

УДК 629.7.062.2

А. Н. Лапко, А. А. Мелешко

УГЛОВАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ ОБЪЕКТА, БЫСТРО ВРАЩАЮЩЕГОСЯ ВОКРУГ ПРОДОЛЬНОЙ ОСИ

Современные тенденции развития ракетно-космической техники свидетельствуют о росте спроса на ракеты легкого и сверхлегкого классов. Первым направлением развития такой ракетной техники является повышение точности доставки груза в заданный район, вторым – повышение энергетических характеристик и снижение себестоимости изготовления и эксплуатации. Применение закрутки вокруг продольной оси симметрии может являться одним из способов совершенствования легкой и сверхлегкой ракетной техники по этим направлениям. Закрутка существенно повышает устойчивость движущегося объекта, что позволяет частично нивелировать негативные влияния внешних и внутренних возмущающих факторов (перекосов и эксцентриситетов двигательной установки и органов управления, ветра). Отказ от применения систем, обеспечивающих стабилизацию вокруг продольной оси симметрии, понижает массу аппаратуры системы управления, тем самым повышая энергетическое совершенство ракетной техники. Таким образом, вращение ракеты вокруг продольной оси может быть вызвано как специально с помощью органов закрутки, так и возмущающими воздействиями при отсутствии управления в канале крена. В настоящей статье рассмотрены предложения по алгоритмической реализации методов управления ракетой легкого класса в условиях быстрого вращения вокруг продольной оси для любого из приведенных выше вариантов, предложены методы управления вращающейся вокруг продольной оси ракетой, которые позволяют обеспечить угловую стабилизацию, улучшить качество переходных процессов и определить угол крена после программного останова вращения вокруг продольной оси.

Ключевые слова: угловая стабилизация, закрутка, вращение вокруг продольной оси симметрии, ракеты легкого класса, запаздывание привода, определение угла крена, аэродинамические рули, алгоритм маневра определения угла крена.

Сучасні тенденції розвитку ракетно-космічної техніки свідчать про зростання попиту на ракети легкого та надлегкого класів. Першим напрямком розвитку такої ракетної техніки є підвищення точності доставки вантажу в заданий район, другим – підвищення енергетичних характеристик і зниження собівартості виготовлення й експлуатації. Застосування закручування навколо поздовжньої осі симетрії може бути одним із способів удосконалення легкої та надлегкої ракетної техніки за цими напрямками. Закручування істотно підвищує стійкість рухомого об'єкта, що дозволяє частково нівелювати негативні впливи зовнішніх і внутрішніх збурювальних факторів (перекосів і эксцентриситетів рушійної установки й органів керування, вітру). Відмова від застосування системи керування, у якій спосіб підвищуючи енергетичну досконалість ракетної техніки. Отже, обертання ракети навколо поздовжньої осі може бути викликано як спеціально за допомогою органів закручування, так і збурювальними впливами, якщо немає керування в каналі крену. У цій статті розглянуто пропозиції щодо алгоритмічної реалізації методів керування ракетою легкого класу в умовах швидкого обертання навколо поздовжньої осі для будь-якого з наведених вище варіантів, запропоновано методи керування ракетою, що обертається навколо поздовжньої осі, які дозволяють забезпечити кутову стабілізацію, поліпшити якість перехідних процесів і визначити кут крену після програмного зупину обертання навколо поздовжньої осі.

Ключові слова: кутова стабілізація, закручування, обертання навколо поздовжньої осі симетрії, ракети легкого класу, запізнювання привода, визначення кута крену, аеродинамічні рулі, алгоритм маневру визначення кута крену.

Contemporary trends in developing space-rocket hardware indicate the increased demand for light and ultra-light rockets. The first trend in developing the up-to-date light and ultra-light rocket hardware includes improving accuracy of cargo delivery to the specified area; the second trend covers the enhancement of energetic properties and the reduction of production and operational costs. Spinning about the longitudinal axis of symmetry may be one of the ways to improve the light and ultra-light rocket hardware in these trends. Spinning significantly increases stability of a moving object and partially evens out the negative impact of external and internal disturbing factors (skewness and eccentricities of propulsion system and control elements, wind). Refusal to use systems that provide stabilization about the longitudinal axis of symmetry leads to reduction in mass of the control system equipment, thus increasing energetic perfection of the rocket hardware. Hence, rotation of the rocket about the longitudinal axis may be caused by the spinning elements on purpose as well as by disturbing impacts in case of control failure in the roll channel. This article considers suggestions on algorithmic realization of light rocket control methods under conditions of rapid rotation about the longitudinal axis for each of the options mentioned above. This article offers control methods for

the rocket, rotating about the longitudinal axis, that provide angular stabilization, improve the transient quality, and determine the angle of roll after program stop of rotation about the longitudinal axis.

Keywords: angular stabilization, spinning, rotation about the longitudinal axis of symmetry, light rocket, drive delay, determination of the angle of roll, aerodynamic control surfaces, algorithm for maneuver determination of the angle of roll.

Введение

Задачами угловой стабилизации объекта являются отработка программных траекторий и обеспечение устойчивого движения относительно центра масс. Поэтому угловая стабилизация является одной из основных составляющих частей управления.

Основным критерием современной легкой ракетной техники является точность доставки груза в заданный район, которая и определяет эффективность и целесообразность применения ракет этого класса. Первые попытки повышения точности реализовывались с помощью закрутки вокруг продольной оси симметрии ракеты. Это позволило частично нивелировать влияние технологических погрешностей на точностные параметры. Дальнейшее повышение точности вращающихся ракет было связано с переходом от неуправляемого движения к управляемому [1].

Современная тенденция развития ракетно-космической техники основывается на миниатюризации, что существенно увеличивает спрос на ракеты легкого и сверхлегкого классов. Однако в этом случае существуют проблемы увеличения энергетических характеристик и снижения себестоимости изготовления и эксплуатации таких ракет. Одним из способов решения этих проблем является отказ от применения систем, обеспечивающих стабилизацию вокруг продольной оси симметрии. Такая модификация значительно изменяет уже существующую практику управления ракетами [2], требует технической и алгоритмической доработки.

Таким образом, вращение ракеты вокруг продольной оси может быть вызвано как специально с помощью органов закрутки, так и возмущающими воздействиями при отсутствии управления в канале крена.

В настоящей статье рассмотрены предложения по алгоритмической реализации методов управления ракетой легкого класса

в условиях быстрого вращения вокруг продольной оси для любого из приведенных выше вариантов.

Математическая модель

При разработке математической модели использовали две правые ортогональные прямоугольные системы координат (СК):

- неподвижную СК $O_0X_0Y_0Z_0$: начало в центре масс ракеты в момент окончания точного приведения, ось O_0Y_0 направлена вверх по линии отвеса, ось O_0X_0 совпадает с направлением стрельбы, ось O_0Z_0 дополняет систему до правой;

- связанную СК $O_1X_1Y_1Z_1$: начало в центре масс ракеты, ось O_1X_1 совпадает с продольной осью симметрии ракеты, положительное направление в сторону носка, ось O_1Y_1 находится в плоскости стабилизации I-III, положительное направление в сторону III полуплоскости, ось O_1Z_1 дополняет систему до правой.

Уравнение движения центра масс ракеты в связанной СК имеет следующий вид [3]:

$$\dot{\vec{V}}_1 = \frac{1}{m} \cdot \vec{F}_1 + \vec{g}_1 + \vec{V}_1 \times \vec{\omega}, \quad (1)$$

где \vec{F}_1 – вектор равнодействующей силы; $\dot{\vec{V}}_1$, \vec{g}_1 – векторы действительного и гравитационного ускорений соответственно; $\vec{\omega}$ – вектор угловой скорости.

Уравнение движения центра масс ракеты в неподвижной СК имеет следующий вид:

$$\dot{\vec{V}}_0 = |C_{ij}| \times \dot{\vec{V}}_1, \quad (2)$$

где $|C_{ij}|$, $i=1, \dots, 3$, $j=1, \dots, 3$, – матрица перехода от связанной СК к неподвижной, который осуществляется тремя последовательными поворотами $\psi \rightarrow \vartheta \rightarrow \phi$ на углы Крылова (рыскания, тангажа и крена).

Уравнения вращательного движения ракеты в связанной СК имеют вид [4]

$$\left\{ \begin{aligned} \dot{\omega}_x &= \frac{M_x}{I_x} - \frac{I_z - I_y}{I_x} \cdot \omega_y \cdot \omega_z, \\ \dot{\omega}_y &= \frac{M_y}{I_y} - \frac{I_x - I_z}{I_y} \cdot \omega_x \cdot \omega_z, \\ \dot{\omega}_z &= \frac{M_z}{I_z} - \frac{I_y - I_x}{I_z} \cdot \omega_x \cdot \omega_y; \end{aligned} \right. \quad (3)$$

$$\left\{ \begin{aligned} \dot{\varphi} &= \omega_x - \dot{\psi} \cdot \sin \vartheta, \\ \dot{\psi} &= (\omega_y \cdot \cos \varphi - \omega_z \cdot \sin \varphi) / \cos \vartheta, \\ \dot{\vartheta} &= \omega_y \cdot \sin \varphi + \omega_z \cdot \cos \varphi, \end{aligned} \right. \quad (4)$$

где $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции угловых скоростей на оси связанной СК; I_x, I_y, I_z – осевые моменты инерции ракеты; M_x, M_y, M_z – моменты сил, действующих на ракету, относительно осей связанной СК.

Значения параметров движения центра масс в связанной и неподвижной СК определяются интегрированием уравнений (1) и (2) соответственно. Ориентация связанной СК относительно неподвижной определяется интегрированием систем уравнений (3) и (4).

Настоящую математическую модель использовали при проведении исследований динамики быстро вращающейся вокруг продольной оси управляемой ракеты, результаты которых приведены в настоящей статье.

Общие методы управления вращающимся объектом

Рассмотрим в качестве объекта управления ракету с однокамерной двигательной установкой. В качестве органа управления (ОУ) служит камера сгорания, которая способна отклоняться в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Положительные отклонения ОУ δ_g и δ_ψ примем в сторону I и IV полуплоскостей стабилизации соответственно. Классическая формульная запись определения потребных отклонений ОУ имеет вид [2]

$$\left\{ \begin{aligned} \delta_g &= k_g \cdot \Delta\vartheta + k_{g'} \cdot \Delta\dot{\vartheta}, \\ \delta_\psi &= k_\psi \cdot \Delta\psi + k_{\psi'} \cdot \Delta\dot{\psi}, \end{aligned} \right. \quad (5)$$

где δ_g, δ_ψ – углы отклонения ОУ, потребные для стабилизации ракеты в каналах тангажа, рыскания соответственно; $k_g, k_{g'}, k_\psi, k_{\psi'}$ – коэффициенты усиления автомата стабилизации; $\Delta\vartheta, \Delta\dot{\vartheta}, \Delta\psi, \Delta\dot{\psi}$ – ошибки стабилизации – рассогласования между текущими и программными углами и их производными.

Очевидно, что при отсутствии других ОУ в рассмотренном случае осуществлять управление по крену невозможно. В связи с этим любые возмущения в канале крена будут приводить к росту рассогласований в нем.

Для обеспечения управляемости необходимо в формулах определения потребных отклонений ОУ (5) ввести учет угла крена φ :

$$\left\{ \begin{aligned} \delta_y &= \delta_g \cdot \cos \varphi - \delta_\psi \cdot \sin \varphi, \\ \delta_z &= \delta_g \cdot \sin \varphi + \delta_\psi \cdot \cos \varphi, \end{aligned} \right. \quad (6)$$

где δ_y, δ_z – углы отклонения ОУ, потребные для стабилизации ракеты, вращающейся вокруг продольной оси, в каналах тангажа и рыскания соответственно.

Система (6) является универсальной и может применяться для любых органов управления.

В качестве примера рассмотрим случай, когда органами управления является k аэродинамических рулей (АДР), расположенных в носовой части ракеты по схеме «утка».

Положительные отклонения рулей принимались в сторону создания положительного момента в канале крена.

В этом случае система (6) примет следующий вид:

$$\begin{cases} \delta_n = \delta_g \cdot \sin(\varphi_n) + \delta_\psi \cdot \cos(\varphi_n), \\ \varphi_n = \varphi - (n-1) \cdot \frac{2\pi}{k}, \\ n = 1, \dots, k, \end{cases} \quad (7)$$

где φ_n – угол, учитывающий текущие значения углов крена и установки АДР относительно плоскостей стабилизации ракеты; n – номер текущего АДР; δ_n – угол отклонения n -го руля; k – количество АДР.

Для варианта установки АДР в хвостовой части ракеты система уравнений будет аналогичной (7), за исключением знаков при углах отклонения δ_g, δ_ψ ОУ.

Формирование управляющих сигналов при угловой стабилизации вращающегося объекта

Одной из важных проблем в области управления вращающимся вокруг продольной оси объектом является необходимость изменения в течение половины его оборота углов отклонения ОУ на противоположные. Это необходимо для обеспечения постоянства направления вектора управляющего момента. С возрастанием угловой скорости по крену увеличивается число оборотов в единицу времени, а значит, должна возрастать скорость поворота ОУ. Это предъявляет требования к значительному быстродействию приводов. Избежать таких требований и улучшить качество переходных процессов можно введением функции, учитывающей задержку привода и текущую угловую скорость в канале крена. В результате системы (6) и (7) соответственно примут следующий вид:

$$\begin{cases} \delta_y = \delta_g \cdot \cos(\tilde{\varphi}) - \delta_\psi \cdot \sin(\tilde{\varphi}), \\ \delta_z = \delta_g \cdot \sin(\tilde{\varphi}) + \delta_\psi \cdot \cos(\tilde{\varphi}), \\ \dot{\tilde{\varphi}} = \dot{\varphi} + \tau \cdot \dot{\varphi}; \end{cases} \quad (8)$$

$$\begin{cases} \delta_n = \delta_g \cdot \sin(\tilde{\varphi}_n) + \delta_\psi \cdot \cos(\tilde{\varphi}_n) - \delta_\varphi, \\ \tilde{\varphi}_n = \tilde{\varphi} - (n-1) \cdot \frac{2\pi}{k}, \\ n = 1, \dots, k, \end{cases} \quad (9)$$

где τ – постоянная времени привода.

Результаты применения систем (6)–(9) приведены на рис. 1.

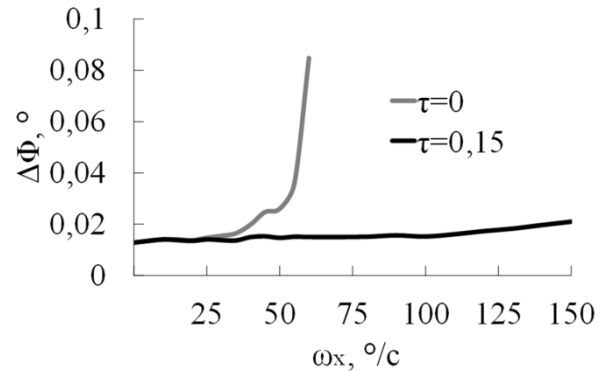


Рис. 1. Зависимость значения ошибки стабилизации от угловой скорости в канале крена

Таким образом, при нехватке быстродействия управляющих органов введение опережения по фазе позволяет уменьшить значения ошибок стабилизации (рис. 1).

Использование маневра для уточнения или определения текущего угла в канале крена

Основным условием для применения в алгоритмах управления объектом быстрого вращения систем уравнений (8) и (9) является необходимость с достаточной точностью знать текущий угол крена на участке работы системы угловой стабилизации. Это может быть проблематично ввиду роста рассогласований, вызванных постоянным наличием большой скорости вращения вокруг продольной оси. Другими словами, существует необходимость определения в полете действительного угла крена.

Одно из решений описанной проблемы может быть найдено путем введения в программу движения ракеты специального маневра. Его суть заключается в создании угловой скорости вокруг одной из осей связанной СК, перпендикулярной к оси O_1X_1 . Эту угловую скорость можно зафиксировать с помощью датчиков угловых скоро-

стей. И на основе полученной информации можно рассчитать угол крена.

Сформулируем алгоритм маневра и расчета угла крена на примере ракеты, использующей в качестве управляющих органов четыре АДР, расположенных по плоскостям стабилизации в носовой части. Положительные отклонения рулей принимаются в сторону создания положительного момента в канале крена.

Реализация алгоритма маневра и расчета угла крена начинается с останова вращения ракеты путем поворота АДР в сторону, препятствующую вращению по крену. Угол отклонения АДР для гашения угловой скорости в канале крена вычисляется по формуле

$$\delta_{\varphi} = k_{\varphi} \cdot \Delta\dot{\varphi},$$

где δ_{φ} – угол отклонения ОУ для стабилизации ракеты в канале крена; k_{φ} – коэффициент усиления автомата стабилизации; $\Delta\dot{\varphi}$ – ошибка стабилизации по производной угла φ .

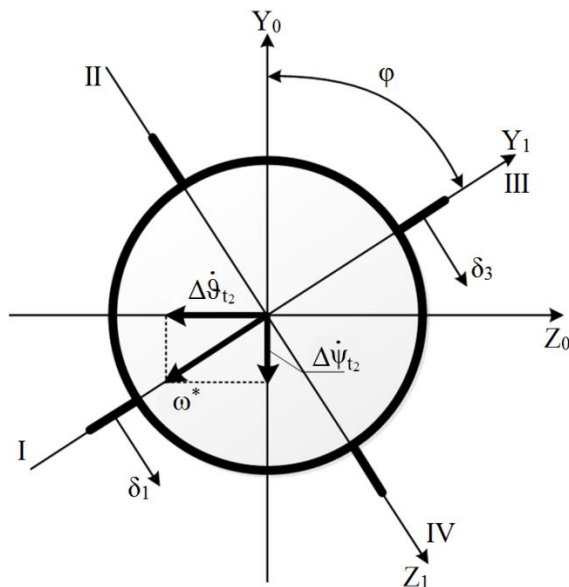


Рис. 2. Разложение полученной угловой скорости на оси начальной стартовой системы координат (вид с хвоста ракеты)

В конце останова при $\dot{\varphi} \approx 0$, в момент времени t_1 , углы тангажа и рыскания $\vartheta_{t_1}, \psi_{t_1}$ и текущие производные от этих углов $\dot{\vartheta}_{t_1}, \dot{\psi}_{t_1}$ заносятся в память, а также в уравнение стабилизации в канале крена

вводится программный угол крена, равный текущему углу φ :

$$\delta_{\varphi} = k_{\varphi} \Delta\varphi + k_{\dot{\varphi}} \Delta\dot{\varphi},$$

где k_{φ} – коэффициент усиления автомата стабилизации; $\Delta\varphi$ – ошибка стабилизации по углу φ .

После этого отклонением пары АДР, лежащих в одной плоскости стабилизации, создается момент сил относительно одной из осей связанной СК для получения угловой скорости ω^* (рис. 2). В конце маневра, в момент времени t_2 , повторно заносятся в память текущие значения углов $\vartheta_{t_2}, \psi_{t_2}$.

Длительность маневра и углы отклонения ОУ определяют предварительно в процессе экспериментальной отработки.

Как видно на рис. 2, для определения угла крена нужно вычислить, как распределится полученная в результате маневра угловая скорость ω^* на плоскости стабилизации тангажа и рыскания. Для этого вычисляем следующие разности:

$$\Delta\dot{\vartheta}_{t_2} = \frac{\vartheta_{t_2} - \vartheta_{t_1}}{t_2 - t_1} - \dot{\vartheta}_{t_1};$$

$$\Delta\dot{\psi}_{t_2} = \frac{\psi_{t_2} - \psi_{t_1}}{t_2 - t_1} - \dot{\psi}_{t_1}.$$

Текущее значение угла крена можно найти с помощью обратных тригонометрических функций

$$\varphi = \arctg \frac{\Delta\dot{\vartheta}_{t_2}}{\Delta\dot{\psi}_{t_2}}. \quad (10)$$

При расчете угла крена следует учитывать, что формула (10) справедлива только для случая, соответствующего рис. 2 (когда создается отрицательный момент сил по оси $O_1 Y_1$). Обобщенные формулы, учитывающие направление маневра и область определения арктангенса, имеют вид

$$\varphi = \arctg \frac{\Delta\dot{\vartheta}_{t_2}}{\Delta\dot{\psi}_{t_2}} + \xi;$$

$$\zeta = \begin{cases} (n + (-1)^n) \cdot \frac{\pi}{2}, & \text{если } \Delta\dot{\psi}_{t_2} < 0, \\ (n + (-1)^{n+1}) \cdot \frac{\pi}{2}, & \text{если } \Delta\dot{\psi}_{t_2} > 0, \end{cases}$$

где n – номер полуплоскости стабилизации, совпадающей с направлением полученной в результате маневра угловой скорости.

Было проведено моделирование движения ракеты с реализацией описанного выше маневра при наличии ошибки стабилизации по угловой скорости в канале крена до $1^\circ/\text{с}$. Полученные в результате моделирования погрешности определения угла крена в зависимости от значения отклонения АДР приведены на рис. 3.

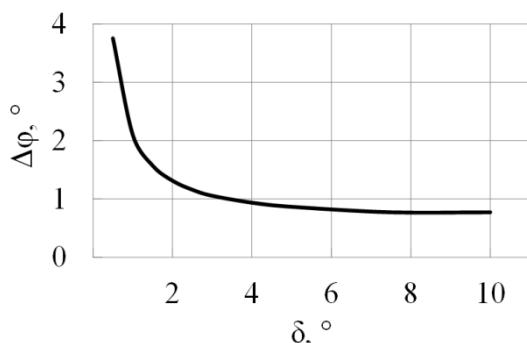


Рис. 3. Погрешность определения угла крена

Такой маневр можно осуществлять при наличии пары любых ОУ, расположенных симметрично относительно продольной оси ракеты.

Выводы

1. В настоящей статье рассмотрены предложения по алгоритмической реализации методов управления ракетой легкого класса в условиях быстрого вращения вокруг продольной оси.

2. Предложенные методы управления ракетой позволяют:

– обеспечить угловую стабилизацию ракеты в расширенном диапазоне угловых скоростей вращения вокруг продольной оси;

– улучшить качество переходных процессов, вызванных инерционностью органов управления;

– определить угол крена после останова быстрого вращения ракеты вокруг продольной оси.

Список использованной литературы

1. Шунков В. Н. Энциклопедия реактивной артиллерии / Под общ. ред. А. Е. Тараса. – Минск: ОАО «Полиграфкомбинат им. Я. Коласа», 2004. – 544 с.
2. Игдалов И. М. и др. Ракета как объект управления: Учебник / И. М. Игдалов, Л. Д. Кучма, Н. В. Поляков, Ю. Д. Шептун / Под ред. акад. С. Н. Конюхова. – Днепрпетровск: Арт-Пресс, 2004. – 544 с.
3. Пугачев В. С. и др. Системы управления и динамика полета ракеты / В. С. Пугачев, И. Е. Казаков, Д. И. Гладков, Л. Г. Евланов, А. Ф. Мишаков, В. Д. Седов. – М.: ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1965. – 610 с.
4. Сихарулидзе Ю. Г. Баллистика летательных аппаратов. – М.: Наука, 1982. – 352 с.

Статья поступила 22.01.2018