

А. С. Левин, И. В. Маштак, д-р техн. наук А. Д. Шептун

ДИНАМИКА МАНЕВРИРОВАНИЯ В АТМОСФЕРЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ВЕСОВОЙ АСИММЕТРИЕЙ И ЭЛЕМЕНТАМИ ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ НА УЧАСТКЕ РАЗВОРОТА

Предложен метод анализа динамики маневрирования в атмосфере летательного аппарата (далее аппарата) с весовой асимметрией (поперечным смещением центра масс) под действием кратковременного знакопеременного, разнесенного во времени момента от тяги двигателей. Двигатели установлены на днище аппарата на максимальном удалении от его продольной оси. Последовательно рассмотрено угловое движение при номинальных и возмущенных характеристиках аппарата и условиях полета. Перед началом маневрирования аппарат выставляется под балансирующим углом атаки, определяемым значением поперечного смещения центра масс и аэродинамическими характеристиками. Направление маневрирования аппарата в атмосфере зависит от действующих моментов сил и временного разнесения включений двигателей на разгон и останов углового движения. В условиях отсутствия возмущений угловое движение аппарата частично имеет признаки регулярной прецессии (практически постоянные скорость прецессии и угол нутации) и авторотации (близкий к нулю угол собственного вращения). Под действием возмущений увеличивается разброс параметров углового движения аппарата, в основном по углу прецессии, характеризующего изменения направления маневрирования. Состав возмущений включает разброс технических характеристик аппарата (положения центра масс, моментов инерции, аэродинамических коэффициентов, скоростного напора и др.), погрешностей, связанных с работой двигателей (разбросы тяги, времени их включений и выключений, угловой выставки их продольных осей). Для снижения влияния возмущений на параметры маневрирования по зарегистрированным отклонениям углового движения от номинального после первого выключения двигателя разворота введено терминальное управление для реализации заданного конечного состояния. Методом Монте-Карло (1000 вариантов случайных реализаций действующих возмущений) подтверждена эффективность предложенного терминального управления угловым движением аппарата для обеспечения заданных параметров маневрирования.

Ключевые слова: угловое движение, углы прецессии, нутации (атаки), собственного вращения, разбросы технических характеристик летательного аппарата.

Запропоновано метод аналізу динаміки маневрування в атмосфері літального апарата (далі – апарата) з масовою асиметрією (поперечним зміщенням центру мас) під дією короткочасного знакозмінного, рознесеного в часі моменту від тяги двигунів. Двигуни встановлено на днище апарата на максимальній відстані від його поздовжньої осі. Послідовно розглянуто кутовий рух за номінальними і збуреними характеристиками апарата й умов польоту. Перед початком маневрування апарат виставляють під балансувальним кутом атаки, що визначається значенням поперечного зміщення центру мас і аеродинамічними характеристиками. Напрямок маневрування апарата в атмосфері залежить від діючих моментів сил і часового рознесення увімкнень двигунів на розгін і зупин кутового руху. В умовах відсутності збурень кутовий рух апарата частково має ознаки регулярної прецесії (практично сталі швидкість прецесії та кут нутації) та авторотації (близький до нуля кут власного обертання). Під дією збурень збільшується розкид параметрів кутового руху апарата, в основному за кутом прецесії, що характеризує зміни напрямку маневрування. Склад збурень містить розкид технічних характеристик апарата (положення центру мас, моментів інерції, аеродинамічних коефіцієнтів, швидкісного напору та ін.), похибок, пов'язаних з роботою двигунів (розкиди тяги, часу їх увімкнень і вимкнень, кутового виставлення їх поздовжніх осей). Для зменшення впливу збурень на параметри маневрування за зареєстрованими відхиленнями кутового руху від номінального після першого вимкнення двигуна розвороту введено термінальне керування для реалізації заданого кінцевого стану. За допомогою методу Монте-Карло (1000 варіантів випадкових реалізацій діючих збурень) підтверджено ефективність запропонованого термінального керування кутовим рухом апарата для забезпечення заданих параметрів маневрування.

Ключові слова: кутовий рух, кути прецесії, нутації (атаки), власного обертання, розкиди технічних характеристик літального апарата.

This paper suggests method for analysis of the dynamics of the aircraft with weight asymmetry (transverse displacement of the center of mass) maneuvering in the atmosphere under the impact of the short-time alternating moment of engine thrust, spread out over a period. The engines are installed on the bottom of the

aircraft at the maximum distance from its longitudinal axis. Angular motion with nominal and perturbed performances of the aircraft and flight conditions has been consistently considered. Before maneuvering, the aircraft is set at the trimming angle of attack, determined by the magnitude of transverse displacement of the center of mass and aerodynamic characteristics. The direction of the aircraft maneuvering in the atmosphere depends on the acting moments of forces and time diversity of the engine firings to speed up and shutdown the angular motion. In the absence of disturbances, the angular motion of the aircraft shows in part signs of regular precession (almost constant precession velocity and nutation angle) and autorotation (close to zero self-rotation angle). Under the influence of disturbances, the spread of the aircraft angular motion parameters increases, mainly at the angle of precession, which characterizes changes in the direction of maneuvering. Composition of disturbances includes the spread of the aircraft technical characteristics (position of the center of mass, moments of inertia, aerodynamic coefficients, velocity head, etc.), errors associated with the operation of the engines (thrust spread, time of ignition and shutdown, angular alignment of their longitudinal axes). Terminal control was introduced to realize the given final state and to reduce the disturbances impact on the maneuvering parameters based on the registered deviations of the angular motion from the nominal one after the first shutdown of the attitude maneuver engine. Monte Carlo method (1000 variations of random realizations of the acting perturbations) confirmed the effectiveness of the proposed terminal control of the angular motion of the aircraft to provide the specified maneuvering parameters.

Keywords: angular motion, angles of precession, nutation (attack), proper rotation, spread of technical characteristics of the aircraft.

Введение

Маневрирование летательных аппаратов (ЛА) в атмосфере широко используется при решении разнообразных задач. В авиации и космонавтике – для обеспечения приземления в заданном районе, в военном деле – для «ухода» от пролонгированной траектории движения с целью создания помех для перехвата ЛА. Для обеспечения изменения полета (маневрирования) применяются различные способы создания сил, действующих на ЛА перпендикулярно направлению движения (оси ЛА): поворот аэродинамических рулей различных конструкций, поворотной «юбки» в хвостовой части ЛА, ракетных (или других типов) двигателей, т.п.

Одним из возможных способов создания нормальных к продольной оси сил является создание балансирующего угла атаки α_0 . Возможны различные варианты его реализации. Один из них связан с введением смещения перпендикулярно к оси ЛА центра масс в одном из выбранных направлений. В полете под действием аэродинамических сил ЛА устанавливается под балансирующим углом атаки α_0 , определяемым известным соотношением между запасом статической устойчивости ЛА $\Delta C = C_d - C_l$, поперечным смещением центра масс y_t , аэродинамическими силами (обозначения согласно [1]). Реализуемая при этом нормальная к оси ЛА аэродинамическая сила приводит к изменению направления дви-

жения ЛА, например, в вертикальной плоскости. Введение разворота ЛА вокруг продольной оси позволяет изменить направление маневрирования на обратное.

В литературе отсутствует описание динамики углового разворота осесимметричных ЛА с весовой асимметрией (характеризуемой поперечным смещением центра масс в выбранном направлении) с учетом введения программных углов разворота ЛА вокруг продольной оси в том или ином направлении, задающих параметры и направление маневрирования.

Возмущения, действующие в полете на ЛА, приводят к отклонению параметров маневрирования от номинальных. В связи с этим наряду с исследованием динамических характеристик маневрирования ЛА с весовой асимметрией представляет значительный теоретический и практический интерес оценка возможности построения терминального управления на участке маневрирования, в максимальной степени компенсирующего накапливаемые погрешности углового движения на момент окончания маневра.

Цель и задачи исследования

Целью исследования является:

- исследование динамики движения в атмосфере ЛА с весовой асимметрией (с поперечным смещением центра масс) под влиянием управляющих угловых программ, задающих движение вокруг продольной и поперечной осей ЛА;

- построение терминального управления угловым движением ЛА на участке маневрирования с компенсацией отклонений его углового движения от номинального.

Для выполнения поставленной цели исследования были решены такие задачи:

- создана математическая модель углового движения ЛА с весовой асимметрией;
- проведено формирование базы данных, используемых в расчетах;
- исследованы динамические характеристики углового движения ЛА с весовой асимметрией в номинальном и возмущенном движении;
- предложено терминальное управление угловым движением ЛА с весовой асимметрией, обеспечивающее компенсацию действия возмущений к моменту окончания программы маневрирования;
- создано программное изделие с возможностью исследования различных вари-

антов углового движения ЛА путем задания начальных исходных данных.

Математическая модель углового движения в атмосфере ЛА с весовой асимметрией

Рассматривается динамическая задача изменения направления маневрирования в атмосфере высокоскоростного ЛА с весовой асимметрией (поперечным смещением центра масс) под действием знакопеременного момента, создаваемого двигательной установкой, размещенной на «миделевом» срезе ЛА на максимальном удалении от продольной оси (рис. 1 (обозначение на рисунках и в тексте общепринятые)). Смещение центра масс по оси OZ_1 соответствует варианту 1 (см. рис. 2). Учитываются изменяемые при снижении ЛА в атмосфере аэродинамические моменты (восстанавливающий, демпфирующий).

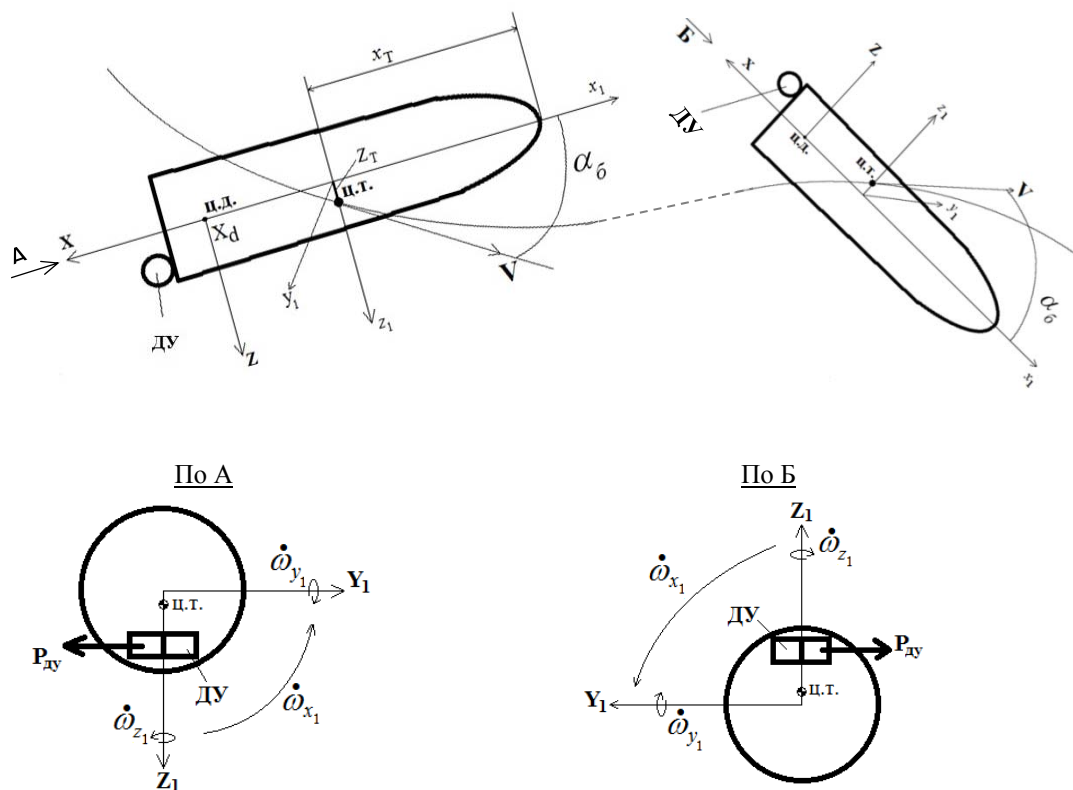


Рис. 1. Схема маневрирования летательного аппарата:

а – кабрирование; б – пикирование;
ц. д. – центр давления; ц. т. – центр тяжести; ДУ – двигательная установка

Математическая модель с угловым движением ЛА с весовой асимметрией:

а) динамические уравнения Эйлера

$$\left. \begin{aligned} I_{X_1} \frac{d\omega_{X_1}}{dt} + (I_{Z_1} - I_{Y_1})\omega_{Y_1}\omega_{Z_1} &= \sum M_{X_1} \\ I_{Y_1} \frac{d\omega_{Y_1}}{dt} + (I_{X_1} - I_{Z_1})\omega_{X_1}\omega_{Z_1} &= \sum M_{Y_1} \\ I_{Z_1} \frac{d\omega_{Z_1}}{dt} + (I_{Y_1} - I_{X_1})\omega_{X_1}\omega_{Y_1} &= \sum M_{Z_1} \end{aligned} \right\},$$

где I_{X_1} , I_{Y_1} , I_{Z_1} – моменты инерции относительно связанных осей OX_1 , OY_1 , OZ_1 , совпадающих с главными центральными осями; ω_{X_1} , ω_{Y_1} , ω_{Z_1} – проекции вектора угловой скорости объекта на связанные оси OX_1 , OY_1 , OZ_1 ; M_{X_1} , M_{Y_1} , M_{Z_1} – моменты крена, рыскания и тангажа соответственно;

б) кинематические соотношения для двух вариантов угловых переходов от инерциальной системы координат $OX_0Y_0Z_0$ к связанной $OX_1Y_1Z_1$ (рис. 2, 3).

Вариант 1 (кинематические уравнения Эйлера, смещение центра масс по оси OZ_1):

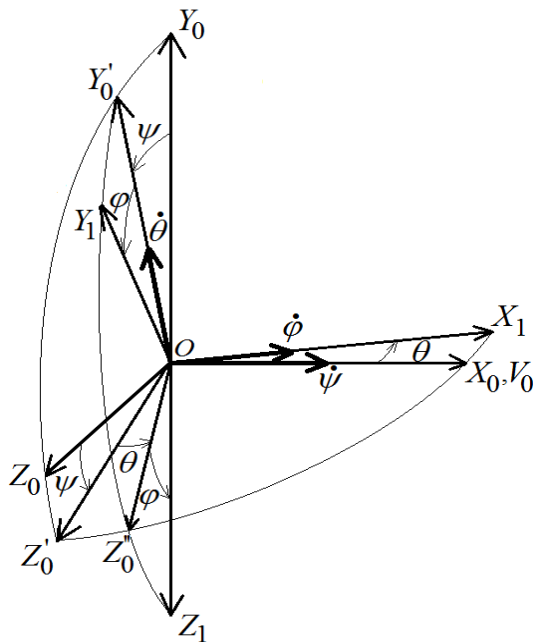


Рис. 2. Последовательность поворотов на углы прецессии ψ , нутации θ , собственного вращения ϕ

$$\begin{aligned} \dot{\varphi} &= \omega_{X_1} - \frac{\omega_{Y_1} \sin(\varphi) + \omega_{Z_1} \cos(\varphi)}{\sin(\theta)} \cos(\theta); \\ \dot{\theta} &= \omega_{Y_1} \cos(\varphi) - \omega_{Z_1} \sin(\varphi); \\ \dot{\psi} &= \frac{\omega_{Y_1} \sin(\varphi) + \omega_{Z_1} \cos(\varphi)}{\sin(\theta)}, \end{aligned}$$

где φ – угол собственного вращения; θ – угол нутации; ψ – угол прецессии.

Вариант 2 (кинематические уравнения, используемые при расчете траектории; для согласования с рис. 1 связанные оси повернуты на -90° вокруг оси OX_1):

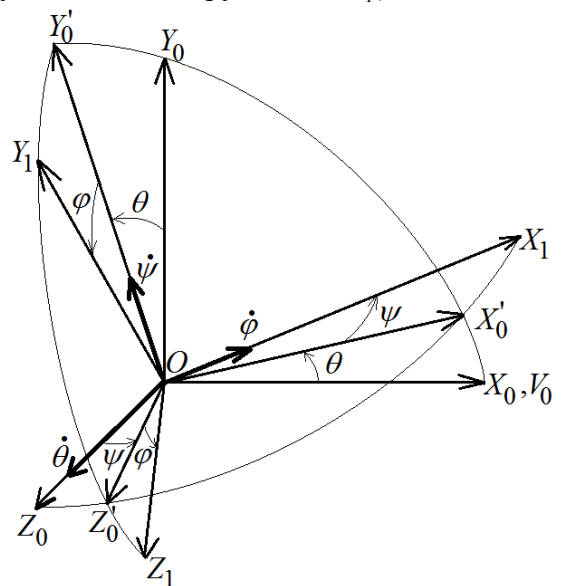


Рис. 3. Последовательность поворотов на углы тангажа θ , рыскания ψ и крена ϕ

$$\begin{aligned} \dot{\varphi} &= \omega_{X_1} + \frac{\sin(\varphi)\omega_{Y_1} + \cos(\varphi)\omega_{Z_1}}{\cos(\psi)} \sin(\psi); \\ \dot{\theta} &= \frac{\sin(\varphi)\omega_{Y_1} + \cos(\varphi)\omega_{Z_1}}{\cos(\psi)}; \\ \dot{\psi} &= \cos(\varphi)\omega_{Y_1} - \sin(\varphi)\omega_{Z_1}. \end{aligned}$$

Моменты сил в правой части динамических уравнений Эйлера [1]

$$\begin{aligned} \sum M_x &= M_x^{dv} + M_x^{aer} + M_x^{demp}; \\ \sum M_y &= M_y^{dv} + M_y^{aer} + M_y^{demp}; \\ \sum M_z &= M_z^{dv} + M_z^{aer} + M_z^{demp}, \end{aligned}$$

где $\{M_x^{aer}, M_y^{aer}, M_z^{aer}\}$; $\{M_x^{demp}, M_y^{demp}, M_z^{demp}\}$; $\{M_x^{dv}, M_y^{dv}, M_z^{dv}\}$ – проекции аэродинамического, демпфирующего момента и момента, созданного работой двигателя, на связанные оси координат.

Таблица 1

Проекция моментов действующих внешних сил на оси связанной системы координат		
	Вариант 1	Вариант 2
Проекция моментов тяги двигателя	$M_x^{dv} = -P_d (Z_p - Z_t);$ $M_y^{dv} = 0;$ $M_z^{dv} = -P_d (L - X_t)$	$M_x^{dv} = P_d (Y_p - Y_t);$ $M_y^{dv} = P_d (L - X_t);$ $M_z^{dv} = 0$
Проекция аэродинамического момента	$M_x^{aer} = C_n^\theta \theta q S (-Z_t \sin(\varphi) + Y_t \cos(\varphi));$ $M_y^{aer} = -C_n^\theta \theta q S (X_d - X_t) \cos(\varphi) + C_x q S Z_t;$ $M_z^{aer} = C_n^\theta \theta q S (X_d - X_t) \sin(\varphi) - C_x q S Y_t$	$M_x^{aer} = C_n^\theta \theta q S Y_t \sin(\varphi) + C_n^\theta \psi S Y_t \cos(\varphi);$ $M_y^{aer} = -C_n^\theta \theta q S (X_d - X_t) \sin(\varphi) - C_n^\theta \psi q S (X_d - X_t) \cos(\varphi);$ $M_z^{aer} = -C_n^\theta \theta q S (X_d - X_t) \cos(\varphi) + C_n^\theta \psi q S (X_d - X_t) \sin(\varphi) - C_x q S Y_t$
Проекция демпфирующего момента	$M_x^{demp} = m_x^{\omega_x} q S \frac{D^2}{V} \omega_x;$ $M_y^{demp} = m_y^{\omega_y} q S \frac{L^2}{V} \omega_y;$ $M_z^{demp} = m_z^{\omega_z} q S \frac{L^2}{V} \omega_z$	$M_x^{demp} = m_x^{\omega_x} q S \frac{D^2}{V} \omega_x;$ $M_y^{demp} = m_y^{\omega_y} q S \frac{L^2}{V} \omega_y;$ $M_z^{demp} = m_z^{\omega_z} q S \frac{L^2}{V} \omega_z$

Таблица 2

Исходные данные

Величина	Значение
Расстояние от вершины до центра масс, м	$X_t = 1,728$
Поперечное смещение центра масс, м	$Z_t = 0,06$
Тяга двигателя, кгс	$P_d = 10$
Расстояние от оси ЛА до осей управления, м	$Z_p = 0,398$
Начальный скоростной напор, кН/м ²	$q_0 = 615$
Конечный скоростной напор, кН/м ²	$q_1 = 852$
Производная коэффициента нормальной аэродинамической силы по углу атаки	$C_n^\theta = 2$
Запас статической устойчивости	$C_d - C_t = 0,02$
Площадь миделя, м ²	$S_m = 0,9852$
Коэффициент аэродинамического сопротивления	$C_x = 0,15$
Скорость, м/с	$V = 7250$
Длина ЛА, м	$l = 2,673$
Диаметр, м	$D = 1,12$
Коэффициенты демпфирующего момента по крену, рысканию и тангажу	$m_x^{\omega_x} = 0,00045$ $m_y^{\omega_y} = m_z^{\omega_z} = 0,0042$
Осевые моменты инерции, кг · м · с ²	$I_{xx} = 3,806, \quad I_{yy} = 17,29$ $I_{zz} = 17,89$
Начальные проекции угловой скорости ЛА на связанные оси OX ₁ , OY ₁ , OZ ₁ , град/с	$\omega_{x_1} = \omega_{y_1} = \omega_{z_1} = 0$

Таблица 3

Разбросы технических характеристик ЛА, аэродинамических характеристик, условий полета

Величина	Значение
Тяга двигателей, %	± 5
Время включения-выключения двигателей, %	± 10
Угловая выставка продольной оси двигателей, град	$\pm 0,083$
Положение центра тяжести, в % от длины ЛА	± 10
Погрешность главных моментов инерции, %	± 10
Скоростной напор, %	± 10
Аэродинамические коэффициенты C_n^θ , C_x , $m_x^{\omega_x}$, $m_y^{\omega_y}$, $m_z^{\omega_z}$, %	± 10

Схема включения-выключения двигателей разгона и останова углового движения ЛА представлена на рис. 4.

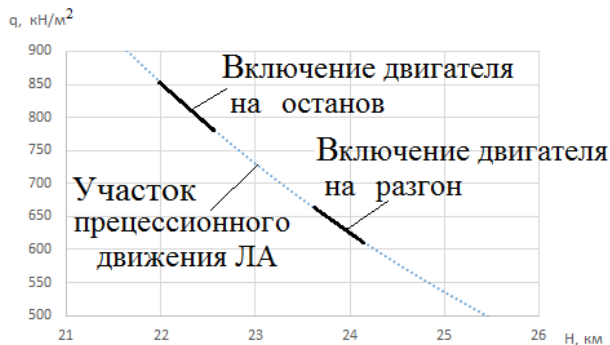


Рис. 4. Изменение скоростного напора при снижении ЛА в атмосфере

Динамика маневрирования ЛА с весовой асимметрией

Методика исследований

Исследование динамики маневрирования в атмосфере ЛА с весовой асимметрией проводилось в два этапа.

На I этапе исследований в расчетах использовали номинальные характеристики ЛА и условия полета.

На II этапе в расчет вводили одновременно возмущения по разбросам характеристик ЛА, двигательной установки, аэродинамики, скоростного напора. Значения возмущающих факторов принимали случайными и распределенными по нормальному закону в заданных диапазонах их изменения (табл. 3). По результатам расчетов фиксировалась «трубка» отклонений параметров углового движения. Для парирования отклонений от номинального углового движения на момент окончания торможения и последующего движения вводилось управление, позволяющее уменьшить разбросы параметров углового движения ЛА как на момент второго включения ДУ, так и после его выключения.

Номинальное движение

Результаты интегрирования динамических и кинематических уравнений Эйлера представлены на графиках рис. 5, 6 соответственно для кинематических соотношений в углах Эйлера (вариант 1) и используемых в расчетах активного участка траектории ракет (вариант 2).

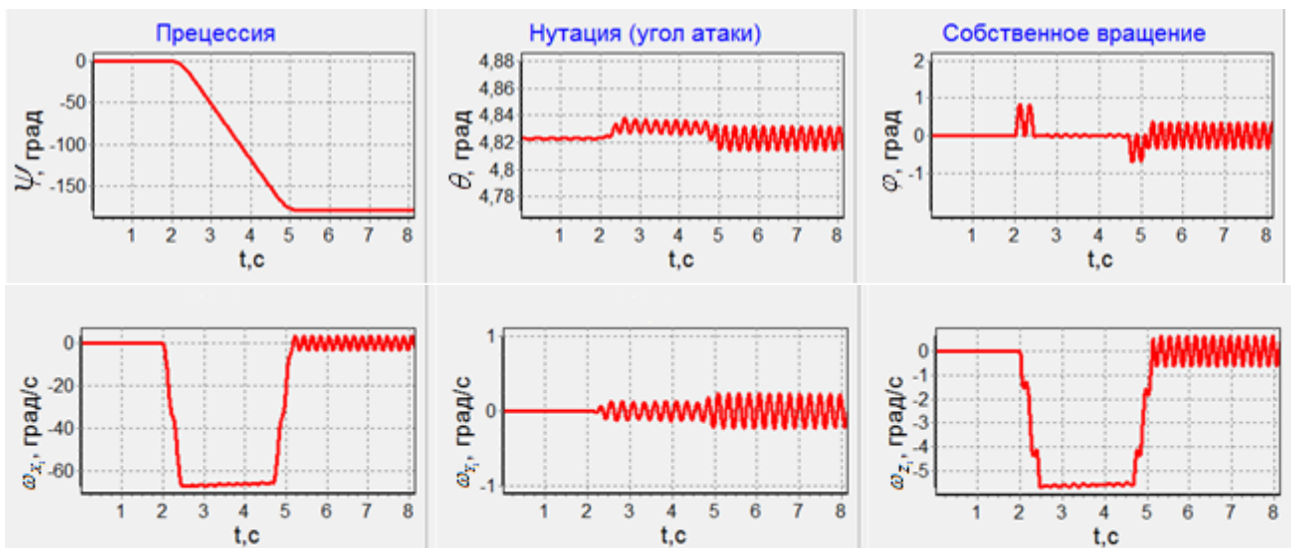


Рис. 5. Параметры углового движения ЛА (вариант 1)

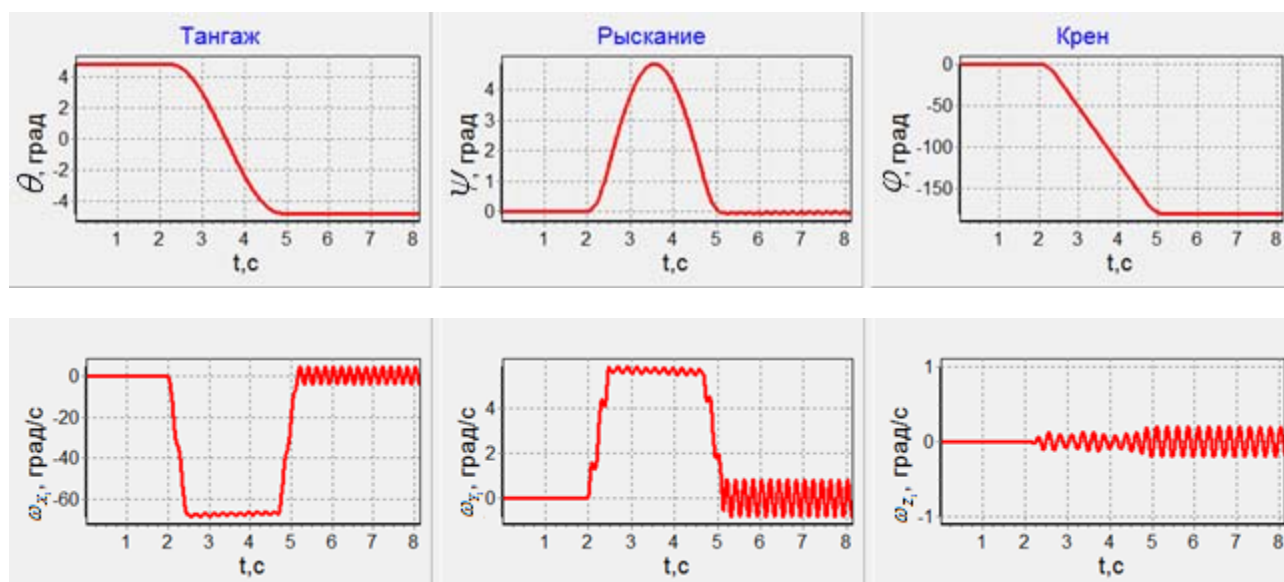


Рис. 6. Параметры углового движения ЛА (вариант 2)

На этих рисунках представлены графики изменений (слева направо):

- в варианте 1 углов прецессии ψ , нутации θ , собственного вращения ϕ и проекций угловой скорости ЛА на оси связанной системы координат ω_{x_1} , ω_{y_1} , ω_{z_1} ;

- в варианте 2 углов тангажа θ , рыскания ψ , крена ϕ и проекций угловой скорости ЛА на оси связанной системы ω_{x_1} , ω_{y_1} , ω_{z_1} ;

Анализ представленных данных по угловому движению ЛА для двух вариантов, переходов от инерциальной системы координат к связанной, на участке изменения направления маневрирования показывает:

1. Параметры углового движения ЛА для двух вариантов кинематических соотношений совпадают с учетом разной последовательности разворотов в вариантах 1 и 2 при переходе от инерциальной системы координат $Ox_0Y_0Z_0$ к связанной $Ox_1Y_1Z_1$. В частности, подтверждено полное совпадение угла нутации θ в варианте 1 с его геометрической суммой углов тангажа θ и рыскания ψ в варианте 2. Идентично выглядят графики прецессии ψ в варианте 1 и крена ϕ в варианте 2. Это свидетельствует о правильности построения программного продукта. Принимая во внимание изложенное, дальнейшие исследования проведены

применительно к 1-му варианту кинематических соотношений.

2. Угол нутации (атаки) на участке разворота ЛА практически не изменяется, происходят его колебания в пределах $\pm 0,005^\circ$, угол прецессии линейно изменяется от 0 до 180° , угол собственного вращения практически равен 0° (в момент включения-выключения ДУ имеют место скачки угла собственного вращения до $0,5 - 0,6^\circ$).

Отмеченные особенности углового движения ЛА имеют признаки регулярной прецессии в части практического постоянства угла нутации и линейного по времени изменения угла прецессии ψ , а также движения в режиме авторотации в части близкого к нулю значения угла собственного вращения ϕ .

Возмущенное движение

Возмущения, действующие на ЛА в полете, априори отклоняют угловое движение от требуемого (программного).

При анализе возмущенного углового движения ЛА на участке изменения направления маневрирования были учтены все основные возмущающие факторы (табл. 3). Влияние этих возмущающих факторов на угловое движение ЛА проводилось методом статических испытаний (методом Монте-Карло). Предварительно была проведена серия расчетов траектории углового разворота ЛА с учетом действия воз-

мушающих факторов. Общее число вариантов расчета траектории при случайном сочетании возмущающих факторов –

1000 вариантов. Результаты расчетов представлены на графике рис. 7.

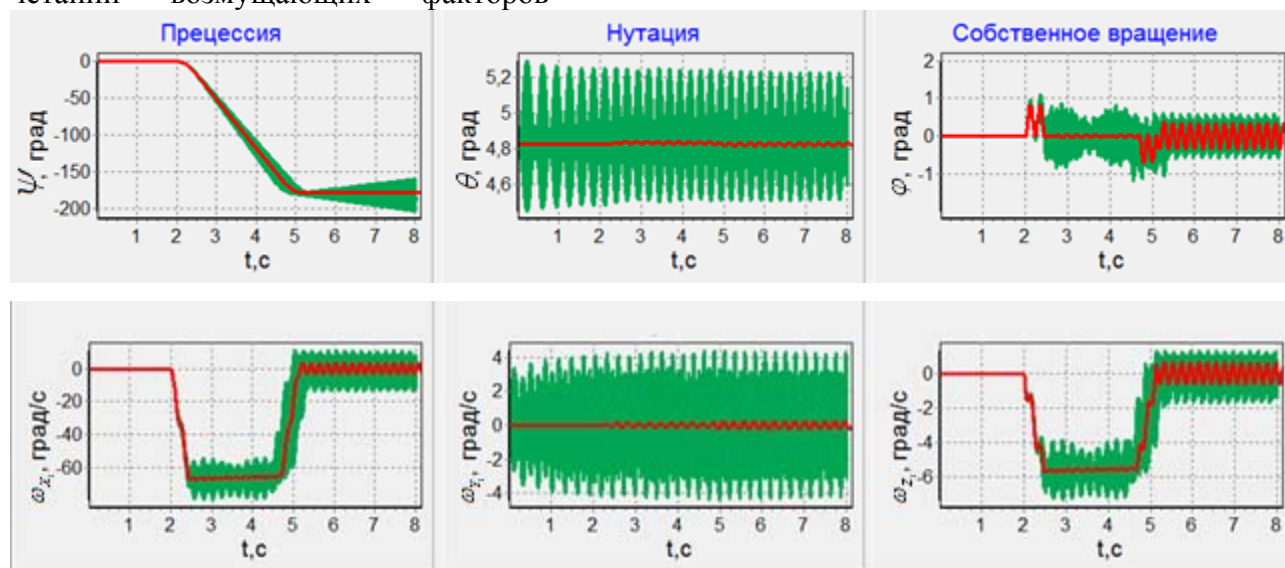


Рис. 7. Параметры возмущенного углового движения летательного аппарата

Темная линия на графиках отражает номинальное движение, серые области характеризуют разбросы углового движения, вызванные действием всех возмущающих факторов. Как следует из графиков, возмущающие факторы приводят к существенным отклонениям некоторых параметров углового движения ЛА на участке маневрирования. Например, по углу прецессии на участке разворота ЛА до 25° , после второго выключения двигателя имеет место вековое (пропорционально времени) изменение угла прецессии с темпом до 10 град/с.

Увеличиваются на $-0,15...+0,35^\circ$ колебания угла нутации, на 1 – 3° увеличиваются колебания составляющих угловых скоростей вокруг OY_1 и OZ_1 , на $\sim 10^\circ$ увеличилось колебание угловой скорости вокруг оси OX_1 .

Представленные на графиках (рис. 5, 7) данные указывают, что при отсутствии управления возмущающие факторы могут приводить к достаточно большим отклонениям некоторых параметров углового движения ЛА от номинальных (программных) значений. Наиболее существенное изменение претерпевает угол прецессии: в номинальном движении после второго выключения ДУ он равен 180° в возмущенном движении его значение находится в диапа-

зоне $179 - 181^\circ$ с дальнейшим после второго выключения двигателя расширением диапазона до $165 - 205^\circ$ в течение следующих 3 с полета.

Терминальное управление угловым движением ЛА на участке маневрирования

Одним из важнейших условий, определяющих заданное направление движения по завершении маневра и в последующем, является обеспечение близкого к заданному значению угла прецессии и близкой к нулю скорости прецессии.

Обеспечение требуемых характеристик маневрирования ЛА при действии возмущающих факторов возможно двумя способами:

- реализацией на участке разворота выбранных заранее программ управления по углам прецессии ψ_{np} , нутации θ_{np} и собственного вращения φ_{np} ;

- введением терминального управления для обеспечения заданного конечного направления маневрирования.

Ниже представлены результаты работ по второму (терминальному) способу управления угловым движением ЛА на участке изменения направления маневрирования.

Все возмущающие факторы в той или иной мере влияют на скорость изменения угла прецессии после первого выключения двигателя разворота ЛА. Поэтому при заданной (номинальной) программе второго включения – выключения двигателя на параметры углового движения ЛА налагаются погрешности первого разворота ЛА. Они (см. выше) могут быть значительными (достигать десятков градусов по углу прецессии). Поэтому с целью снижения погрешностей разворота ЛА к моменту второго выключения двигателя предложено ввести коррекцию параметров второго включения-выключения двигателя исходя из получения наименьших отклонений угла и угловой скорости от номинальных значений на

момент завершения процесса маневрирования. Идея терминального управления применительно к задаче реализации близкого к номинальному маневрированию ЛА состоит в регистрации угловых параметров движения на момент $t_{\text{выкл}_1}^\phi$ (рис. 8) и на их основе в расчете установочных данных по моментам $t_{\text{выкл}_2}^\phi$ включения-выключения двигателя «останова», обеспечивающих минимальный разброс направления маневрирования.

Алгоритм терминального управления на участке маневрирования состоит в выполнении таких операций (рис. 8):



Рис. 8. Диаграмма работы двигателей разворота ЛА с коррекцией моментов их включения-выключения на этапе торможения углового движения:

О, Ф – номинальное, фактическое движение

1. На момент первого выключения двигателя $t_{\text{выкл}_1}^\phi$ системой управления ЛА регистрируются фактические значения угла и угловой скорости прецессии и по их значениям строится соответствующая им диаграмма тяги двигателя при первом выключении.

2. Система управления ЛА после момента времени $t_{\text{выкл}_1}^\phi$ прогнозирует момент второго включения двигателя $t_{\text{вкл}_2}^\phi$ исходя из диаграммы его работы при первом включении, полученной в п. 1.

3. Исходя из данных п.1 система управления в целях получения максимально близких к номинальным значений угла и угловой скорости прецессии на момент

второго выключения двигателя корректирует момент его второго выключения $t_{\text{выкл}_2}^0$. При этом полагается, что импульс тяги двигателя и диаграмма его работы будут близки по этим характеристикам к зарегистрированным при первом включении.

На графиках рис. 9 представлены результаты введения терминального управления (черная линия – номинальное движение, серые области – возможные значения угловых параметров движения ЛА при случайном воздействии возмущающих факторов).

Анализ представленных на этих рисунках данных, позволяет оценить эффективность введенного управления. В частности, на момент выключения ДУ останова диапазоны разбросов ошибки угла прецессии со-

кратились со $179-181,5^\circ$ до $179,5-181^\circ$; диапазон погрешности реализации заданного (180°) угла прецессии через 3 с после выключения ДУ (разбросы останова) сократился со $170-195^\circ$ до $179-181^\circ$.

Имеющиеся на момент второго выключения ДУ рассогласования по угловой скорости и углу прецессии относительно номинальных при дальнейшем движении ЛА, подлежат парированию системой управления ориентацией и стабилизацией.

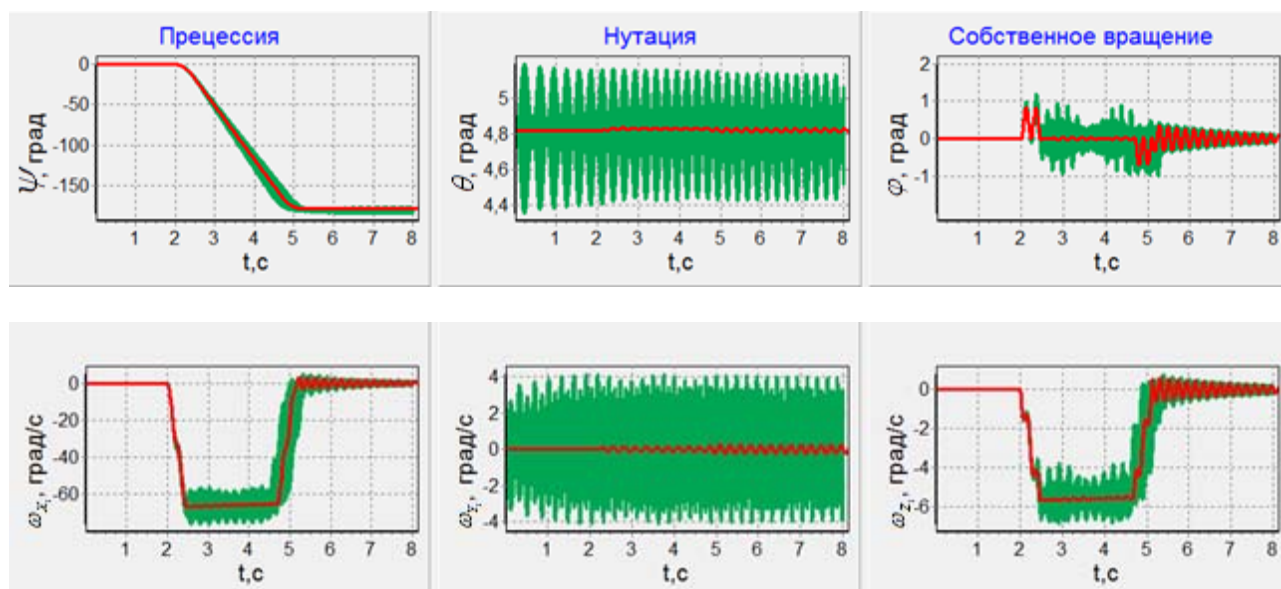


Рис. 9. Параметры возмущенного углового движения летательного аппарата с учетом терминального управления

Заключение

1. Предложен метод исследования углового движения ЛА с весовой асимметрией (поперечным смещением центра масс) под действием знакопеременного управляющего момента двигателя вокруг продольной и поперечной осей, расположенного на донном срезе ЛА на максимально возможном удалении от продольной оси.

2. По результатам проведенных расчетов углового движения ЛА с весовой асимметрией на участке изменения направления маневрирования движения установлено:

- угловое движение ЛА на участке изменения направления маневрирования характеризуется достаточно высокой степенью стабильности изменения параметров углового движения, характеризуемой следующим:

- по углу и угловой скорости прецессии, нутации угловое движение приближается к регулярной прецессии (угол нутации практически постоянен, зарегистрированная тенденция его уменьшения обусловлена ростом скоростного напора, угловая скорость прецессии постоянна);

- по углу собственного вращения угловое движение ЛА приближается к авторотации, характеризуемой неизменным расположением вектора поперечного смещения центра масс в плоскости угла нутации (атаки);

- возмущающие факторы в исследуемом диапазоне их изменения приводят к увеличению разброса параметров углового движения ЛА на участке маневрирования, однако они не разрушают отмеченный при номинальном движении вывод о стабильности углового движения;

- введение терминального управления по величинам отклонения контролируемых параметров углового движения от номинальных на моменты окончания первого включения ДУ и движения по инерции позволяет заметно снизить разброс параметров углового движения ЛА на момент выключения двигателя останова.

Список использованной литературы

1. Лебедев А. А., Герасюта Н. Ф. Баллистика ракет. – М.: Машиностроение, 1970. – 244 с.

2. Бухгольц Н. Н. Основной курс теоретической механики. Ч. 2. – М.: Наука, 1972. – 332 с.

3. Асланов В. С. Пространственное движение тела при спуске в атмосфере. – М.: Физматлит, 2004. – 160 с.

4. Гуков В. В. и др. Основы теории полета летательных аппаратов / В. В. Гудков, П. П. Кириленко, Ю. А. Мареев, А. М. Самарский, В. В. Чернов. – М.: МАИ, 1978. – 70 с.

5. Теоретичні основи польоту космічних апаратів. – Міністерство оборони України, 2000. – 180 с.

Статья поступила 07.12.2018