

УДК 681.5
doi:10.18720/SPBPU/2/id21-154

*Шашихин Владимир Николаевич*¹,
профессор, д-р техн. наук, профессор;
*Мерзляков Кирилл Дмитриевич*²,
магистрант, бакалавр

ИССЛЕДОВАНИЕ ТРАЕКТОРИЙ КВАДРОКОПТЕРА ПРИ СТАБИЛИЗИРУЮЩЕМ И ОПТИМАЛЬНОМ УПРАВЛЕНИИ

^{1,2} Россия, Санкт-Петербург, Санкт-Петербургский политехнический
университет Петра Великого,
¹ shashihin@bk.ru, ² x-sive2016@yandex.ru

Аннотация. Работа посвящена исследованию реакции квадрокоптера на управляющие воздействия с централизованной и децентрализованной структурой регулятора при различных начальных условиях. Обратная связь по фазовым координатам синтезирована с использованием метода модального управления на основе решения матричного уравнения Сильвестра и метода оптимального управления на основе принципа максимума Понтрягина. Для синтезированных управлений вычислены оценки погрешности воспроизведения заданной траектории квадрокоптера. Исследования проведены с использованием пакета прикладных программ MATLAB.

Ключевые слова: квадрокоптер, стабилизирующее управление, оптимальное управление, линеаризация, нелинейная модель.

*Vladimir N. Shashikhin*¹,
Professor, Doctor of Technical Sciences;
*Kirill D. Merzlyakov*²,
Master Student, BSc

THE RESEARCH OF QUADROCOPTER TRAJECTORIES WITH STABILIZING AND OPTIMAL CONTROL

^{1,2} Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University,
St. Petersburg, Russia,
¹ shashihin@bk.ru, ² x-sive2016@yandex.ru

Abstract. This paper investigates the response of the quadcopter to control impacts with various initial conditions. Phase coordinate feedback is synthesized using the modal control method based on the solution of the Sylvester matrix equation and the optimal control method based on the Pontryagin's maximum principle. Error estimates for reproducing a intended trajectory of the quadcopter were calculated for each synthesized control. The problem is solved using MATLAB.

Keywords: quadcopter, stabilizing control, optimal control, linearization, nonlinear model.

Введение

В последнее время исследованию беспилотных летательных аппаратов, к которым относится и квадрокоптеры, уделяется большое внимание в связи с широкими возможностями их использования в различных сферах гражданского и военного применения [5, 8]. Обеспечение устойчивости квадрокоптера во время движения по заданной траектории является сложной теоретической и практической проблемой, привлекающей пристальное внимание разработчиков систем управления квадрокоптерами [6, 9].

Решение задачи управления квадрокоптерами осуществляется как традиционными подходами классической теории автоматического управления на основе использования пропорционально-интегрально-дифференциальных регуляторов, так и с использованием различных адаптивных регуляторов [1, 8], методов H_∞ теории управления [10], регуляторов, построенных на основе синергетического подхода [2] и нейронных сетей [11]. Однако, использование таких методов управления приводят к усложнению регуляторов и как следствие к увеличению стоимости и уменьшению надежности квадрокоптеров.

В статье для стабилизации движения квадрокоптера на заданной траектории предлагается использовать метод модального управления на основе решения матричного уравнения Сильвестра [7].

1. Постановка задачи

Квадрокоптер является беспилотным летательным аппаратом (БЛА), представляющим платформу с четырьмя роторами. Одна пара роторов вращается по часовой стрелке, другая — против часовой стрелки. По сравнению с БЛА вертолетного типа квадрокоптеры обладают рядом преимуществ, таких как: надежность и простота конструкции, большая стабильность, компактность и маневренность, малая взлетная масса при существенной массе полезной нагрузки.

Нелинейная математическая модель квадрокоптера. Исследование траекторий квадрокоптера производится на основе математической модели, представленная в работе [12].

$$\ddot{x} = \frac{k}{m} (\cos\psi \sin\theta \cos\varphi + \sin\psi \sin\varphi) (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) - \frac{A_x}{m} \dot{x} \quad (1a)$$

$$\ddot{y} = \frac{k}{m}(\sin\psi\sin\theta\cos\varphi - \cos\psi\sin\varphi)(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) - \frac{A_y}{m}\dot{y} \quad (1б)$$

$$\ddot{z} = \frac{k}{m}\cos\theta\cos\varphi(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) - \frac{A_z}{m}\dot{z} - g \quad (1в)$$

$$\ddot{\varphi} = \frac{I_y - I_z}{I_x}\dot{\theta}\dot{\psi} + \frac{kl}{I_x}(\omega_4^2 - \omega_2^2) \quad (1г)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{I_z - I_x}{I_y}\dot{\varphi}\dot{\psi} + \frac{kl}{I_y}(\omega_3^2 - \omega_1^2) \quad (1д)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{I_x - I_y}{I_z}\dot{\varphi}\dot{\theta} + \frac{b}{I_z}(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \quad (1е)$$

где x, y, z — координаты центра масс квадрокоптера в абсолютной системе координат; φ, θ, ψ — углы Эйлера; ω_i — управляющий сигнал, представляющий собой квадрат угловой скорости винта i -го мотора квадрокоптера; A_x, A_y, A_z — коэффициенты аэродинамического сопротивления; l — расстояние от центра масс квадрокоптера до моторов; I_x, I_y, I_z — моменты инерций, b — коэффициент крутящего момента моторов.

Параметры модели равны:

$$\begin{aligned} m = 2, k = 3 \times 10^{-6}, I_{xx} = I_{yy} = 5 \times 10^{-3}, I_{zz} = 0.01, \\ l = 0.4, A_x = A_y = A_z = 0.25, b = 7 \times 10^{-8} \end{aligned} \quad (2)$$

Линеаризация исходной модели. При синтезе управлений квадрокоптером используется линеаризованная модель вида

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t), & x(t_0) = x_0, \\ y(t) = Cx(t), \end{cases} \quad (3)$$

где $x(t)$ — фазовый вектор и $u(t)$ — управляющее воздействие со следующими компонентами:

$$\begin{aligned} x(t) = (x_1 = x, x_2 = \dot{x}, x_3 = y, x_4 = \dot{y}, x_5 = z, x_6 = \dot{z}, \\ x_7 = \varphi, x_8 = \dot{\varphi}, x_9 = \theta, x_{10} = \dot{\theta}, x_{11} = \psi, x_{12} = \dot{\psi})^T \in R^{6 \times 1}, \\ u(t) = (u_1 = \omega_1^2, u_2 = \omega_2^2, u_3 = \omega_3^2, u_4 = \omega_4^2)^T \in R^{4 \times 1} \end{aligned} \quad (4)$$

Матрицы A и B — частные производные от нелинейной функции в правой части системы уравнений (1) по соответствующим векторным аргументам

$$A = \frac{f(x, u)}{x}, \quad B = \frac{f(x, u)}{u}, \quad (5)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -A_x/m & 0 & 0 & 0 & 0 & g\sin\alpha_{11}^0 & 0 & g\cos\alpha_{11}^0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -A_y/m & 0 & 0 & -g\cos\alpha_{11}^0 & 0 & g\sin\alpha_{11}^0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -A_z/m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{k}{m} & \frac{k}{m} & \frac{k}{m} & \frac{k}{m} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -kl/I_{xx} & 0 & kl/I_{xx} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -kl/I_{yy} & 0 & kl/I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ b/I_{zz} & -b/I_{zz} & b/I_{zz} & -b/I_{zz} \end{bmatrix}$$

2. Синтез обратной связи

Оптимальное управление. Для системы (3) с обратной связью

$$u(t) = -Kx(t) \quad (6)$$

найдем оптимальное управление, минимизирующее функционал:

$$J(x, u) = \int_{t_0}^{t_k} \left[x^T(t) Q x(t) + u^T(t) R u(t) \right] dt \quad (7)$$

с матрицами $Q = Q^T > 0, R = R^T > 0$, которые задаются таким образом, чтобы регулятор удовлетворял в наибольшей степени динамике квадрокоптера [4].

Матрица регулятора K в обратной связи имеет вид:

$$K = -R^{-1} B^T P,$$

где P — решение матричного уравнения Риккати:

$$A^T P + P A - P B R^{-1} B^T P + Q = 0.$$

Синтез оптимального регулятора требует знания всех компонент вектора состояния, а квадрокоптер не обеспечивает полноты набора измеряемых величин. Поэтому следует построить и объединить с регулятором обратной связи асимптотический наблюдатель [4].

Так как особая точка представлена не конкретными значениями фазового вектора x , а множеством возможных значений, имеет смысл синтеза оптимального управления при различных начальных условиях.

Для проверки работоспособности регулятора в среде MATLAB & Simulink была построена динамическая модель квадрокоптера.

Траектория полёта квадрокоптера задаётся следующим образом:

$$S = \begin{cases} x = 2\sin(0.5t) \\ y = 2\cos(0.5t) \\ z = 0.2\sin(0.5t) \end{cases}.$$

Управляющее воздействие, обеспечивающее движение квадрокоптера по заданной траектории определяется следующим выражением [4]:

$$u_{ycm}(t) = -(CA_3^{-1}B)^{-1} y_{ycm}(t), \quad (8)$$

где

$$\hat{y}_{ycm}(t) = \begin{bmatrix} x=2\sin(0.5t) \\ y=2\cos(0.5t) \\ z=0.2\sin(0.5t) \\ \varphi=0 \\ \theta=0 \\ \psi=0 \end{bmatrix}.$$

На рисунке 1 представлена траектория квадрокоптера при нулевых начальных условиях фазового вектора. Здесь и далее сплошная линия — реализованная траектория, пунктирная линия — заданная траектория.

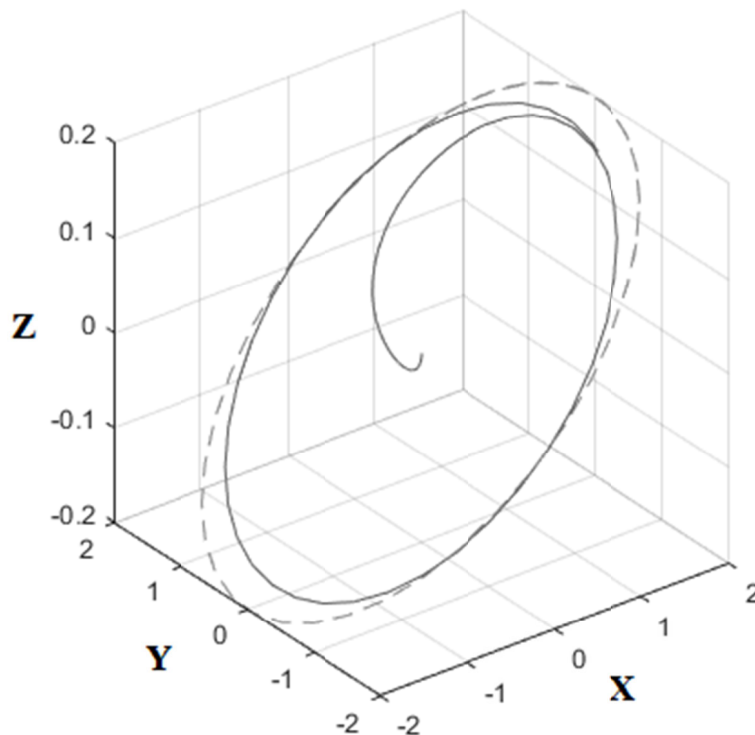


Рис. 1. Траектория при нулевых начальных условиях и оптимальном управлении

На рисунке 2 представлена траектория квадрокоптера с начальным углом рысканья $x_{11}^0 = \frac{\pi}{4}$ (45 градусов).

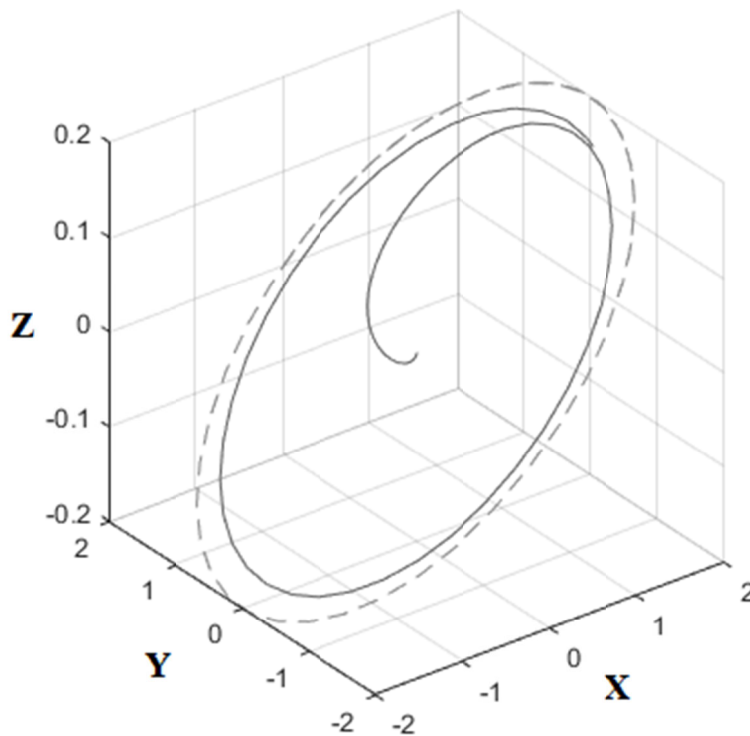


Рис. 2. Траектория с начальным углом рысканья и оптимальным управлением

Как видно из рисунков оптимальный регулятор выводит квадрокоптер на заданную траектории достаточно близкую по форме, но меньшего радиуса.

Оптимальное децентрализованное управление. Заменяем решение одной задачи решением меньших задач более низкой размерности, т. е. сделаем декомпозицию нашей системы на подсистемы для дальнейшей реализации оптимального управления ими. Имеем следующие подсистемы.

Подсистема 1:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = x_2 = \dot{x} \\ \dot{x}_2 = gx_3 - \frac{A_x}{m} x_2 = \ddot{x} \\ \dot{x}_3 = x_4 = \dot{\theta} \\ \dot{x}_4 = \frac{kl}{I_{yy}} (u_3 - u_1) = \ddot{\theta} \\ y = x_1 \end{array} \right., \quad A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -0.125 & 9.81 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0.00024 \end{bmatrix}, \quad (9)$$

$$C = [1 \quad 0 \quad 0 \quad 0]$$

Подсистема 2:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = x_2 = \dot{y} \\ \dot{x}_2 = -gx_3 - \frac{A_y}{m}x_2 = \ddot{y} \\ \dot{x}_3 = x_4 = \dot{\phi} \\ \dot{x}_4 = \frac{kl}{I_{yy}}(u_4 - u_2) = \ddot{\phi} \\ y = x_1 \end{array} \right., \quad A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -0.125 & -9.81 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0.00024 \end{bmatrix}, \quad (10)$$

$$C = [1 \quad 0 \quad 0 \quad 0]$$

Подсистема 3:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = x_2 = \dot{z} \\ \dot{x}_2 = -\frac{A_z}{m}x_2 + \frac{k}{m}(u_1 + u_2 + u_3 + u_4) = \ddot{z}, \\ y = x_1 \end{array} \right., \quad A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -0.125 \end{bmatrix}, \quad (11)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0.0000015 \end{bmatrix}, \quad C = [1 \quad 0]$$

Управление u каждой подсистемой найдем по формуле (8) с соответствующими матрицами, определяющими параметры подсистем. На рисунке 3 представлена траектория квадрокоптера с нулевыми начальными условиями и децентрализованным оптимальным управлением.

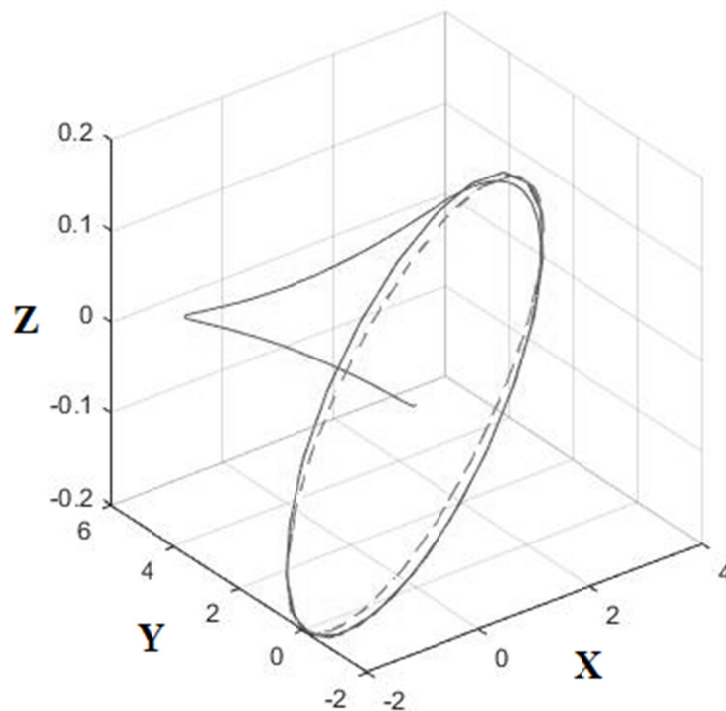


Рис. 3. Траектория при нулевых начальных условиях и децентрализованном оптимальном управлении

Как можно заметить, траектория при синтезированном децентрализованном управлении почти совпадает с траекторией при централизованной структуре управления.

Для системы с начальным углом рысканья $x_{11}^0 = \frac{\pi}{4}$ (45 градусов) имеем следующие подсистемы.

Подсистема 1:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = x_2 = \dot{x} \\ \dot{x}_2 = \frac{\sqrt{2}}{2} g(x_3 + x_5) - \frac{A_x}{m} x_2 = \ddot{x} \\ \dot{x}_3 = x_4 = \dot{\varphi} \\ \dot{x}_4 = \frac{kl}{I_x} u_1^* = \ddot{\varphi} \\ \dot{x}_5 = x_6 = \dot{\theta} \\ \dot{x}_6 = \frac{kl}{I_y} u_2^* = \ddot{\theta} \\ y = x_1 \end{array} \right. \quad (12a)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.125 & 6.937 & 0 & 6.937 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0.00024 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0.00024 \end{bmatrix}, \quad C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (12b)$$

Подсистема 2:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = x_2 = \dot{y} \\ \dot{x}_2 = -\frac{\sqrt{2}}{2}g(x_5 + x_3) - \frac{A_y}{m}x_2 = \ddot{y} \\ \dot{x}_3 = x_4 = \dot{\varphi} \\ \dot{x}_4 = \frac{kl}{I_x}u^*_1 = \ddot{\varphi} \\ \dot{x}_5 = x_6 = \dot{\theta} \\ \dot{x}_6 = \frac{kl}{I_y}u^*_2 = \ddot{\theta} \\ y = x_1 \end{array} \right. \quad (13a)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.125 & -6.937 & 0 & 6.937 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (13b)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0.00024 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0.00024 \end{bmatrix}, \quad C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (13b)$$

Подсистема 3:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = x_2 = \dot{z} \\ \dot{x}_2 = -\frac{A_z}{m}x_2 + \frac{k}{m}u^*_1 = \ddot{z}, \quad A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1 & -0.125 \end{bmatrix}, \\ y = x_1 \end{array} \right. \quad (14)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ k \\ m \end{bmatrix}, \quad C = [1 \quad 0]$$

На рисунке 4 представлена полученная траектория для системы с начальным углом рысканья $x_{11}^0 = \frac{\pi}{4}$ (45 градусов).

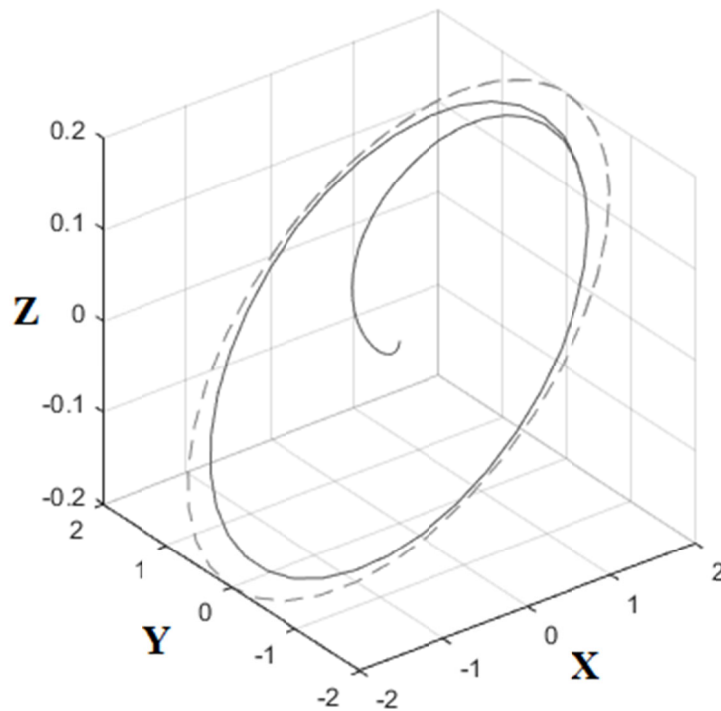


Рис. 4. Траектория с начальным углом рысканья и децентрализованным оптимальным управлением

Как можно заметить, работа регулятора, синтезированного для декомпозированной системы, схожа с работой регулятора, синтезированного для централизованной системы.

Стабилизирующее управление. Задача размещения спектра матрицы замкнутого контура в заданной области комплексной плоскости является классической задачей теории автоматического управления. Формирование желаемого спектра путем введения обратной связи позволяет скорректировать динамические свойства и обеспечить заданные прямые показатели качества.

Для динамической системы (3) необходимо найти стабилизирующий регулятор вида (6) такой, чтобы спектр замкнутой системы

$$\dot{x} = (A - BK)x = A_x x, \quad (15)$$

совпадал с предписываемым спектром, который задается последовательностью $\mu_i = \{\mu_1, \dots, \mu_n\}$:

$$\rho(A_x) = \rho(-F), \quad (16)$$

где $F = \text{diag}(\mu_i)_{i=1}^n \in \mathbb{R}^{n \times n}$ — матрица, на главной диагонали которой расположены числа μ_i , выбираемые исходя из требований к прямым показателям качества системы [7].

Задача нахождения матрицы регулятора K сводится к решению матричного уравнения Сильвестра

$$AP + PF = BG, \quad (17)$$

относительно матрицы $P \in \mathbb{R}^{n \times n}$ с произвольной матрицей $G \in \mathbb{R}^{m \times n}$ и решению матричного уравнения:

$$KP = G. \quad (18)$$

Матрица G полного ранга. Матрица F выбиралась так, чтобы удовлетворялись прямые показатели качества. Траектория квадрокоптера с со стабилизирующим регулятором представлена на рисунке 5.

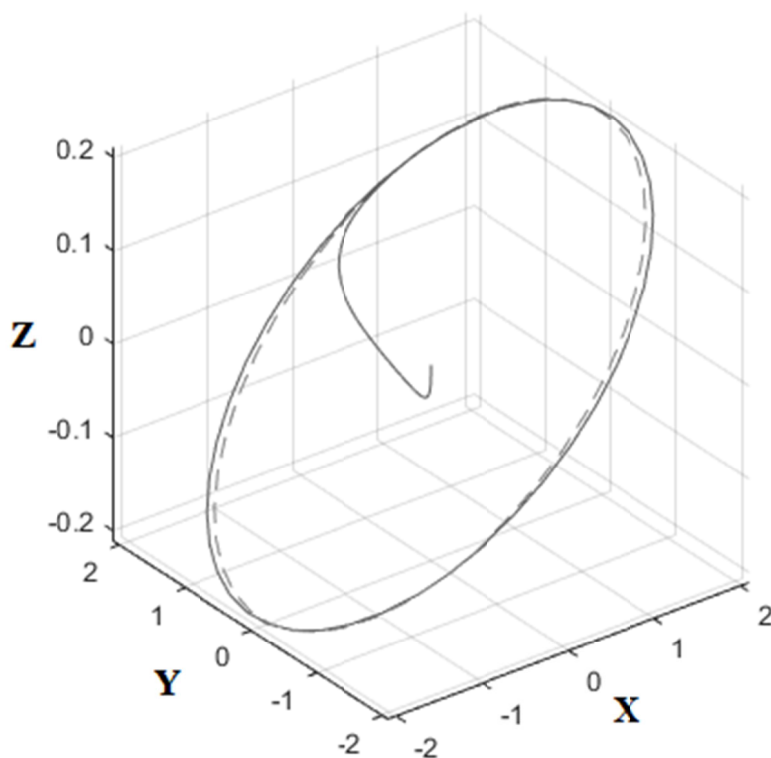


Рис. 5. Траектория квадрокоптера со стабилизирующим управлением

При стабилизирующем управлении реализованная траектория квадрокоптера почти идеально совпадает с заданной.

Оценка погрешности реализуемых траекторий. Пусть $y(x)$ — заданная траектория, координаты которой определим для системы равноотстоящих точек $x_i = x_0 + ih, (i = 0, 1, 2, \dots)$. Обозначим через $\tilde{y}_i(x_i)$ последовательные значения реализованной траектории. Тогда оценка абсо-

лютой погрешности воспроизведения траектории определяется неравенством [3]

$$E_i \geq |y_i - \tilde{y}_i|. \quad (19)$$

Погрешность вычисляется с использованием евклидова расстояния по алгоритму.

1. Для некоторой точки реализованной траектории вычисляется расстояние до каждой точки заданной траектории.

2. Находится минимум из расстояний, вычисленных на шаге 1.

3. Повторяется шаги 1 и 2 до тех пор, пока не закончатся все точки полученной траектории.

4. Находится максимум из всех ранее вычисленных минимумов, вычисленных на шаге 2

Полученный максимум является оценкой погрешности реализации заданной траектории. Результаты вычислений оценки погрешности для оптимального и стабилизирующего управления представлены в таблице 1.

Таблица 1

Оценка погрешности

Управление	Начальные условия	Точность воспроизведения траектории
оптимальное централизованное	нулевые по фазовому вектору	$E = 0.9791$
оптимальное централизованное	по углу рысканья	$E = 0.9817$
оптимальное децентрализованное	нулевые по фазовому вектору	$E = 2.7476$
оптимальное децентрализованное	по углу рысканья	$E = 0.9817$
стабилизирующее	нулевые по фазовому вектору	$E = 0.0819$

Как видно из таблицы, наименьшую оценку погрешности имеет стабилизирующее управление.

Заключение

В работе исследована точность воспроизведения квадрокоптером заданной траектории полёта. Проведено сравнение погрешности траектории при использовании стабилизирующей обратной связи, синтезированной методом модального управления на основе решения матричного уравнения Сильвестра и оптимального управления, полученного в результате решения задачи линейно-квадратичной оптимизации. Выполненные с использованием математической модели квадрокоптера вычислительные эксперименты показали большую эффективность стабилизирующего управления, обеспечивающего заданный спектр собственных значений матрицы замкнутой системы.

Список литературы

1. Белявский А.О., Томашевич С.И. Синтез адаптивной системы управления квадрокоптером методом пассивации // Управление большими системами. – 2016. – № 63. – С. 155–181.
2. Веселов Г.Е., Скляр А.А., Скляр С.А. Синергетический подход к управлению траекторным движением мобильных роботов в среде с препятствиями // Мехатроника. – 2013. – № 7. – С. 20–25.
3. Демидович Б.П., Марон И.А., Шувалова Э.З. Численные методы анализа: приближение функций, дифференциальные и интегральные уравнения. – М.: Наука, 1966. – 368с.
4. Козлов В.Н., Куприянов В.Е., Шашихин В.Н. Теория автоматического управления: Учебное пособие. – СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2009. – 127 с.
5. Красовский А.Н. Алгоритм автоматического программного управления полётом дрона-квадрокоптера до цели и обратно // Актуальные исследования. – 2020. – Т. 2. – № 5. – С. 1–19.
6. Белоконь А.И., Золотухин Ю.Н., Котов К.Ю., Мальцев А.С., Нестеров А.А. Управление параметрами полёта квадрокоптера при движении по заданной траектории // Автометрия. – 2013. – № 4. – С. 32–42.
7. Шашихин В.Н. Управление крупномасштабными динамическими системами. – СПб.: ПОЛИТЕХПРЕСС, 2020. – 308 с.
8. Cao C. L1 adaptive output feedback controller for systems of unknown dimension // IEEE Transactions on Automatic Control. – 2008. – Vol. 53. No. 3. – Pp. 815–821.
9. Zuo Z. Trajectory tracing control design with command-filtered compensation for a quadrotor // IET Control Theory Application, 2010. – Vol. 4. No. 11. – Pp. 2343–2355.
10. Raffo G.V., Ortega M.G., Rubio F.R. An integral predictive/nonlinear H_∞ control structure for a quadrotor helicopter // Automatica. – 2010. – Vol. 46. No. 1. – Pp. 29–39.
11. Nikol C., Machab C.J.B., Ramirez-Serrano A. Robust neural network control of a quadrotor helicopter // Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering. – 2008. – Pp. 1233-1237.
12. Luukkonen N. Modelling and control of quadcopter, 2011. – Pp. 2–6.