

ОТКЛОНЕНИЕ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ОТ РАСЧЁТНОЙ ТРАЕКТОРИИ, ВЫЗВАННОЕ ПЕРЕХОДНЫМИ РЕЖИМАМИ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ НА ЭТАПЕ ВХОДА В АТМОСФЕРУ

© 2010 Е. В. Барина, И. А. Тимбай

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королёва
(национальный исследовательский университет)

Рассматривается движение вокруг центра масс неуправляемого спускаемого аппарата, аэродинамический восстанавливающий момент которого описывается нечётным рядом Фурье по углу атаки с тремя первыми гармониками. Исследуются случаи, при которых в процессе снижения происходит изменение характера движения: вращательное движение переходит в колебательное, колебательное движение “скачкообразно” переходит в колебательное движение с другими амплитудными характеристиками, меняется тип прецессии. Показано, что переходные режимы углового движения на начальном участке траектории могут оказывать существенное влияние на движение центра масс и, как следствие, вызывать отклонение СА от расчётной траектории.

Спускаемый аппарат, аэродинамический восстанавливающий момент, угол атаки, угол прецессии, подъёмная сила, фазовый портрет, расчётная траектория.

При движении неуправляемых спускаемых аппаратов (СА) в атмосфере можно выделить четыре основные группы возмущающих факторов, вызывающих рассеивание траекторий: первая – разброс термодинамических параметров атмосферы и наличие ветра, вторая – отклонения характеристик СА (весовых, геометрических, центровочных, аэродинамических и др.), третья – отклонения начальных параметров движения, четвёртая – наличие аэродинамической подъёмной силы и её ориентация в пространстве.

В настоящее время задача определения расчётного рассеивания траекторий при действии первых трёх групп возмущающих факторов исследована достаточно полно. На указанные возмущения имеются соответствующие стандарты, существуют эффективные методики расчёта их влияния [1, 2]. В основном сложность задачи расчёта рассеивания траекторий определяется наличием подъёмной силы, ориентация которой в пространстве, как правило, носит случайный характер. Влияние аэродинамической подъёмной силы на

рассеивание траекторий определяется характером движения СА относительно центра масс.

Характер движения СА во многом определяется формой зависимости восстанавливающего момента от угла атаки, который является нечётной функцией и в общем случае аппроксимируется нечётным рядом Фурье по углу атаки. В [3] исследованы переходные режимы углового движения СА с синусоидальной зависимостью. В настоящее время эксплуатируются и разрабатываются СА с достаточно сложной зависимостью восстанавливающего момента от угла атаки. Переходные режимы движения СА, имеющих два устойчивых и одно неустойчивое положения равновесия, анализируются в [4], там же исследуются режимы «зависания» – длительного нахождения СА в окрестности неустойчивого положения равновесия. В [5] исследованы переходные режимы движения СА с бигармонической моментной характеристикой, обусловленные медленным изменением во времени коэффициентов моментной характеристики. В [6] рассмотрены переходные режимы плоского движения СА с тригармонической характеристикой восстанавливающего момента. В [4, 7] рассмотре-

на плоская авторотация – длительное вращение СА без перехода в колебательное движение. В указанных работах исследовано поведение угла атаки и скорость закрутки СА, но не рассматриваются вопросы рассеивания траекторий.

В задаче о влиянии аэродинамической подъёмной силы на рассеивание траекторий возникает наряду с исследованием поведения угла атаки и вопрос об исследовании прецессионного движения. Угол прецессии определяет положение плоскости угла атаки, а следовательно, и подъёмной силы относительно осей траекторной системы координат. Вопросы исследования прецессионного движения при спуске СА рассмотрены в работах [8, 9], где приво-

дится анализ влияния на прецессионное движение таких факторов, как переход продольной угловой скорости – угловой скорости крена через ноль; возникновение малого импульсного момента, связанного с корпусом СА; возникновение малого импульсного момента, связанного с набегающим потоком; резкое изменение балансирующего угла атаки.

В работе рассматривается влияние аэродинамической подъёмной силы на рассеивание траекторий СА с тригармонической характеристикой восстанавливающего момента. Такая зависимость характеристики восстанавливающего момента от угла атаки характерна для СА сегментально-конической (рис.1), затупленной конической и других форм [10].

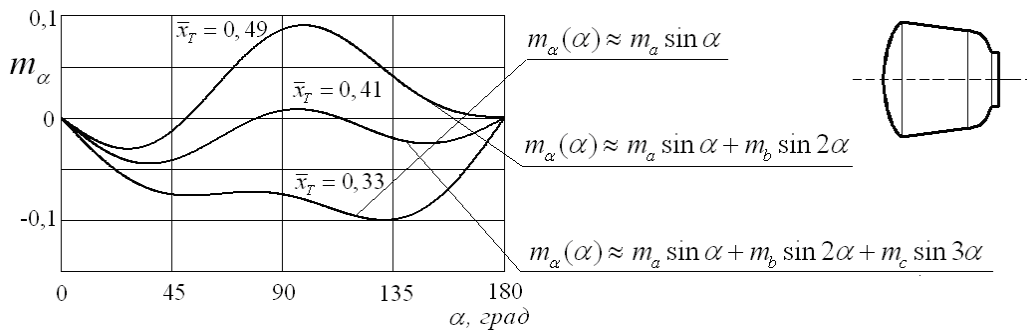


Рис. 1. Зависимость коэффициента восстанавливающего момента от угла атаки для СА сегментально - конической формы

Запишем уравнения движения центра масс СА при снижении в атмосфере. Будем полагать, что дальность и продолжительность атмосферного участка полёта неуправляемого СА невелики по сравнению с орбитальным участком, в связи с чем Землю можно рассматривать как невращающийся шар с центральным полем притяжения. Ветровые возмущения учитывать не будем. Учитывая, что при баллистическом спуске угол пути Ψ – малая величина, уравнения движения центра масс СА с достаточной степенью точности для анализа рассеивания точек посадки можно представить в виде [1]:

$$\dot{V} = -C_{xa} qS / m - g \sin \alpha, \quad \dot{H} = V \sin \alpha,$$

$$\dot{\alpha} = \frac{1}{V} [(C_{ya} \cos \alpha - C_{za} \sin \alpha) \frac{qS}{m} - (g - \frac{V^2}{r}) \cos \alpha], \quad (1)$$

$$\dot{\Psi} = -\frac{1}{V \cos \alpha} [(C_{ya} \sin \alpha + C_{za} \cos \alpha) \frac{qS}{m}],$$

$$\dot{L}_n = (r - H) V \cos \alpha / r, \quad \dot{L}_B = -V \cos \alpha \dot{\Psi}.$$

Здесь

m – масса;

S – характерная площадь;

V – величина скорости полёта;

H – высота;

α – угол наклона траектории;

Ψ – угол пути;

L_n – дальность полёта, измеряемая по поверхности Земли;

L_B – боковое отклонение;

$q = V^2 / 2$ – скоростной напор;

– текущая плотность атмосферы;
 r – расстояние до притягивающего центра;

$g = g_0[(r - H)/r]^2$ – ускорение силы тяжести;

α – угол прецессии (угол скоростного крена – угол между плоскостью полёта и плоскостью пространственного угла атаки);

C_{xa}, C_{ya}, C_{za} – коэффициенты аэродинамической силы в скоростной системе координат:

$$\begin{aligned} C_{xa} &= C \cos \alpha + C_n \sin \alpha, \\ C_{ya} &= -C \sin \alpha + C_n \cos \alpha, \\ C_{za} &= 0, \end{aligned}$$

где C, C_n – соответственно, коэффициенты тангенциальной и нормальной аэродинамических сил;

– угол атаки (угол между продольной осью СА и вектором скорости центра масс). Знак C_{xa} по традиции изменён.

Движение относительно центра масс СА с тригармонической характеристикой восстанавливающего момента на начальном участке траектории в атмосфере, когда можно пренебречь гравитационным моментом и аэродинамическим демпфированием, описывается системой с медленно меняющимися параметрами вида [4]:

$$\begin{aligned} \ddot{\alpha} + F(\alpha) &= 0, \\ F(\alpha) &= (G - R \cos \alpha) \times \\ & \times (R - G \cos \alpha) / \sin^3 \alpha + a \sin \alpha + b \sin 2\alpha + c \sin 3\alpha, \\ \dot{\alpha} &= \frac{G - R \cos \alpha}{\sin^2 \alpha}, \quad R = \frac{K_0 \cos \alpha_K}{I_n}, \\ G &= \frac{K_0 \cos \alpha_v}{I_n}, \quad K_0 = \sqrt{(I_x - I_{x0})^2 + (I_n - I_{n0})^2}. \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь

K_0 – начальное значение кинетического момента;

I_x, I_n – продольный и поперечный моменты инерции СА;

α_0, α_{n0} – начальные продольная и поперечная угловые скорости;

$R = const, G = const$ – отнесённые к поперечному моменту инерции проекции вектора кинетического момента на продольную ось СА и на направление вектора скорости центра масс;

α_K, α_v – углы, которые характеризуют, соответственно, положение продольной оси СА относительно вектора кинетического момента и вектора кинетического момента относительно вектора скорости центра масс на границе атмосферы, где влиянием аэродинамических моментов можно пренебречь [4];

a, b, c – коэффициенты характеристики восстанавливающего момента.

Коэффициенты уравнения движения (2), переменность которых связана с изменением плотности атмосферы в процессе спуска, могут быть представлены в виде [5]:

$$a = -m_a Sl \frac{V^2}{2I_n}, \quad b = -m_b Sl \frac{V^2}{2I_n}, \quad c = -m_c Sl \frac{V^2}{2I_n},$$

где

m_a, m_b, m_c – постоянные коэффициенты;
 l – характерный размер СА.

Начальные значения пространственного угла атаки α_0 и угловой скорости $\dot{\alpha}_0$ на границе атмосферы определяются по формулам [4]:

$$\begin{aligned} \alpha_0 &= \arccos(\cos \alpha_v \cos \alpha_K - \sin \alpha_v \sin \alpha_K \cos \Psi), \\ \dot{\alpha}_0 &= -\frac{K_0 \sin \alpha_v \sin \alpha_K \sin \Psi}{I_n \sin \alpha_0}, \end{aligned} \quad (3)$$

где Ψ – угол, определяющий положение продольной оси СА в конусе внеатмосферной прецессии, отсчитываемый в плоскости, перпендикулярной оси прецессии.

В работе [6] методом фазовой плоскости проведено подробное исследование плоского движения ($R = G = 0$) СА с тригармонической характеристикой восстанавливающего момента. Построена номограмма для определения числа и типа особых точек фазового портрета. Показано, что в зависимости от начальных условий СА может совершать вращательное или колебательное движения. Число колебательных областей на фазовом портрете может изме-

няться от одного до четырёх в зависимости от коэффициентов характеристики восстанавливающего момента. На рис. 2, а, для примера, приведён фазовый портрет системы с одной вращательной и четырьмя колебательными областями. В случае пространственного

движения наличие в уравнении (2) гироскопических членов обуславливает только колебательный характер движения. Фазовый портрет может иметь одну или три колебательные области. На рис. 2, б приведён фазовый портрет системы с тремя колебательными областями.

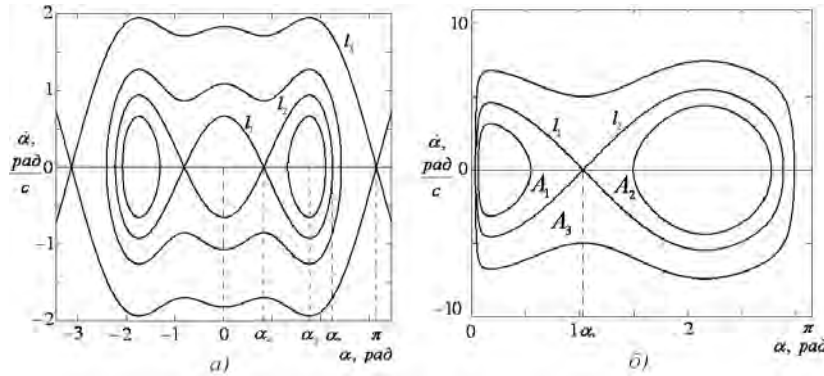


Рис. 2. Фазовый портрет системы:
а) плоский случай; б) пространственный случай

В связи с изменением коэффициентов моментной характеристики в процессе движения происходит эволюция фазовых траекторий, в результате которой они могут пересекать сепаратрисы, попадая в различные области фазового портрета. Это сопровождается качественным изменением характера движения СА относительно центра масс: вращательное движение переходит в колебательное, «скачкообразно» изменяется амплитуда колебаний по углу атаки, амплитуда скорости прецессии, может происходить смена знака скорости прецессии.

В случаях, когда при пересечении сепаратрис фазовая точка может попадать в различные колебательные области, возникает задача выбора области продолжения движения. Дело в том, что фазовые точки, которые в начальный момент находились на расстоянии друг от друга (— малый положительный параметр, характеризующий медленность изменения параметров системы), могут после пересечения сепаратрисы захватываться в различные области, и их дальнейшее движение будет

совершенно различным. Кроме того, при некоторых начальных условиях возможна реализация режима «зависания» — длительного нахождения в окрестности неустойчивого положения равновесия [4].

Действие аэродинамической подъёмной силы на отклонение СА от расчётной траектории будет, в среднем за время полного оборота продольной оси аппарата вокруг вектора скорости центра масс, практически равно нулю, если пространственный угол атаки остаётся постоянным или изменяется незначительно, а СА прецессирует около вектора скорости с постоянной и большой по величине скоростью. В этом случае СА движется по спирали вокруг расчётной траектории, не удаляясь от неё на значительное расстояние. В действительности возможны ситуации, когда названные выше условия не реализуются. Это приводит к тому, что полного осреднения подъёмной силы за оборот СА не происходит, в результате имеет место отклонение СА от расчётной траектории.

В случае плоского движения действие подъёмной силы на отклонение СА от расчётной траектории будет практически равно нулю, если СА совершает вращение с постоянной угловой скоростью или колеблется

с постоянной амплитудой по углу атаки относительно вектора скорости.

Величина отклонения СА от расчётной траектории определяется характером изменения поперечной скорости, обусловленной действием аэродинамической подъёмной силы в плоскости, перпендикулярной расчётной траектории СА. Поперечную скорость $V_{\perp} = v + iw$ можно вычислить, рассматривая СА как точечную массу, совершающую движение в этой плоскости за счёт воздействия на неё вращающейся подъёмной силы, следующим образом [8]:

$$V_{\perp} = V_{\perp}(0) - \frac{i}{m_0} \int_0^t Y_a(\alpha) e^{i\alpha} dt,$$

где коэффициент i используется для согласования угловой и линейной координат;

m – масса СА;

$Y_a(\alpha)$ – подъёмная сила.

Интеграл берётся на интервале времени, в течение которого реализуется переходный режим движения по углам атаки и прецессии.

Подъёмная сила определяется по формуле:

$$Y_a = (-C \sin \alpha + C_n \cos \alpha) \frac{S V^2}{2}.$$

Поперечная скорость в случае плоского движения ($R = G = 0$) имеет одну составляющую, перпендикулярную траектории. Её можно вычислить по следующей формуле:

$$V_{\perp} = V_{\perp}(0) - \frac{1}{m_0} \int_0^t Y_a dt.$$

Приближённая оценка изменения угла наклона траектории выглядит следующим образом:

$$\Delta \alpha = \frac{\Delta V_{\perp}}{V}.$$

Рассмотрим движение гипотетического СА со следующими характеристиками:

$$m = 3 \text{ кг}, I_n = 0,04 \text{ кг} \cdot \text{м}^2,$$

$$S = 0,1257 \text{ м}^2, l = 0,4 \text{ м},$$

$$m_a = -0,0544, m_b = 0,0296, m_c = -0,326,$$

$$C = 0,1133 + 1,0928 \cos(\alpha) +$$

$$+ 0,3083 \cos(2\alpha) + 0,0129 \cos(3\alpha),$$

$$C_n = 0,9269 \sin(\alpha) - 0,2405 \sin(2\alpha) +$$

$$+ 0,0096 \sin(3\alpha)$$

для условий входа в атмосферу:

$$V_0 = 7830 \text{ м/с}, \alpha_0 = -1,5^\circ,$$

$$H_0 = 150000 \text{ м}.$$

Рассмотрим плоское движение СА с начальной угловой скоростью $\dot{\alpha}_0 = 0,5 \text{ с}^{-1}$ при различных начальных значениях угла атаки (0,3; 0,2; 0,258). Фазовый портрет системы приведён на рис. 2, а.

Результаты численных расчётов при интегрировании системы дифференциальных уравнений (2) при начальном значении угла атаки $\alpha_0 = 0,3$ приведены на рис. 3. На рис. 3,а изображена соответствующая фазовая траектория, на рис. 3,б показана зависимость угла атаки от времени. Как видно, СА сначала совершает вращение. Затем происходит переход из вращения в колебание, и СА совершает колебания носовой частью с большой амплитудой относительно вектора скорости. Затем происходит ещё один переход, и СА продолжает совершать колебания относительно вектора скорости с меньшей амплитудой. На приведённом графике поперечной скорости V_{\perp} (рис. 3,в) можно увидеть незначительное отклонение среднего значения, вызванное переходом из вращения в колебание, равное примерно 0,002 м/с. При дальнейших колебаниях относительно устойчивого положения равновесия $\alpha_1 = 0$ дополнительного отклонения среднего значения поперечной скорости не происходит, поскольку действие подъёмной силы усредняется.

На рис. 4 приведены результаты численных расчётов при $\alpha_0 = 0,2$. На рис. 4,а изображена соответствующая фазовая траектория, на рис. 4,б показана зависимость угла атаки от времени. Как видно, СА, аналогично предыдущему случаю, сначала совершает вращение. Затем происходит переход из вращения в колебание, и СА совер-

шает колебания с большой амплитудой относительно вектора скорости. Затем происходит ещё один переход, и СА продолжает совершать колебания относительно дополнительного устойчивого положения равновесия ($\alpha_3 = 1,694$) с меньшей амплитудой. Отклонение среднего значения поперечной скорости резко возрастает с течением времени (рис. 4, в), что обусловлено действием ненулевого среднего значения подъёмной силы при колебаниях относительно дополнительного устойчивого положения равновесия. Можно отметить, что отклонение точки падения СА вследствие наличия ненулевого среднего значения подъёмной силы равно примерно 40 км, а вследствие изменения силы лобового сопротивления – примерно 70 км.

бового сопротивления – примерно 70 км.

На рис. 5 приведены результаты численных расчётов при $\alpha_0 = 0,258$. На рис. 5, а изображена соответствующая фазовая траектория, на рис. 5, б показана зависимость угла атаки от времени. При таком начальном значении угла атаки реализуется режим «зависания» в окрестности дополнительного неустойчивого положения равновесия $\alpha_4 = 1,401$. В этом случае после перехода из внешней колебательной области во внутреннюю СА продолжает совершать колебания носовой частью относительно вектора скорости. Можно отметить, что во время «зависания» происходит отклонение среднего значения поперечной скорости порядка 0,01 м/с (рис. 5, в), величина которого определяется длительностью зависания.

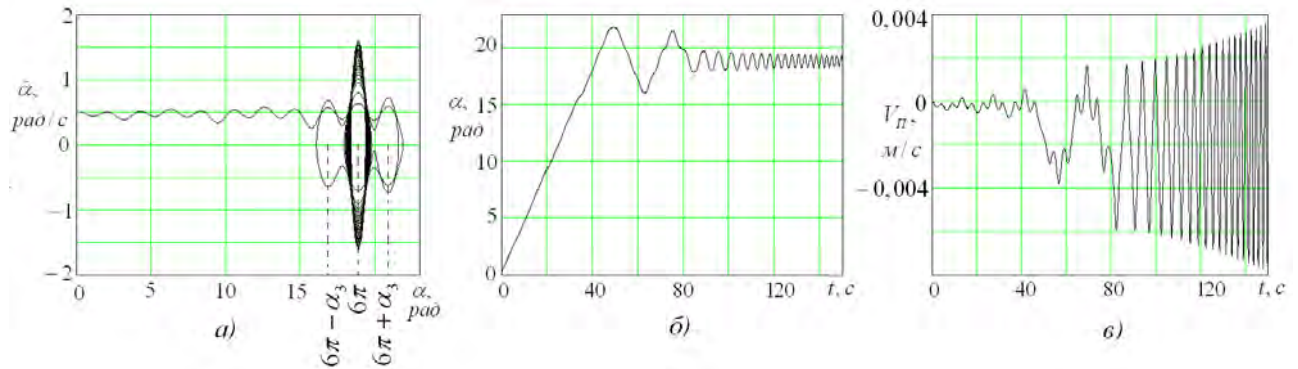


Рис. 3. Характер изменения параметров плоского движения при $\alpha_0 = 0,3$:

а – фазовая траектория, б – зависимость угла атаки от времени, в – зависимость поперечной скорости от времени

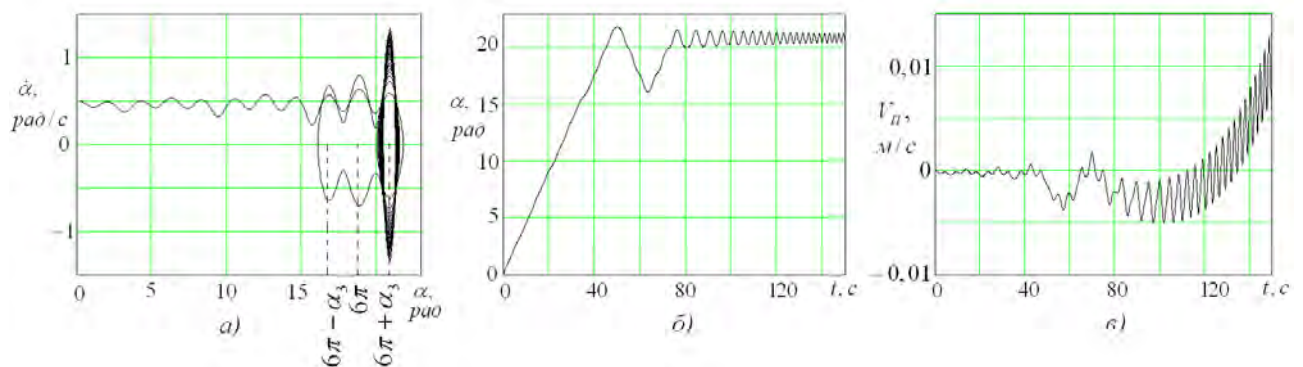


Рис. 4. Характер изменения параметров плоского движения при $\alpha_0 = 0,2$:

а – фазовая траектория, б – зависимость угла атаки от времени, в – зависимость поперечной скорости от времени

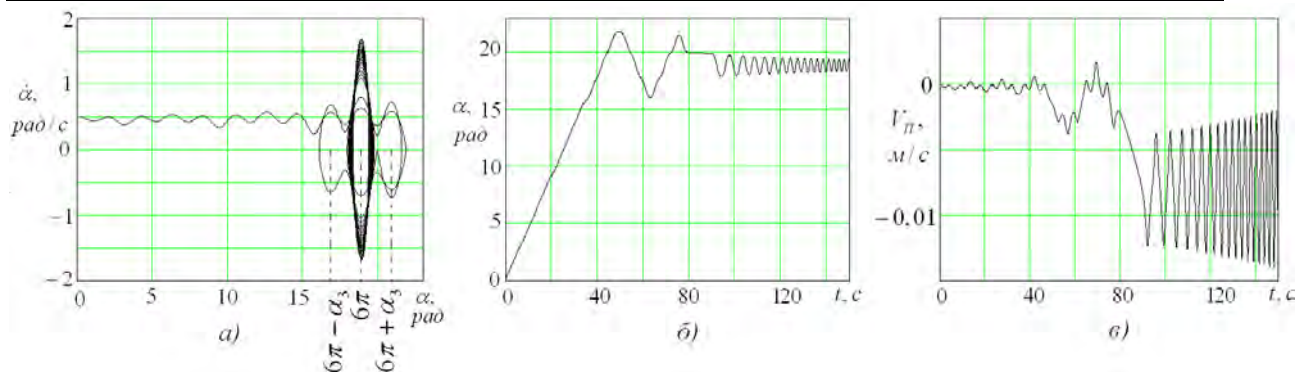


Рис. 5. Характер изменения параметров плоского движения при $\omega_0 = 0,258$:

а – фазовая траектория, *б* – зависимость угла атаки от времени, *в* – зависимость поперечной скорости от времени

Следует отметить, что при реализации режима «зависания» относительно неустойчивого положения равновесия $\alpha_1 = 0$ или $\alpha_2 =$ дополнительного отклонения среднего значения поперечной скорости не будет, так как при таких значениях угла атаки подъемная сила равна нулю.

Таким образом, в случае плоского движения наибольшее отклонение среднего значения поперечной скорости и, как следствие, наибольшее отклонение траектории происходит при колебаниях относительно дополнительных устойчивых положений равновесия. Согласно формулам, приведённым в [6], значения вероятности колебаний относительно дополнительных устойчивых положений равновесия $P_3 = P_{-3} = 29,1\%$. Вероятность реализации режима «зависания» в окрестности неустойчивого положения равновесия значительно меньше. Исключительное множество начальных условий, при которых может реализоваться режим «зависания», имеет меру $O(n^{-1})$, где $n \geq 1$ – любое натуральное заданное число [4].

Теперь рассмотрим пространственное движение СА. Зададим следующие значения углов, определяющих ориентацию СА на внеатмосферном участке траектории: $\alpha_v = 1,1$, $\alpha_k = 0,3$ и примем следующее значение модуля кинетического момента:

$$K_0 = 0,05 \text{ кг} \cdot \text{м}^2 / \text{с}.$$

На практике начальное значение угла Ψ можно считать случайной величиной, распределённой равномерно в интервале $0 - 2\pi$ [4]. Начальные условия движения по углу атаки и скорости угла атаки определяются по формулам (3). Ниже приведены результаты расчётов при интегрировании системы дифференциальных уравнений (2) для углов $\Psi = 3$ и $\Psi = 2,54$.

На рис. 6 приведены результаты численных расчётов при $\Psi = 3$. На рис. 6, *а* изображена соответствующая фазовая траектория, на рис. 6, *б* показана зависимость угла атаки от времени. Сначала СА совершает колебания с большой амплитудой. Затем происходит переход из внешней колебательной области во внутреннюю, и СА продолжает совершать колебания носовой частью относительно вектора скорости с меньшей амплитудой, причём значение скорости прецессии отличается от нуля (рис. 6, *в*). «Скачкообразное» изменение угла атаки приводит к отклонению среднего значения поперечной скорости примерно на $0,1 \text{ м/с}$ (рис. 6, *в*).

На рис. 7 приведены результаты численных расчётов при $\Psi = 2,5418$. На рис. 7, *а* изображена соответствующая фазовая траектория, на рис. 7, *б* показана зависимость угла атаки от времени. При переходе из внешней колебательной области во внутреннюю происходит «зависание» в окрестности неустойчивого положения равновесия. В течение длительного интервала вре-

мени (примерно 20 с) угловая скорость прецессии и угол атаки имеют практически постоянные значения:

$$\Psi = -0,01 \text{ с}^{-1}, \quad \alpha = 1,06,$$

причём значение скорости прецессии близко к нулю (рис. 7, з). В течение этого времени вектор подъёмной силы,

обусловленный балансирующим углом атаки, будет практически неизменен относительно инерциального пространства, что и приводит к отклонению среднего значения поперечной скорости примерно на 0,42 м/с (рис. 7, в).

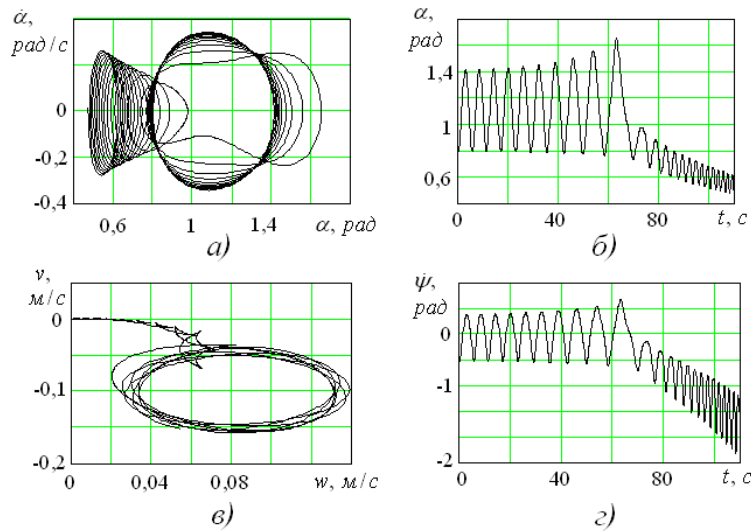


Рис. 6. Характер изменения параметров пространственного движения при $v = 1,1$, $\kappa = 0,3$, $\Psi = 3$:

а – фазовая траектория, б – зависимость угла атаки от времени, в – годограф поперечной скорости, г – зависимость скорости прецессии от времени

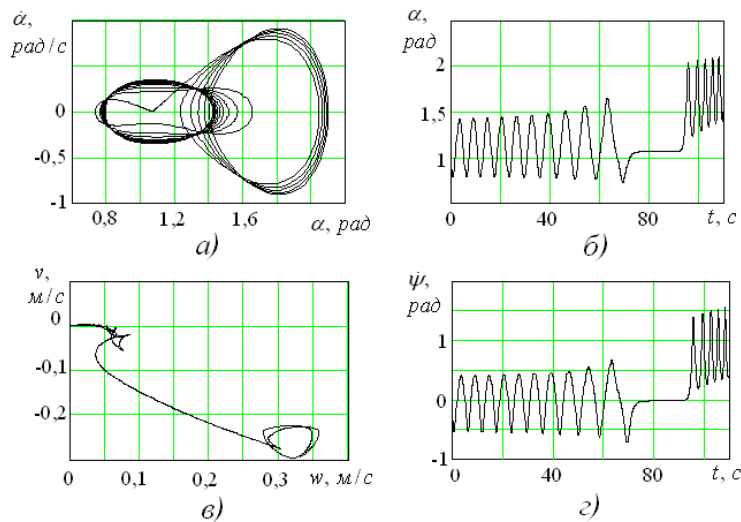


Рис. 7. Характер изменения параметров пространственного движения при $v = 1,1$, $\kappa = 0,3$, $\Psi = 2,54$:

а – фазовая траектория, б – зависимость угла атаки от времени, в – годограф поперечной скорости, г – зависимость скорости прецессии от времени

Таким образом, в работе показано, что переходные режимы углового движения на начальном участке траектории СА с тригармонической характеристикой восстанавливающего момента могут оказывать существенное влияние на движение центра масс и, как следствие, вызывать отклонение СА от расчётной траектории, что необходимо учитывать при расчёте рассеивания точек падения.

Библиографический список

1. Дмитриевский, А. А. Внешняя баллистика [Текст] / А. А. Дмитриевский, Л. Н. Лысенко, С. С. Богодистов. – М.: Машиностроение, 1991.
2. Заболотнов, Ю. М. Статистический анализ движения капсулы при спуске в атмосферу с помощью космической тросовой системы [Текст] / Ю. М. Заболотнов, И. А. Никонова // Вестн. Самар. гос. аэрокосм. ун-та. – 2010. – № 1 (21). – С. 38-46.
3. Кузмак, Г. Е. Динамика неуправляемого движения летательных аппаратов при входе в атмосферу [Текст] / Е. Г. Кузмак. – М.: Наука, 1970.
4. Ярошевский, В. А. Движение неуправляемого тела в атмосфере [Текст] / В. А. Ярошевский. – М.: Машиностроение, 1978.
5. Асланов, В.С. Переходные режимы углового движения КА на верхнем участке траектории спуска [Текст] / В.С. Асланов, И.А. Тимбай // Космические исследования. – 1997. – Т. 35. – № 3. С. 279-286.
6. Баринаова, Е. В. Исследование плоского движения относительно центра масс спускаемого аппарата с тригармонической моментной характеристикой при входе в атмосферу [Текст] / Е. В. Баринаова, И. А. Тимбай // Вестн. Самар. гос. аэрокосм. ун-та. – 2010. – № 1 (21). – С. 9-19.
7. Кеньшов, Е. А. Переход плоского вращательного движения космического аппарата с асимметрией в колебательное при входе в атмосферу [Текст] / Е. А. Кеньшов, И. А. Тимбай // Космиче-

ские исследования. – 2004. – Т.42. – № 3. – С. 295-301.

8. Платус, Д. Рассеивание по боковой дальности для вращающихся ракет вследствие остаточной подъёмной силы [Текст] / Д. Платус // Ракетная техника и космонавтика. – 1977. – № 7. – С. 17-25.

9. Lin, T. Ballistic re-entry vehicle dispersion due to precession stoppage [Text] / T. Lin [et al.] // Journ. Spacecraft and Rockets. – 1984. – vol. 21, – no. 4, – p. 330.

10. Асланов, В. С. Пространственное движение тела при спуске в атмосфере [Текст] / В. С. Асланов. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004.

References

1. Dmitrievskiy, A.A. External ballistics [Text] / A. A. Dmitrievskiy, L. N. Lisenko, S. S. Bogodistov. – Moscow: Mashinostroenie, 1991.

2. Zabolotnov, Yu. M. Statistical Analysis of a Capsule's Motion During its Reentry into the Atmosphere with the Aid of a Space Tether System, [Text] / Yu. M. Zabolotnov, I. A. Nikonova // Vestnik SSAU, 2010, no. 1 (21), p. 38-46.

3. Kuzmak, G.E. Dynamics of Uncontrolled Motion of Spacecraft at Their Reentry into the Atmosphere [Text] / G. E. Kuzmak. – Moscow: Nauka, 1970.

4. Yaroshevskii, V.A. Motion of an Uncontrolled Body in the Atmosphere [Text] / V. A. Yaroshevskii. – Moscow: Mashinostroenie, 1978.

5. Aslanov, V.S. Transient Modes of Spacecraft Angular Motion on the Upper Section of the Reentry Trajectory [Text] / V.S. Aslanov, I. A. Timbai // Kosm. Issled., 1997, vol. 35, no. 3, p. 279-286.

6. Barinova, E.V. Research of Planar Motion of an Uncontrolled Spacecraft with the Treegarmonic Moment Characteristics around its Center of Mass at its Reentry into Atmosphere, [Text] / E. V. Barinova, I. A. Timbai // Vestnik SSAU, 2010, no. 1 (21), p. 9 - 19.

7. Kenshov, E.A. Transition of Planar Rotational Motion of an Asymmetric Spacecraft into Oscillatory Motion at its Reentry into the Atmosphere, [Text] / E. A. Kenshov, I. A.

Timbai // Kosm. Issled., 2004, vol. 42, no. 3, p. 295-301.

8. Platus, D.H. Dispersion of Spinning Missiles due to Lift Nonaveraging, [Text] / D. H. Platus // AIAA Journal, 1977, vol. 15, no. 7, p. 909-915.

9. Lin, T. Ballistic re-entry vehicle dispersion due to precession stoppage

[Text] / T. Lin [et al.] // Journ. Spacecraft and Rockets. – 1984. – vol. 21, – no. 4, - p. 330.

10. Aslanov, V.S. Space Motions of a Re-entry Spacecraft in the Atmosphere [Text] / V. S. Aslanov. – Moscow: FIZMATHLIT, 2004.

DEVIATION OF REENTRY SPACECRAFT FROM THE ESTIMATED TRAJECTORY CAUSED BY TRANSIENT MODES OF ANGULAR MOTION AT THE STAGE OF ENTRY INTO THE ATMOSPHERE

© 2010 Ye. V. Barinova, I. A. Timbay

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

The motion of an uncontrolled spacecraft around its center of mass, the restoring aerodynamic moment of the spacecraft being described by an odd Fourier series in the angle of attack with the three first harmonics. The cases are investigated in which the character of motion changes during the reentry process: the rotational motion is transformed into the oscillatory one, and the oscillatory motion is transformed “by jumping” into the oscillatory motion with different amplitude characteristics. It is shown that transient modes of angular motion at the initial section of the trajectory may have essential influence on the movement of the centre of mass of the spacecraft and, as a result, cause deviation from the estimated trajectory.

Spacecraft, restoring aerodynamic moment, angle of attack, angle of precession, lift, phase portrait, estimated trajectory.

Информация об авторах

Баринова Елена Витальевна, аспирант кафедры высшей математики. Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: динамика летательных аппаратов. E-mail: 15545@yandex.ru.

Тимбай Иван Александрович, д.т.н., профессор, заведующий кафедрой высшей математики. Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет).. Область научных интересов: динамика летательных аппаратов. E-mail: timbai@ssau.ru.

Barinova Yelena Vitalyevna, post-graduate student of the department of higher mathematics. Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). Area of research: aircraft dynamics. E-mail: 15545@yandex.ru.

Timbay Ivan Alexandrovitch, doctor of technical sciences, professor, head of the department of higher mathematics. Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). Area of research: aircraft dynamics. E-mail: timbai@ssau.ru.