Кузнецов Сергей Андреевич
студент
Салов Данил Дмитриевич
студент
Мартьянов Никита Андреевич
студент
ФГАОУ ВО «Южно-Уральский государственный университет (НИУ)»
г. Челябинск, Челябинская область

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ОКОЛО ПАССИВНОГО МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО ТЕЛА

Аннотация*: в данной статье рассматривается задача сближения беспилотного космического аппарата (БПЛА) и пассивного космического тела (ПТ) малой массы. Разработан алгоритм управления поступательным движением с допущением, что задача управления вращательным уже решена. Авторами решена терминальная задача методом точной линеаризации и модального управления.*

Ключевые слова*: модальное управление, точная линеаризация, управление движением, беспилотный космический аппарат, БПЛА.*

Постановка задачи

Для решения задачи сближения БПЛА используется принцип терминального управления, то есть, задается желаемая траектория, зависящая от времени, и задача сводится к тому, чтобы вектор состояния принимал определенные желаемые значения.

Системы координат

Используется система координат, связанная с центром масс космического тела (рисунок 1).

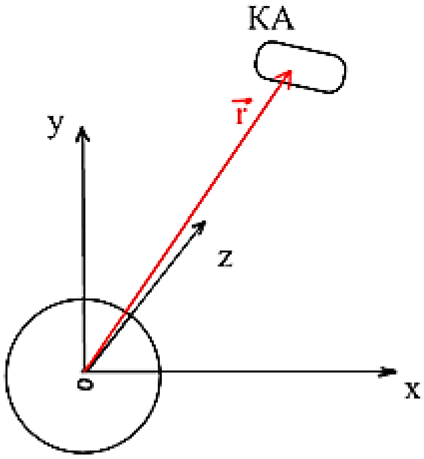

Рис. 1. Система координат, связанная с центром масс объекта

Особенностями рассматриваемой математической модели являются два упрощения:

1. Вектор углового ускорения космического тела равен нулю.

2. Ось z системы координат направлена по оси вращения ПТ, следовательно, угловые скорости вращения по осям x и y равны 0.

Математическая модель

Выведем систему уравнений в выбранной нами системе отсчета.

$$\frac{dr}{dt} = \dot{r} + \omega \times r, \tag{1}$$

$$\frac{d^2r}{dt^2} = \ddot{r} + 2\omega \times \dot{r} + \dot{\omega} \times r + \omega \times (\omega \times r), \tag{2}$$

где $r \in \mathbb{R}^3$ – радиус-вектор, направленный из начала координат в точку, где находится центр масс космического аппарата, $\omega \in \mathbb{R}^{3\times3}$– матрица угловых скоростей вращения астероида. Космический аппарат рассматривается как материальная точка, то есть вращательное движение аппарата не рассматривается.

Пусть $\dot{\omega} = [0]$, тогда уравнение принимает вид:

$$\frac{d^2r}{dt^2} = \ddot{r} + 2\omega \times \dot{r} + \omega \times (\omega \times r), \tag{3}$$

$$\ddot{r} = \frac{d^2r}{dt^2} \text{-} 2\omega \times \dot{r} \text{-} \omega \times (\omega \times r), \tag{4}$$

$$\ddot{r} = \frac{d^2r}{dt^2} \text{-} 2\omega\dot{r} \text{-} \omega^2 r. \tag{5}$$

Тогда спроецировав это уравнение на оси координат получим:

$$\begin{cases} \ddot{x} = 2\omega_z\dot{y} + \omega_z^2 x + \frac{U_x}{m} + \frac{u_x}{m}, \\ \ddot{y} = -2\omega_z\dot{x} + \omega_z^2 y + \frac{U_y}{m} + \frac{u_y}{m}, \\ \ddot{z} = \frac{U_z}{m} + \frac{u_z}{m}, \end{cases} \quad (6)$$

где $U_x,\ U_y,\ U_z,$ – компоненты гравитационной силы, действующей на космический аппарат, $u_x,\ u_y,\ u_z,$ – компоненты управляющего воздействия, приложенные к центру масс объекта и направленные вдоль выбранных осей в заданной системе координат.

Синтез алгоритма управления

При решении задачи синтеза алгоритмов управления уравнения записываются в отклонениях, и задача траекторного управления сводится к задаче стабилизации начала координат с использованием динамической компенсации.

Каждая из осей имеет свой регулятор. Таким образом, в системе будут находиться 3 регулятора. Закон управления представляет собой модальный регулятор [1] с динамической компенсацией и имеет вид:

$$\begin{pmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} m \cdot (-2\omega_z y_2 - \omega_z^2 x_1 + \ k_1 e_x + k_2 \dot{e}_x) - U_x \\ m \cdot (2\omega_z x_2 - \omega_z^2 y_1 + \ k_3 e_y + k_4 \dot{e}_y) - U_y \\ -U_z + \ m \cdot (k_5 e_z + k_6 \dot{e}_z) \end{pmatrix}, \quad (7)$$

где

$e_x = x^* - x_1, e_y = y^* - y_1, e_z = z^* - z_1$ – отклонения по координатам от желаемых,

$\dot{e}_x = \dot{x}^* - \dot{x_2},\ \dot{e}_y = \dot{y}^* - \dot{y_2},\ \dot{e}_z = \dot{z}^* - \dot{z_2}$ – отклонения скоростям от желаемых,

$k_1,\ k_2, k_3, k_4, k_5, k_6$ – коэффициенты регуляторов.

Коэффициенты регуляторов выбираются из условий обеспечения устойчивости системы и качества переходного процесса. В данной работе система была настроена на технический оптимум, и коэффициенты выбраны так, что полином каждого из уравнений имеет вид фильтра Баттерворта [2].

Заключение

Таким образом, в результате проделанной работы, был получен алгоритм управления процессом движения беспилотного летательного аппарата вдоль опорной траектории. Представленный алгоритм, предлагается использовать в верхнем уровне управления, задающим воздействия на рулевые органы, образуя таким образом каскад [3].

Список литературы

1. Zhang Peng. A Computationally Inexpensive Optimal Guidance via Radial-Basis-Function Neural Network for Autonomous Soft Landing on Asteroids / Peng Zhang, Keping Liu, Bo Zhao, Yuanchun Li // PLoS ONE. – 2015. – P. 1–18.

2. Мирошник И.В. Теория автоматического управления. Линейные системы / И.В. Мирошник. – СПб.: Питер, 2005. – 336 с.

3. Бек В.В. Интегрированные системы терминального управления / В.В. Бек, Ю.С. Вишняков, А.Р. Махлин. – М.: Наука, 1989. – 224 с.