность главной центральной оси инерции оси вращения (в математической модели задается величинами  $I_{xy}$ ,  $I_{yz}$ ,  $I_{zx}$ ).

#### 2. Аэродинамическая асимметрия.

Задается в математической модели коэффициентами аэродинамических моментов  $m_x$ ,  $m_y$ ,  $m_z$ .

#### 3. Комбинированная асимметрия.

Анализируя систему (1), можно заключить, что на изменение параметров углового движения будут оказывать влияние все указанные параметры, связываемые с наличием асимметрии, и, следовательно, напрямую нельзя идентифицировать тип асимметрии, так как динамическое воздействие параметров может быть одинаковым.

Если рассмотреть уравнение вращательного движения только в плоскости вертикальной симметрии летательного аппарата, то при положении равновесия имеем равенство

$$(cd - cm)F_y - F_x\Delta y = m_z q S. \quad (3)$$

Анализируя равенство (3), можно заключить, что действие аэродинамического момента может быть эквивалентно действию от смещения центра масс с оси симметрии в поперечном направлении. Это использовалось при дальнейших расчетах.

Для оценки степени влияния каждого из пяти параметров асимметрии (поперечные смещения центра масс  $\Delta y$ ,  $\Delta z$ , центробежные моменты инерции  $I_{xy}$ ,  $I_{zx}$ ,  $I_{yz}$ ) выделены составляющие угловых ускорений:

$$\left\{ \begin{array}{l} \varepsilon_z^{\Delta y} = -\frac{F_x \Delta y}{I_z}; \\ \varepsilon_z^{I_{xy}} = -\frac{I_{xy}(\omega_y^2 - \omega_x^2)}{I_z}; \\ \varepsilon_z^{I_{zx}} = \frac{I_{zx}(\varepsilon_x - \omega_y \omega_z)}{I_z}; \\ \varepsilon_z^{I_{yz}} = -\frac{I_{yz}(\varepsilon_y - \omega_x \omega_z)}{I_z}; \end{array} \right\}; \left\{ \begin{array}{l} \varepsilon_y^{\Delta z} = \frac{F_x \Delta z}{I_y}; \\ \varepsilon_y^{I_{zx}} = -\frac{I_{zx}(\omega_x^2 - \omega_z^2)}{I_y}; \\ \varepsilon_y^{I_{xy}} = \frac{I_{xy}(\varepsilon_x + \omega_y \omega_z)}{I_y}; \\ \varepsilon_y^{I_{yz}} = -\frac{I_{yz}(\varepsilon_z - \omega_x \omega_y)}{I_y}; \end{array} \right\}; \left\{ \begin{array}{l} \varepsilon_x^{\Delta y, \Delta z} = \frac{(F_y \Delta z - F_z \Delta y)}{I_x}; \\ \varepsilon_x^{I_{xy}} = \frac{I_{xy}(\varepsilon_y - \omega_x \omega_z)}{I_x}; \\ \varepsilon_x^{I_{zx}} = \frac{I_{zx}(\varepsilon_z + \omega_x \omega_y)}{I_x}; \\ \varepsilon_x^{I_{yz}} = -\frac{I_{yz}(\omega_z^2 - \omega_y^2)}{I_x}. \end{array} \right. \quad (4)$$

У объектов с различными соотношениями массоинерционных и аэродинамических характеристик влияние каждого параметра асимметрии на динамику движения будет отличаться. В данном исследовании рассмотрены несколько объектов, осуществляющих вход в атмосферу Земли, с различными формами и массоинерционными характеристиками. Форма объекта № 1 по типу корабля «Апполон» [18], масса принята равной 5,42 т. Форма объекта № 2 – многоразовая ракета-носитель, рассматриваемая в работе [19], масса с учетом возвращаемого груза и запасов топлива – 6,8 т. Объект № 3 – многоразовая ракета-носитель легкого класса [20], масса – 2,7 т.

Аэродинамические характеристики оценивались по результатам численных расчетов внешнего обтекания.

Приведем распределение плотности потока для объекта № 1 (рис. 2, а) и объекта № 2 (рис. 2, б). Полученные аэродинамические коэффициенты использовались при расчете параметров движения.

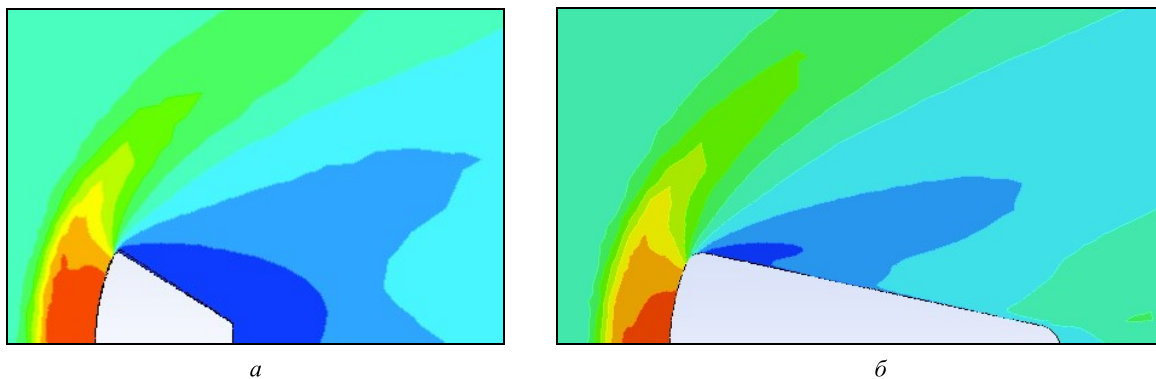


Рис. 2

Для объекта № 3 дополнительно с определением аэродинамических характеристик изучено влияние несимметричного изменения формы наружной поверхности по типу двух волн синусоиды вдоль образующей конической части корпуса с максимальным отклонением 2 % от диаметра мидаеля.

Сеточная модель показана на рис. 3, а, распределение плотности вблизи объекта демонстрирует рис. 3, б.

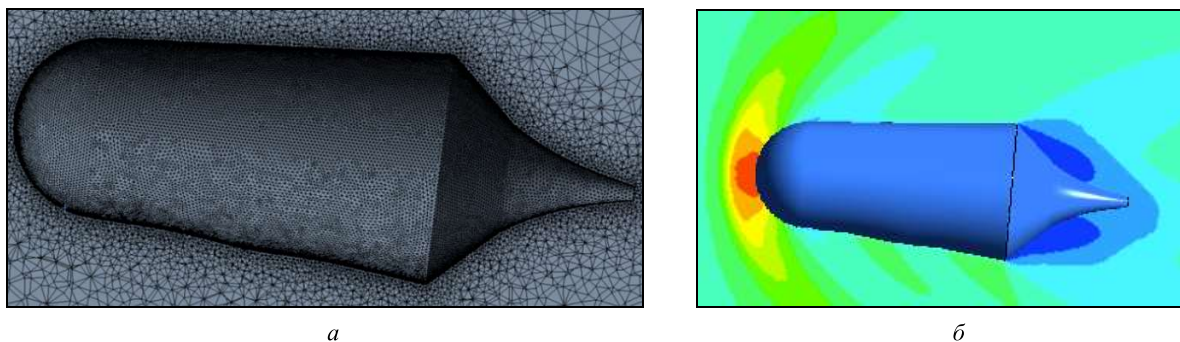


Рис. 3

По результатам расчета, вследствие несимметричного изменения формы возник аэродинамический момент вокруг поперечной оси ( $m_z = 1,7 \cdot 10^{-3}$ ).

Осевые моменты инерции оценены по 3D-моделям объектов с равномерным распределением массы внутри объемов. Получены следующие характеристики:  $I_x = 5,1 \text{ т} \cdot \text{м}^2$ ,  $I_y = I_z = 6,3 \text{ т} \cdot \text{м}^2$  (для объекта № 1);  $I_x = 44,7 \text{ т} \cdot \text{м}^2$ ,  $I_y = I_z = 129,73 \text{ т} \cdot \text{м}^2$  (для объекта № 2);  $I_x = 3,67 \text{ т} \cdot \text{м}^2$ ,  $I_y = I_z = 14,67 \text{ т} \cdot \text{м}^2$  (для объекта № 3). Принимаемое несимметричное искажение формы наружной поверхности объекта № 3 приводит к смещению центра масс на 4,5 мм и отклонению главной центральной оси от оси симметрии на  $0,128^\circ$ .

Полученные величины асимметрии использовались для изучения параметров движения объектов № 1–3. Принималось, что каждый параметр асимметрии линейно увеличивается до максимального значения вплоть до нисходящего участка скоростного напора, а далее остается постоянным.

По результатам проведенного моделирования движения, угол атаки не превышает  $0,7^\circ$  для всех трех объектов. Угловая скорость  $\omega_y$  не превышает 1,1 % от угловой скорости  $\omega_x$ . Следовательно, можно принять, что составляющая углового ускорения  $\epsilon_z^{I_{xy}}$  является квадратичной функцией угловой скорости стабилизирующего вращения:

$$\epsilon_z^{I_{xy}} = I_{xy} \omega_x^2 / I_z. \quad (5)$$

Для всех составляющих угловых ускорений можно сделать вывод о пренебрежимо малом влиянии параметров асимметрии, не лежащих в плоскости, перпендикулярной рассматриваемой оси вращения.

В случае углового ускорения  $\varepsilon_z$  основное влияние оказывают смещение центра масс  $\Delta y$  и центробежный момент инерции  $I_{xy}$ .

Величины составляющих углового ускорения  $\varepsilon_z^{\Delta y}$ ,  $\varepsilon_z^{I_{xy}}$  для рассматриваемых объектов представлены на рис. 4.

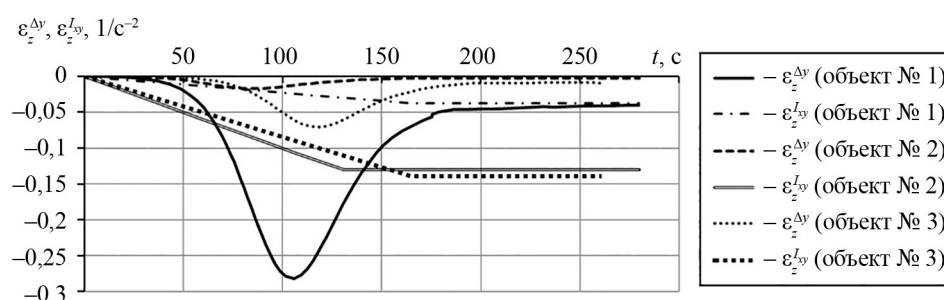


Рис. 4

По соотношению составляющих углового ускорения от параметров асимметрии  $\varepsilon_z^{\Delta y} / \varepsilon_z^{I_{xy}}$  можно сделать вывод о возможном способе коррекции асимметрии – смещением центра масс или наклоном главной центральной оси инерции – при создании требуемого центробежного момента инерции. Согласно полученным результатам  $\varepsilon_z^{\Delta y}$  достигает максимального значения одновременно со скоростным напором, так как является его функцией.

Соотношение составляющих углового ускорения  $\varepsilon_z^{\Delta y} / \varepsilon_z^{I_{xy}}$  определяется по зависимости

$$\frac{\varepsilon_z^{\Delta y}}{\varepsilon_z^{I_{xy}}} = \frac{\Delta y C_x q S}{I_{xy} \omega_x^2}. \quad (6)$$

Полученные соотношения составляющих угловых ускорений для рассматриваемых объектов представлены на рис. 5.

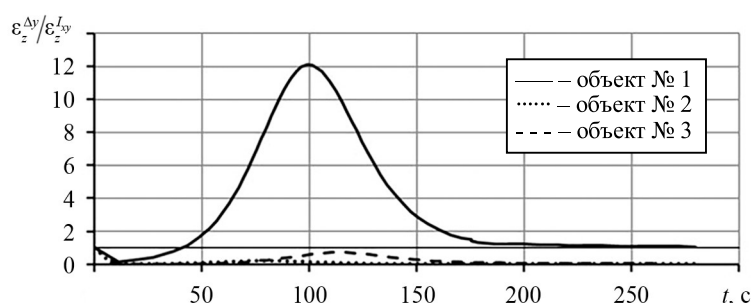


Рис. 5

Анализ данных (см. рис. 5) показывает, что для объектов № 2, 3 на изменение параметров углового движения в основном влияет отклонение главной центральной оси инерции от оси симметрии, и предпочтительно компенсировать асимметрию, создавая центробежный момент, наклоняя балансировочный груз на требуемый расчетный угол. В случае объекта № 1 наблюдается существенное влияние смещения центра масс. На максимальном скоростном напоре его влияние в 12 раз больше, чем от смещения наклона главной центральной оси инерции. В разреженных слоях атмосферы предпочтительнее компенсировать асимметрию наклоном балансировочного груза. После нисходящей ветви скоростного напора (порядка 180 с полета для объекта № 1) эффект от смещения центра масс и наклона главной центральной оси инерции одинаков ( $\varepsilon_z^{\Delta y} / \varepsilon_z^{I_{xy}} \approx 1$ ).

Зависимости, связывающие параметры движения с величинами необходимых корректирующих смещений центра масс для способа коррекции асимметрии смещением центра масс:

$$\begin{cases} \Delta y_{\text{кор}} = \left[ \varepsilon_z I_z + (cd - cm)ma_y - (I_y - I_x)\omega_x\omega_y + m_{\omega z}\omega_z/VqS \right] / ma_x; \\ \Delta z_{\text{кор}} = \left[ \varepsilon_y I_y - (cd - cm)ma_z - (I_x - I_z)\omega_x\omega_z + m_{\omega y}\omega_y/VqS \right] / ma_x, \end{cases} \quad (7)$$

где  $m$  – масса летательного аппарата;  $a_x, a_y, a_z$  – ускорения, измеряемые в связанной системе координат.

Зависимости (7) получены выражением искомых величин смещения центра масс из второго и третьего уравнений системы (1), в которые подставлялись уравнения для моментов внешних сил (2), при условии  $I_{xy} = I_{zx} = I_{yz} = 0$ .

Зависимости, связывающие параметры движения с величинами необходимых корректирующих центробежных моментов инерции для способа коррекции асимметрии наклоном главной центральной оси инерции:

$$\begin{cases} I_{xy}^{\text{кор}} = \frac{\varepsilon_z I_z + (cd - cm)ma_y - (I_y - I_x)\omega_x\omega_y + m_{\omega z}\omega_z/VqS}{\omega_y^2 - \omega_x^2}; \\ I_{zx}^{\text{кор}} = \frac{\varepsilon_y I_y - (cd - cm)ma_z - (I_x - I_z)\omega_x\omega_z + m_{\omega y}\omega_y/VqS}{\omega_x^2 - \omega_z^2}; \\ I_{yz}^{\text{кор}} = \frac{\varepsilon_x I_x - (I_z - I_y)\omega_x\omega_z + I_{xy}^{\text{кор}}(\varepsilon_y - \omega_x\omega_z) + I_{xz}^{\text{кор}}(\varepsilon_z + \omega_x\omega_y)}{\omega_z^2 - \omega_y^2}. \end{cases} \quad (8)$$

Зависимости (8) получены выражением величин центробежных моментов инерции из уравнений системы (1), в которые подставлялись уравнения для моментов внешних сил (2), при условии  $\Delta y = \Delta z = 0$ .

По зависимостям (7), (8) получены графики изменения величины  $\Delta y_{\text{кор}}$  (сплошная линия) и  $I_{xy}^{\text{кор}}$  (пунктирная линия) для объекта № 1 (рис. 6, а), объекта № 2 (рис. 6, б), объекта № 3 (рис. 6, в).

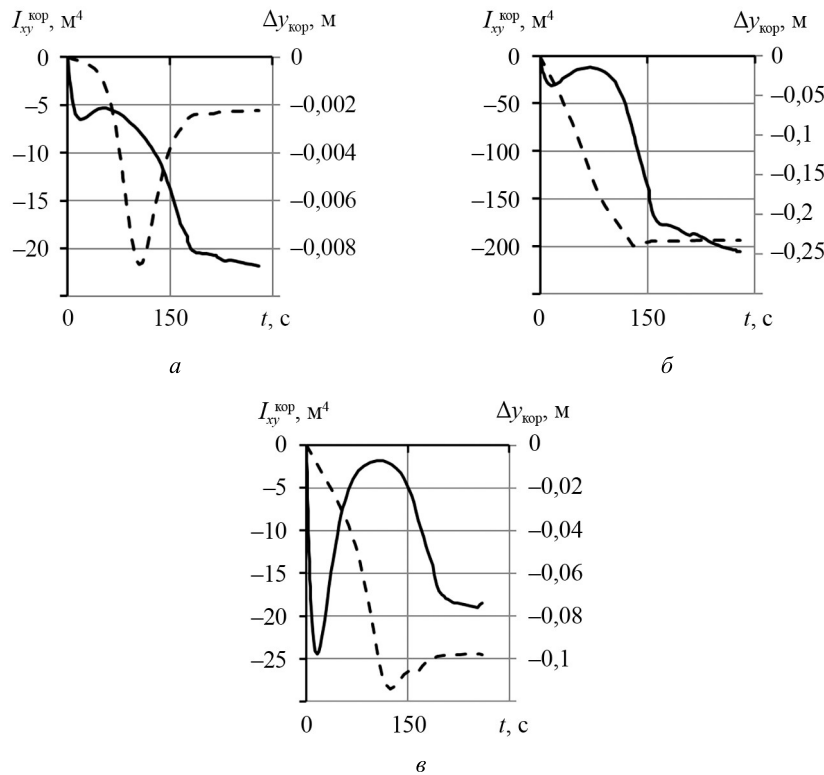


Рис. 6

Как видим (см. рис. 6), для объектов с соотношением  $\varepsilon_z^{\Delta y} / \varepsilon_z^{I_{xy}} < 1$  величина  $\Delta y_{\text{кор}}$  достигает значений, когда требуются значительные зазоры между корпусом и балансировочным грузом.

Величина поперечного смещения балансировочного груза относительно корпуса для получения  $\Delta y_{\text{кор}}$  определяется по зависимости

$$\Delta y_{\text{бг}} = \Delta y_{\text{кор}} m / m_{\text{бг}}, \quad (9)$$

где  $m_{\text{бг}}$  – масса балансировочного груза.

В случае если масса балансировочного груза составляет 50 % от общей массы летательного аппарата, то величина его смещения для объекта № 2 – 0,5 м, для объекта № 3 – 0,2 м, что недопустимо из-за ограниченности внутреннего объема корпуса. Для объекта № 1 величина необходимого корректирующего смещения балансировочного груза не превышает 17 мм.

Предварительная оценка угла наклона балансировочного груза для получения  $I_{xy}^{\text{кор}}$  может быть проведена по зависимости

$$\varphi = 0,5 \arcsin \left[ 2 I_{xy}^{\text{кор}} / (I_y^{\text{бг}} - I_x^{\text{бг}}) \right], \quad (10)$$

где  $I_y^{\text{бг}}$ ,  $I_x^{\text{бг}}$  – осевые моменты инерции балансировочного груза.

По зависимости (10) получено, что для объекта № 2 необходимый угол наклона балансировочного груза  $\varphi$ , обеспечивающий  $I_{xy}^{\text{кор}}$ , равен  $1,35^\circ$  при учете, что осевые моменты инерции балансировочного груза составляют 10 % от осевых моментов инерции летательного аппарата. Для объекта № 3 угол  $\varphi = 1,46^\circ$ .

Согласно результатам проведенного исследования в случае объектов с большими значениями осевых моментов инерции основное влияние на изменение параметров углового движения оказывает угол отклонения главной центральной оси инерции от продольной оси симметрии летательного аппарата. Вывод об использовании метода устранения негативного влияния асимметрии смещением в поперечном направлении балансировочного груза (или же его наклоном) можно сделать при численной оценке соотношения составляющих углового ускорения от смещения центра масс и некомпенсированного центробежного момента инерции летательного аппарата. В качестве дальнейшего направления исследований предполагается моделирование процесса компенсации асимметрии с учетом требований по размещению балансировочного груза внутри корпуса летательного аппарата, энергозатрат на работу привода механизма коррекции, а также с использованием математической модели массоинерционных характеристик системы, учитывающей кинематику механизма коррекции.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (государственное задание № FENU-2024-0001).

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бакри И. Методика оценки допустимых значений параметров аэродинамической и инерционной асимметрии марсианского зонда // Космические аппараты и технологии. 2023. № 1 (43). С. 17–23.
2. Бакри И. Приближенно-оптимальный дискретный закон управления спуском космического аппарата с асимметрией в атмосфере Марса // Вестник МАИ. 2022. № 2. С. 179–188.
3. Tang Q., Gan J., Fang Y. Incremental Nonlinear Dynamic Inversion Considering Centroid Variation Control for Reusable Launch Vehicles // Aerospace. 2025. Vol. 12. № 6. Article № 468.
4. Кухаренко А.С., Корянов В.В. Угловое движение спускаемого аппарата при управлении методом поворота полезной нагрузки // Вестник МАИ. 2023. № 3. С. 174–186.
5. Корянов В.В., Кухаренко А.С. Оценка параметров управляемого движения спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством путем отклонения элементов конструкции // Инженерный журнал: наука и инновации [Электронный журнал]. 2022. № 4 (124). URL: [https://elibrary.ru/download/elibrary\\_48418179\\_58560616.pdf](https://elibrary.ru/download/elibrary_48418179_58560616.pdf) (дата обращения: 16.06.2025).
6. Корянов В.В., Кухаренко А.С. Влияние неравенства главных моментов инерции на вращательное движение летательного аппарата // Инженерный журнал: наука и инновации [Электронный журнал].

2023. № 2 (134). URL: [https://elibrary.ru/download/elibrary\\_50356627\\_16620309.pdf](https://elibrary.ru/download/elibrary_50356627_16620309.pdf) (дата обращения: 16.06.2025).
7. Heydari M. et al. On the Performance of the Model-Free Adaptive Control for a Novel Moving-Mass Controlled Flying Robot // Journal of Intelligent & Robotic Systems. 2024. Vol. 110. Article № 79.
  8. Atkins B.M. Mars Precision Entry Vehicle Guidance Using Internal Moving Mass Actuators [Electronical Resource]. URL: <https://vtechworks.lib.vt.edu/server/api/core/bitstreams/dfef1f5bc-52dc-4c8d-9fdc-168b34e5dfef/content> (дата обращения: 16.06.2025).
  9. Афанасьев В.А. и др. Управление летательными аппаратами с регулируемым центром масс // Изв. вузов. Авиационная техника. 2016. № 3. С. 27–33.
  10. Афанасьев В.А. и др. Управление по крену летательным аппаратом с регулируемым центром масс // Изв. вузов. Авиационная техника. 2017. № 1. С. 48–54.
  11. Abadeh K.M., Tayefi M. Spacecraft Re-Entry Control Using Cross and Radial Moving-Mass Actuators // Journal of Space Science and Technology. 2024. Vol. 17. Iss. 3. P. 15–27.
  12. Li J. et al. A Survey on Moving Mass Control Technology // Aerospace Science and Technology. 2018. Vol. 82. P. 594–606.
  13. Yao C. et al. Integrated Guidance And Control for Underactuated Fixed-Trim Moving Mass Flight Vehicles // Aerospace Science and Technology. 2023. Vol. 142 Article № 108680.
  14. Liu Z. et al. Bifurcation Analysis for a Novel Flight Vehicle with Pitch-Control Single Moving Mass // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2022. Vol. 236. Iss. 4. P. 802–810.
  15. Sun J., Jing W., Chen J. Robust Soft-Switching Multiple Model Predictive Control for Moving-Mass Reentry Vehicle // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2024. Vol. 47. Iss. 7. P. 1488–1498.
  16. Du Q. et al. Dynamics and Moving-Mass Parameter Design of Single Moving-Mass Roll and Trim Control Hypersonic Vehicle // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 2025. Vol. 61. Iss. 2. P. 1298–1312.
  17. Михайлов Е.А., Федоров В.Б., Капелюшин Ю.Е. Методика идентификации параметров системы коррекции массоинерционных характеристик конструкций летательных аппаратов на стендовом оборудовании // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 3. С. 55–62.
  18. Миненко В.Е., Агафонов Д.Н., Якушев А.Г. Проектный анализ аэродинамических схем спускаемых аппаратов капсульной формы численным методом по ньютоновской теории обтекания // Аэрокосмический научный журнал. 2015. № 4. С. 1–14.
  19. Marwege A. et al. RETALT: Review of Technologies and Overview of Design Changes // CEAS Space Journal. 2022. Vol. 14. Iss. 3. P. 433–445.
  20. Ваулин С.Д. и др. Оценка применимости абляционного теплозащитного покрытия для ракеты-носителя сверхлегкого класса // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 4. С. 48–53.

Поступила в редакцию 16.07.25

После доработки 12.09.25

Принята к публикации 12.09.25

## Assessment of Aircraft Asymmetry Parameters Based on Flight Dynamics Data for Mass-Inertial Characteristics Correction

E.A. MIKHAILOV, V.B. FEDOROV, AND YU.E. KAPELYUSHIN

SUSU, Chelyabinsk

*The paper presents an assessment of aircraft asymmetry parameters based on flight dynamics data (angular accelerations and velocities, linear accelerations measured in the body-fixed coordinate system) for subsequent elimination of the negative influence of asymmetry using a mass-inertial characteristics correction system. A method was proposed to determine the preferable approach for correcting asymmetry based on simulation of the aircraft motion, estimating the influence of each asymmetry parameter on the resulting angular acceleration. The possibility of correcting asymmetry by shifting the center of mass and by creating a corrective centrifugal moment of inertia through tilting a balancing weight is demonstrated. Relationships are derived linking the correctable asymmetry parameters with the aircraft motion parameters.*

**Aircraft, asymmetry, center of mass offset, mass-inertial characteristics correction, rotational motion parameters**