

УДК 629.7.062

В.Т. Тран, А.М. Кориков

Синтез адаптивного скользящего режима управления полетом квадрокоптера в условиях переменной нагрузки и помех

Адаптивный скользящий режим управления беспилотным летательным аппаратом (БПЛА) синтезирован с использованием нейронных сетей для идентификации неизвестных факторов, действующих на БПЛА. Для моделирования работы системы управления БПЛА использовано программное обеспечение MATLAB SIMULINK. Выполнено моделирование работы системы отслеживания местоположения БПЛА и движения БПЛА при воздействии неизвестных внешних сил как постоянной величины, так и внешних сил, изменяющихся по линейному закону. Дана оценка работоспособности системы управления БПЛА, находящегося под влиянием случайных помех.

Ключевые слова: синтез, адаптивное скользящее управление, беспилотный летательный аппарат, нейронная сеть, моделирование, simulink, внешние силы, переменная нагрузка, помехи.

DOI: 10.21293/1818-0442-2022-25-2-37-44

В настоящее время существует большое разнообразие беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), среди них широкое применение получили квадрокоптеры. Квадрокоптер – это БПЛА, в котором используются 4 бесщеточных электродвигателя и 4 несущих винта [1]. Управление движением данного типа БПЛА осуществляется с помощью компьютера. При управлении изменяются скорости четырех несущих винтов (пропеллеров, роторов) и тем самым создаются управляющие силы в направлениях x , y и z пространства полета квадрокоптера [2].

Квадрокоптеры обладают известными достоинствами: компактная конструкция, высокая мобильность и устойчивость, низкая взлетная масса, надежная работа, возможность полета над сложной местностью. Они широко используются в сельском хозяйстве, промышленности, разведке, развлечениях, контроле пожароопасных зон, наблюдении за состоянием линий электропередач, логистике и т.д. [1–4].

Рабочая среда БПЛА сложна, в ней всегда присутствуют различные возмущения: ветер, изменение веса нагрузки, изменение плотности воздуха и т.п. Эти факторы влияют на точность управления БПЛА [3, 5].

Обычные регуляторы в БПЛА работают эффективно только тогда, когда все его параметры определены точно. Однако влияние случайных параметров рабочей среды БПЛА невозможно измерить. Для повышения качества управления БПЛА в условиях действия неизвестных факторов можно использовать скользящие регуляторы высокого порядка [6], нечеткие адаптивные регуляторы [7] и другие интеллектуальные регуляторы [8].

Из изложенного выше следует актуальность решения задачи синтеза адаптивного скользящего режима управления (АСРУ) для управления БПЛА в условиях переменной нагрузки и помех. Наличие переменной нагрузки на БПЛА обуславливает необходимость управления его полетом не только по декартовым координатам, но и по угловым координатам для обеспечения ориентации БПЛА и его оборудования в пространстве. Поэтому вектор состояния БПЛА содержит шесть переменных состояния:

3 декартовые координаты и 3 угловые координаты. АСРУ предлагается синтезировать с помощью нейронных RBF-сетей [9, с. 459] для идентификации неизвестных факторов.

Модель движения квадрокоптера

Геометрическая модель исследуемого БПЛА – квадрокоптера разработана с использованием [1, 2] и представлена на рис. 1.

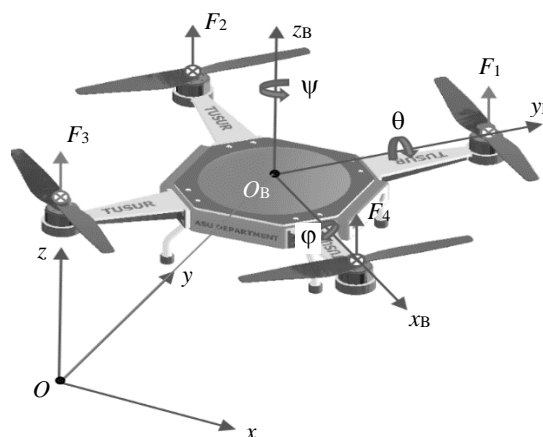


Рис. 1. Геометрическая модель квадрокоптера

На рис. 1 через $Oxyz$ обозначена неподвижная система координат, связанная с земной поверхностью, $O_Bx_By_Bz_B$ – подвижная система координат, связанная с БПЛА.

Примеры математических моделей движения для квадрокоптера имеются в [5, 10]. При описании математической модели пространственного полета квадрокоптера используется второй закон Ньютона. Далее при записи уравнений движения для квадрокоптера используются обозначения, введенные в нашей статье [11]. Итак, модель движения для квадрокоптера описывается следующей системой уравнений:

$$\begin{cases} m\ddot{x} = (\cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi)U_1 - K_x\dot{x}, \\ m\ddot{y} = (\cos\phi \sin\theta \sin\psi + \sin\phi \cos\psi)U_1 - K_y\dot{y}, \\ m\ddot{z} = (\cos\phi \cos\theta)U_1 - mg - K_z\dot{z}; \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} I_x \ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\psi} (I_y - I_z) - J_r \dot{\theta} \Omega_{md} - K_\phi \dot{\phi}^2 + U_2, \\ I_y \ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} (I_x - I_z) - J_r \dot{\psi} \Omega_{md} - K_\theta \dot{\theta}^2 + U_3, \\ I_z \ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} (I_x - I_y) - K_\psi \dot{\psi}^2 + U_4. \end{cases} \quad (2)$$

Перепишем систему уравнений (1) в следующем виде:

$$\begin{cases} m\ddot{x} = F_x - K_x \dot{x}, \\ m\ddot{y} = F_y - K_y \dot{y}, \\ m\ddot{z} = F_z - K_z \dot{z}, \end{cases} \quad (3)$$

где

$$\begin{cases} F_x = (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) U_1, \\ F_y = (\cos \phi \sin \theta \sin \psi + \sin \phi \cos \psi) U_1, \\ F_z = (\cos \phi \cos \theta) U_1 - mg. \end{cases} \quad (4)$$

Параметры модели приведены в табл. 1.

Таблица 1

Параметры модели

Символ	Описание
m	Масса квадрокоптера
U_1	Суммарная управляющая сила, создаваемая четырьмя электродвигателями
U_2	Управляющий момент для поворота БПЛА вокруг оси Ox
U_3	Управляющий момент для поворота БПЛА вокруг оси Oy
U_4	Управляющий момент для поворота БПЛА вокруг оси Oz
ϕ	Угол крена – угол поворота БПЛА вокруг оси Ox
θ	Угол тангажа – угол поворота БПЛА вокруг оси Oy
ψ	Угол рыскания – угол поворота БПЛА вокруг оси Oz
J_r	Момент инерции ротора
K_x	Коэффициент аэродинамического трения по оси Ox
K_y	Коэффициент аэродинамического трения по оси Oy
K_z	Коэффициент аэродинамического трения по оси Oz
K_ϕ	Коэффициент сопротивления моменту, возникающему при аэродинамическом трении по оси Ox
K_θ	Коэффициент сопротивления моменту, возникающему при аэродинамическом трении по оси Oy
K_ψ	Коэффициент сопротивления моменту, возникающему при аэродинамическом трении по оси Oz
I_x	Момент инерции БПЛА по оси Ox
I_y	Момент инерции БПЛА по оси Oy
I_z	Момент инерции БПЛА по оси Oz

Система уравнений (3) содержит 6 переменных состояния $x, y, z, \phi, \theta, \psi$. Здесь переменные состояния x, y, z определяют положение БПЛА в системе координат $Oxuz$ (см. рис. 1), переменные состояния ϕ, θ, ψ определяют углы поворота БПЛА вокруг осей Ox, Oy, Oz .

К управляющим сигналам системы управления БПЛА относятся F_x, F_y, F_z – управляющие силы в направлениях Ox, Oy, Oz для изменения положения БПЛА в пространстве. Они определяются по системе уравнений (4). Через U_1 обозначена суммарная управляющая сила, создаваемая 4 электродвигателями, через U_2, U_3, U_4 обозначены управляющие сигналы для поворота БПЛА вокруг осей Ox, Oy, Oz :

$$\begin{cases} U_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4, \\ U_2 = F_1 - F_3, \\ U_3 = F_2 - F_4, \\ U_4 = d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2), \end{cases}$$

где F_1, F_2, F_3, F_4 – силы, создаваемые четырьмя бесщеточными двигателями работающего БПЛА, $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$ – угловые скорости четырех бесщеточных двигателей.

Синтез АСРУ проведем с использованием известного в теории автоматического управления метода разделения движений [12–15]: вначале выполним синтез АСРУ с использованием нейронной сети RBF для управления движением БПЛА по декартовым координатам, а затем – синтез АСРУ по угловым координатам. В результате процедура синтеза АСРУ упрощается: вместо сложной системы высокого порядка рассматриваются две более простые подсистемы меньшего порядка.

Синтез адаптивного скользящего режима управления с использованием нейронной сети RBF для управления движением БПЛА по декартовым координатам

Из системы уравнений (3) зададим переменные состояния:

$$x_1 = x, \quad \dot{x}_1 = x_2, \quad x_3 = y, \quad \dot{x}_3 = x_4, \quad x_5 = z, \quad \dot{x}_5 = x_6.$$

Пусть D_x, D_y, D_z – неизвестные факторы возмущения, влияющие на БПЛА (изменение веса БПЛА, влияние ветра, влияние изменений плотности воздуха и т.п.), тогда система уравнений (3) переписывается следующим образом:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2; & \dot{x}_2 = \frac{1}{m} F_x - \frac{1}{m} K_x x_2 + D_x, \\ \dot{x}_3 = x_4; & \dot{x}_4 = \frac{1}{m} F_y - \frac{1}{m} K_y x_4 + D_y, \\ \dot{x}_5 = x_6; & \dot{x}_6 = \frac{1}{m} F_z - \frac{1}{m} K_z x_6 + D_z. \end{cases} \quad (5)$$

Задача состоит в определении таких управляющих сигналов F_x, F_y, F_z , чтобы выходной сигнал x, y, z соответствовал начальному набору сигналов x_d, y_d, z_d .

Выберем поверхность скольжения в виде

$$\begin{cases} S_x = x_2 - \dot{x}_d + k_1(x_1 - x_d), \\ S_y = x_4 - \dot{y}_d + k_2(x_3 - y_d), \\ S_z = x_6 - \dot{z}_d + k_3(x_5 - z_d), \end{cases} \quad (6)$$

где k_1, k_2, k_3 – константы, выбранные таким образом, что характеристический многочлен уравнения $S = 0$ удовлетворяет критерию устойчивости Гурвица [12, 13].

Из системы уравнений (6) имеем

$$\begin{cases} \dot{S}_x = \dot{x}_2 - \ddot{x}_d + k_1(\dot{x}_1 - \dot{x}_d), \\ \dot{S}_y = \dot{x}_4 - \ddot{y}_d + k_2(\dot{x}_3 - \dot{y}_d), \\ \dot{S}_z = \dot{x}_6 - \ddot{z}_d + k_3(\dot{x}_5 - \dot{z}_d). \end{cases} \quad (7)$$

Ошибка системы $e = (x - x_d)$ по координате x приближается к нулю, если $\dot{S} < 0$ или

$$\dot{S} = -K \text{sign}(S). \quad (8)$$

Комбинируя системы уравнений (5)–(8), мы получаем следующую систему уравнений для определения управляющих сигналов:

$$\begin{cases} F_x = K_x x_2 - m \ddot{x}_d + m \dot{x}_d - k_1 \dot{e}_1 - K_1 m |S_x| \text{sign}(S_x), \\ F_y = K_y x_4 - m \ddot{y}_d + m \dot{y}_d - k_2 \dot{e}_2 - K_2 m |S_y| \text{sign}(S_y), \\ F_z = K_z x_6 - m \ddot{z}_d + m \dot{z}_d - k_3 \dot{e}_3 - K_3 m |S_z| \text{sign}(S_z), \end{cases} \quad (9)$$

где $\dot{e}_1 = (\dot{x}_1 - \dot{x}_d)$; $\dot{e}_2 = (\dot{x}_3 - \dot{y}_d)$; $\dot{e}_3 = (\dot{x}_5 - \dot{z}_d)$.

Пусть

$$\begin{cases} f_1(x) = K_x x_2 - m \ddot{x}_d, \\ f_2(x) = K_y x_4 - m \ddot{y}_d, \\ f_3(x) = K_z x_6 - m \ddot{z}_d. \end{cases} \quad (10)$$

Комбинируя систему уравнений (9) и (10), получаем

$$\begin{cases} F_x = f_1(x) - k_1 \dot{e}_1 + m \dot{x}_d - K_1 m |S_x| \text{sign}(S_x), \\ F_y = f_2(x) - k_2 \dot{e}_2 + m \dot{y}_d - K_2 m |S_y| \text{sign}(S_y), \\ F_z = f_3(x) - k_3 \dot{e}_3 + m \dot{z}_d - K_3 m |S_z| \text{sign}(S_z). \end{cases} \quad (11)$$

В (11) функции $f_1(x)$, $f_2(x)$, $f_3(x)$ являются функциями, содержащими неизвестные параметры, включая факторы изменения веса нагрузки, воздействие ветра, изменение плотности воздуха и т.п.

Для аппроксимации функций $f_1(x)$, $f_2(x)$, $f_3(x)$ в скользящем законе управления используется нейронная сеть RBF. Адаптивный закон определяется на основе теории устойчивости Ляпунова [14]. Структура регулятора, реализующего АСРУ по координате x , представлена на рис. 2, где БПЛА – объект управления; RBF NN – нейронная RBF-сеть; регулятор – скользящий регулятор (контроллер).

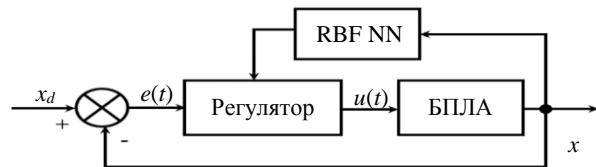


Рис. 2. Структурная схема адаптивного ползункового регулятора с использованием нейронной сети RBF

В нашем исследовании используются 3 нейронные сети RBF для аппроксимации функции: $f_1(x)$, $f_2(x)$, $f_3(x)$. Каждая нейронная сеть RBF содержит 2 нейрона входного слоя, 5 нейронов скрытого слоя и 1 нейрон выходного слоя. Входы нейронных сетей – это сигналы $x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6$. Выходные данные нейронных сетей RBF – это функции $\hat{f}_1(x), \hat{f}_2(x), \hat{f}_3(x)$, которые передаются в контрол-

лер SMC для расчета управляющего сигнала в соответствии с системой уравнений (11). Радиальная базисная функция (гауссоида) RBF-сети в скрытых узлах, обозначенная далее через h_j , является нелинейной функцией активации (ФА) и определяется формулой

$$h_j = \exp\left(-\frac{\|x_j - c_j\|^2}{2b_j^2}\right).$$

Выходной сигнал RBF-сети определяется по формуле

$$f = \mathbf{W}^{*T} \mathbf{h}(\mathbf{x}) + \varepsilon, \quad (12)$$

где \mathbf{x} – входной сигнал нейронной сети RBF; $\mathbf{h}(\mathbf{x})$ – вектор ФА; \mathbf{W}^* – вектор идеальных значений весов сети, погрешность сети $\varepsilon \leq \varepsilon_N$.

Структурная схема нейронной сети RBF для аппроксимации функции $f(\mathbf{x})$ представлена на рис. 3.

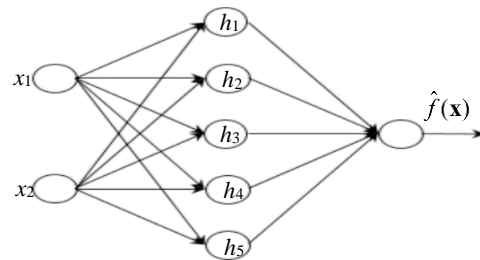


Рис. 3. Структурная схема нейронной сети RBF

Параметры нейронной сети RBF следующие: вектор входных сигналов $\mathbf{x} = [x_1, x_2]^T$, вектор ФА в узлах скрытого слоя $\mathbf{h} = [h_1, h_2, h_3, h_4, h_5]^T$, вектор радиусов сети $\mathbf{b} = [b_1, b_2, b_3, b_4, b_5]^T$, вектор весов сети $\mathbf{W} = [w_1, w_2, w_3, w_4, w_5]^T$, матрица центров ФА сети:

$$\mathbf{c} = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} & c_{14} & c_{15} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} & c_{24} & c_{25} \end{bmatrix}.$$

Выход нейронной сети RBF при аппроксимации функций определяется по формуле

$$\hat{f}(\mathbf{x}) = \hat{\mathbf{W}}^T \mathbf{h}(\mathbf{x}), \quad (13)$$

где $\hat{\mathbf{W}}$ – матрица оценочных весов нейронной сети.

После аппроксимации функций $f_1(x)$, $f_2(x)$, $f_3(x)$ нейронную сеть RBF по формуле (13) управляющие сигналы формируются в соответствии со следующей системой уравнений:

$$\begin{cases} F_x = \hat{f}_1(x) - k_1 \dot{e}_1 + m \dot{x}_d - K_1 m |S_x| \text{sign}(S_x), \\ F_y = \hat{f}_2(x) - k_2 \dot{e}_2 + m \dot{y}_d - K_2 m |S_y| \text{sign}(S_y), \\ F_z = \hat{f}_3(x) - k_3 \dot{e}_3 + m \dot{z}_d - K_3 m |S_z| \text{sign}(S_z). \end{cases} \quad (14)$$

Таким образом, построен адаптивный скользящий контроллер с использованием нейронной сети RBF, АСРУ которого определяется по критерию устойчивости Ляпунова. Для доказательства устойчивости системы определим функцию Ляпунова следующим образом:

$$\mathbf{V} = \frac{1}{2} \mathbf{S}^2 + \frac{1}{2\gamma} \hat{\mathbf{W}}^T \hat{\mathbf{W}}, \quad (15)$$

где $\gamma > 0$, $\tilde{\mathbf{W}} = \hat{\mathbf{W}} - \mathbf{W}^*$.

Из уравнения (15) имеем

$$\dot{\mathbf{V}} = \mathbf{S}\dot{\mathbf{S}} + \frac{1}{\gamma} \tilde{\mathbf{W}}^T \dot{\hat{\mathbf{W}}}. \quad (16)$$

Комбинируя системы уравнений (5), (7), (11), (14) и (16), получаем

$$\dot{\mathbf{V}} = \mathbf{S}(\mathbf{f}(\mathbf{x}) - \hat{\mathbf{f}}(\mathbf{x}) - \mathbf{K} \text{sign}(\mathbf{S})) + \frac{1}{\gamma} \tilde{\mathbf{W}}^T \dot{\hat{\mathbf{W}}}, \quad (17)$$

где

$$\mathbf{S} = [S_x \ S_y \ S_z]^T; \quad \mathbf{f}(\mathbf{x}) = [f_1(x) \ f_2(x) \ f_3(x)]^T;$$

$$\mathbf{K} = [K_1 \ K_2 \ K_3]^T; \quad \hat{\mathbf{f}}(\mathbf{x}) = [\hat{f}_1(x) \ \hat{f}_2(x) \ \hat{f}_3(x)]^T.$$

Комбинируя уравнения (12), (13) и (17), получаем

$$\dot{\mathbf{V}} = \mathbf{S}(-\tilde{\mathbf{W}}^T \mathbf{h}(\mathbf{x}) + \varepsilon - \mathbf{K} \text{sign}(\mathbf{S})) + \frac{1}{\gamma} \tilde{\mathbf{W}}^T \dot{\hat{\mathbf{W}}} =$$

$$= \varepsilon \mathbf{S} - \mathbf{K} |\mathbf{S}| + \tilde{\mathbf{W}}^T \left(\frac{1}{\gamma} \dot{\hat{\mathbf{W}}} - \mathbf{S} \mathbf{h}(\mathbf{x}) \right). \quad (18)$$

Система будет устойчивой, если при $t \rightarrow \infty$ $\frac{1}{\gamma} \dot{\hat{\mathbf{W}}} - \mathbf{S} \mathbf{h}(\mathbf{x}) = 0$, $\varepsilon \mathbf{S} - \mathbf{K} |\mathbf{S}| < 0$ или $\mathbf{K} > 0$. Из этих соотношений определяется закон обновления весов нейронной сети RBF

$$\dot{\hat{\mathbf{W}}} = \gamma \mathbf{S} \mathbf{h}(\mathbf{x}). \quad (19)$$

Уравнение (19) – это уравнение для определения правила \mathbf{W} обновления весов для нейронной сети RBF. Этим же уравнением определяется закон для адаптивного скользящего контроллера с использованием нейронной сети RBF. Значения F_x , F_y , определяемые системой уравнений (14), представляют собой значения управляющего сигнала, вычисленные в желаемых направлениях Ox , Oy , которые являются основой для вычисления углов Эйлера ϕ , θ [15].

Синтез адаптивного скользящего режима управления с использованием нейронной сети RBF для управления БПЛА по угловым координатам (углам Эйлера)

Из системы уравнений (2) зададим переменные состояния:

$$x_7 = \phi, \dot{x}_7 = x_8, \quad x_9 = \theta, \dot{x}_9 = x_{10}, \quad x_{11} = \psi, \dot{x}_{11} = x_{12}.$$

Пусть D_ϕ , D_θ , D_ψ – это неизвестные факторы возмущения (дисбаланс масс, изменение центра тяжести БПЛА, влияние ветра, влияние работы камеры и другого оборудования БПЛА), тогда система уравнений (2) переписывается следующим образом:

$$\begin{cases} \dot{x}_7 = x_8; \\ \dot{x}_8 = \frac{1}{I_x} [(I_y - I_z)x_{10}x_{12} - x_{10}J_r O_{md} - K_\phi x_8^2 + U_2] + D_\phi, \\ \dot{x}_9 = x_{10}; \\ \dot{x}_{10} = \frac{1}{I_y} [(I_z - I_x)x_8x_{12} - x_8J_r O_{md} - K_\theta x_{10}^2 + U_3] + D_\theta, \\ \dot{x}_{11} = x_{12}; \\ \dot{x}_{12} = \frac{1}{I_z} [(I_x - I_y)x_8x_{10} - K_\psi x_{12}^2 + U_4] + D_\psi. \end{cases} \quad (20)$$

Задача состоит в том, чтобы определить управляющие сигналы U_2 , U_3 , U_4 так, чтобы выходные сигналы ϕ , θ , ψ соответствовали сигналам начальной установки ϕ_d , θ_d , ψ_d .

Выберем поверхность скольжения в виде

$$\begin{cases} S_\phi = x_8 - \dot{\phi}_d + k_4(x_7 - \phi_d), \\ S_\theta = x_{10} - \dot{\theta}_d + k_5(x_9 - \theta_d), \\ S_\psi = x_{12} - \dot{\psi}_d + k_6(x_{11} - \psi_d), \end{cases} \quad (21)$$

где: k_4 , k_5 , k_6 – константы, выбранные таким образом, что характеристический многочлен уравнения $S = 0$ удовлетворяет критерию устойчивости Гурвица [12, 13].

Из системы уравнений (12) имеем

$$\begin{cases} \dot{S}_\phi = \dot{x}_8 - \ddot{\phi}_d + k_4(\dot{x}_7 - \dot{\phi}_d), \\ \dot{S}_\theta = \dot{x}_{10} - \ddot{\theta}_d + k_5(\dot{x}_9 - \dot{\theta}_d), \\ \dot{S}_\psi = \dot{x}_{12} - \ddot{\psi}_d + k_6(\dot{x}_{11} - \dot{\psi}_d). \end{cases} \quad (22)$$

Ошибка системы $e = x - x_d$ приближается к нулю, если $S\dot{S} < 0$ или:

$$\dot{S} = -K \text{sign}(S). \quad (23)$$

Комбинируя системы уравнений (20)–(23), получим следующую систему уравнений для определения управляющих сигналов:

$$\begin{cases} U_2 = -(I_y - I_z)x_{10}x_{12} + x_{10}J_r O_{md} + K_\phi x_8^2 - \\ - D_\phi I_x + I_x \ddot{\phi}_d - I_x k_4 \dot{e}_4 - K_4 I_x |S_\phi| \text{sign}(S_\phi); \\ U_3 = -I_z - I_x)x_8x_{12} + J_r O_{md} x_8 + K_\theta x_{10}^2 - \\ - D_\theta I_y + I_y \ddot{\theta}_d - I_y k_5 \dot{e}_5 - K_5 I_y |S_\theta| \text{sign}(S_\theta); \\ U_4 = -(I_x - I_y)x_8x_{10} + K_\psi x_{12}^2 - D_\psi I_z + \\ + I_z \ddot{\psi}_d - I_z k_6 \dot{e}_6 - K_6 I_z |S_\psi| \text{sign}(S_\psi), \end{cases} \quad (24)$$

где $\dot{e}_4 = (\dot{x}_7 - \dot{\phi}_d)$; $\dot{e}_5 = (\dot{x}_9 - \dot{\theta}_d)$; $\dot{e}_6 = (\dot{x}_{11} - \dot{\psi}_d)$.

Пусть

$$\begin{cases} f_4(x) = -(I_y - I_z)x_{10}x_{12} + x_{10}J_r O_{md} + K_\phi x_8^2 - D_\phi I_x, \\ f_5(x) = -(I_z - I_x)x_8x_{12} + J_r O_{md} x_8 + K_\theta x_{10}^2 - D_\theta I_y, \\ f_6(x) = -(I_x - I_y)x_8x_{10} + K_\psi x_{12}^2 - D_\psi I_z. \end{cases} \quad (25)$$

Тогда система уравнений (24) переписывается следующим образом:

$$\begin{cases} U_2 = f_4(x) + I_x \ddot{\phi}_d - I_x k_4 \dot{e}_4 - K_4 I_x |S_\phi| \text{sign}(S_\phi), \\ U_3 = f_5(x) + I_y \ddot{\theta}_d - I_y k_5 \dot{e}_5 - K_5 I_y |S_\theta| \text{sign}(S_\theta), \\ U_4 = f_6(x) + I_z \ddot{\psi}_d - I_z k_6 \dot{e}_6 - K_6 I_z |S_\psi| \text{sign}(S_\psi). \end{cases} \quad (26)$$

В (26) функции $f_4(x)$, $f_5(x)$, $f_6(x)$ являются функциями, содержащими неизвестные параметры, включая факторы изменения центра тяжести БПЛА, внешние моменты из-за влияния ветра, влияние работы камеры и другого оборудования БПЛА.

Для аппроксимации функций $f_4(x)$, $f_5(x)$, $f_6(x)$, содержащих неизвестные параметры, также используются три нейронные сети RBF. Каждая нейронная

сеть RBF также содержит 2 нейрона входного слоя, 5 нейронов скрытого слоя и 1 нейрон выходного слоя. Входы нейронных сетей – это сигналы $x_6, x_7, x_8, x_9, x_{10}, x_{11}$. Выходы нейронных сетей RBF – это функции, которые передаются контроллеру SMC для вычисления управляющего сигнала в соответствии с системой уравнений (26).

Правило обновления RBF-сети определяется по-прежнему уравнением вида (19). После аппроксимации функций $f_4(x), f_5(x), f_6(x)$ по формулам вида (13) система уравнений для управления БПЛА по углам Эйлера переписывается следующим образом:

$$\begin{cases} U_2 = \hat{f}_4(x) + I_x \ddot{\phi}_d - I_x k_4 \dot{e}_4 - K_4 I_x |S_\phi| \text{sign}(S_\phi), \\ U_3 = \hat{f}_5(x) + I_y \ddot{\theta}_d - I_y k_5 \dot{e}_5 - K_5 I_y |S_\theta| \text{sign}(S_\theta), \\ U_4 = \hat{f}_6(x) + I_z \ddot{\psi}_d - I_z k_6 \dot{e}_6 - K_6 I_z |S_\psi| \text{sign}(S_\psi). \end{cases} \quad (27)$$

Из уравнений (1) и (2) видно, что эти уравнения имеют 6 управляющих переменных $x, y, z, \phi, \theta, \psi$, но вход в систему управления БПЛА имеет только 4 управляющие переменные (x, y, z, ψ), а две переменные ϕ, θ вычисляются в процессе управления.

Значения F_x, F_y, F_z из системы уравнений (14) в сочетании с системой уравнений (4) позволяют вычислить переменные ϕ, θ, U_1 следующим образом:

$$\begin{cases} \theta = \arctan\left(\frac{x_1}{F_z + mg}\right), \\ \phi = \arctan\left(\frac{x_2}{\sqrt{m^2 g^2 + 2mgF_z + F_z^2 + x_1^2}}\right), \\ U_1 = \frac{mg + F_z}{\cos\theta \cos\phi}, \end{cases} \quad (28)$$

где $x_1 = \frac{\cos\psi F_x + \sin\psi F_y}{(\cos\psi)^2 + (\sin\psi)^2}$; $x_2 = \frac{\sin\psi F_x - \cos\psi F_y}{(\cos\psi)^2 + (\sin\psi)^2}$.

Моделирование и оценка результатов

Моделирование в программной среде MATLAB SIMULINK выполнено на основе уравнений (5), (6), (13), (14), (19)–(21) и (27). Значения параметров модели приведены в табл. 2.

Таблица 2

Значения параметров модели		
Символ	Значение	Единица
m	0,5	кг
g	9,81	м/с ²
J_x	0,005	кгм ²
J_y	0,005	кгм ²
J_z	0,01	кгм ²
d	3,30e-07	Ns ² /rad ²
k_1, k_2, k_3	3	–
k_4, k_5, k_6	3	–
K_1, K_2, K_3	20	–
K_4, K_5, K_6	20	–
K_x, K_y, K_z	0,1	–
K_ϕ, K_θ, K_ψ	0,1	–

Параметры нейронной сети RBF: матрица радиусов сети $\mathbf{b} = 5$, коэффициент адаптации $\gamma = 23$, матрица центров ФА сети

$$\mathbf{c} = \begin{bmatrix} -1 & -0,5 & 0 & 0,5 & 1 \\ -1 & -0,5 & 0 & 0,5 & 1 \end{bmatrix}.$$

Результаты моделирования работы БПЛА при изменении его положения в пространстве представлены на рис. 4–7. Моделировался полет БПЛА из положения с координатами [0 0 0] в положение с координатами [0 0 1].

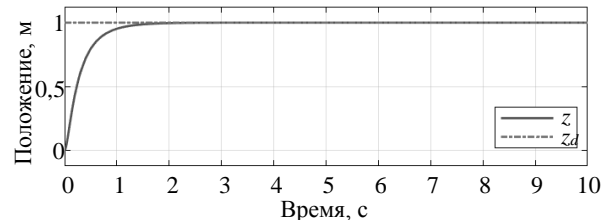


Рис. 4. Реакция БПЛА на изменение положения по координате Oz при использовании адаптивного скользящего регулятора

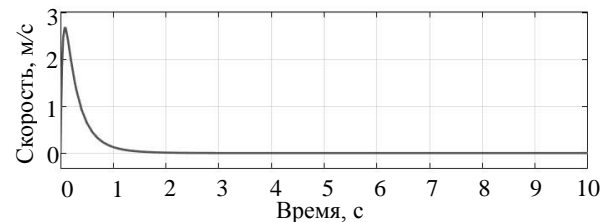


Рис. 5. Реакция БПЛА на скорость Vz при использовании адаптивного скользящего регулятора

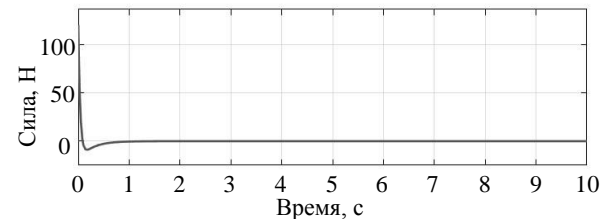


Рис. 6. Реакция БПЛА на управляющий сигнал Fz при использовании адаптивного скользящего регулятора

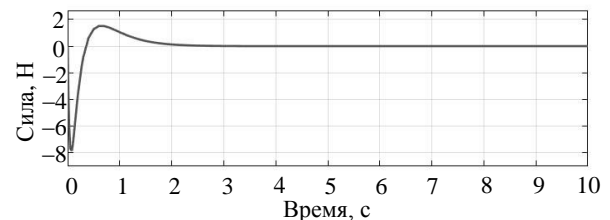


Рис. 7. Реакция БПЛА на ошибку оценки $\hat{f}_3(x)$ при использовании адаптивного скользящего регулятора

Из рис. 4–7 следует, что система с адаптивным скользящим регулятором имеет устойчивое (стабильное) рабочее состояние, время стабилизации системы находится в пределах 1,5–2 с, время перехода в стабильное состояние незначительное, ошибка настройки (ошибка между z и z_d) мала (не значи-

ма), система устойчива и стабильно работает в рабочем состоянии.

Результаты моделирования работы БПЛА при длительном воздействии на систему неизвестной внешней силы постоянной величины представлены на рис. 8–10.

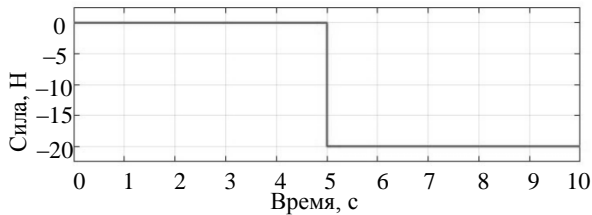


Рис. 8. Внешняя сила постоянной величины, действующая по координате Oz

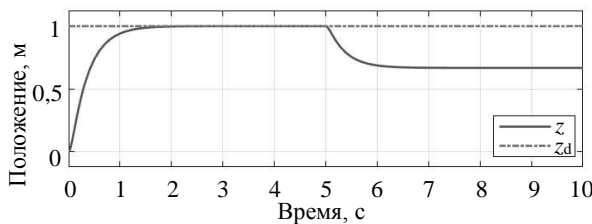


Рис. 9. Реакция БПЛА на возмущение по координате Oz при использовании обычного скользящего регулятора

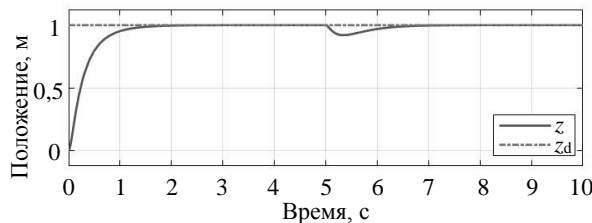


Рис. 10. Реакция БПЛА на возмущение по координате Oz при использовании адаптивного скользящего регулятора

На рис. 8 показано, что в момент времени $t = 5$ с прикладывается внешняя сила 20 Н в направлении Oz (подвешивание груза 20 Н на фюзеляже). Из рис. 9 следует, что классический скользящий регулятор не распознает действующую внешнюю силу, изменяющую параметры системы. Объект управления (БПЛА) под действием внешней силы изменил своё положение: координаты БПЛА изменились и БПЛА стабилизировался на новом положении. Из рис. 10 видно, что адаптивный скользящий регулятор, использующий нейронную сеть RBF, идентифицировал фактор изменчивости (внешнюю силу) и соответствующим образом скорректировал управляющий сигнал. Система управления БПЛА была скорректирована и БПЛА стабилизируется в исходном положении. Этот факт имеет важное значение для управления БПЛА при перемещении грузов с разным, заранее не известным весом. Очевидно, что это существенно повышает качество работы БПЛА при транспортировке грузов.

Результаты моделирования работы БПЛА при воздействии на систему неизвестной внешней силы, изменяющейся по линейному закону представлены на рис. 11–13.

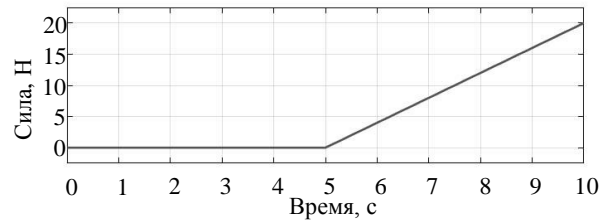


Рис. 11. Линейно изменяющаяся внешняя сила, действующая по направлению Oz

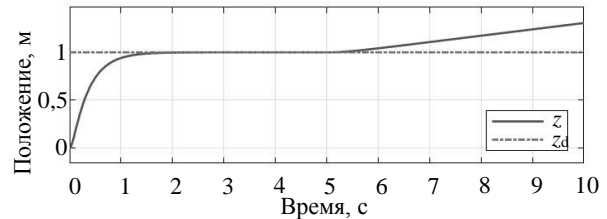


Рис. 12. Реакция БПЛА на линейное возмущение по координате Oz при использовании обычного скользящего регулятора

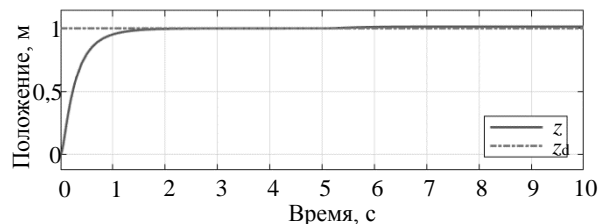


Рис. 13. Реакция БПЛА на линейное возмущение по координате Oz при использовании адаптивного скользящего регулятора

На рис. 11 показано, что в момент времени $t = 5$ с на систему действует внешняя сила, линейно изменяющаяся в направлении Oz и неизвестная по величине. Из рис. 12 следует вывод о том, что при классическом скользящем регуляторе изменения параметров системы и внешних сил не распознаны, система подверглась воздействию внешних сил и её координаты изменились. Из рис. 13 следует, что адаптивный скользящий регулятор, использующий нейронную сеть RBF, идентифицировал изменившиеся параметры системы и управляющий сигнал был соответствующим образом изменен. В итоге система осталась стабильной в исходном положении. Это имеет важное значение при управлении БПЛА, выполняющего сельскохозяйственные работы по распылению жидких растворов на больших площадях.

Результаты моделирования работы БПЛА при воздействии на него случайной помехи с большими амплитудами представлены на рис. 14. Эксперимент был проведен на модели БПЛА с адаптивным скользящим контроллером, использующим нейронную сеть RBF для распознавания неизвестных факторов. Для сравнения был проведен такой же эксперимент с обычным скользящим контроллером. Сравнение выполнено по отклонению от исходного состояния БПЛА.

Из рис. 14 следует вывод о том, что адаптивный скользящий регулятор с использованием нейронной

сети RBF работает стабильнее и эффективнее классического скользящего регулятора.

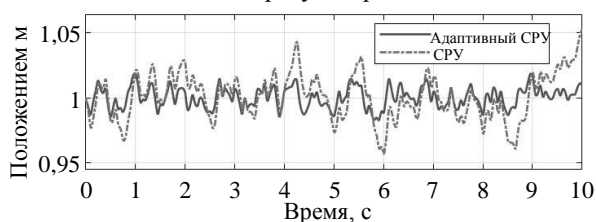


Рис. 14. Изменение положения БПЛА при воздействии на него случайной помехи с большими амплитудами

Заключение

Синтезирован адаптивный скользящий режим управления БПЛА в условиях воздействия ветра и изменения нагрузки. Алгоритм управления использует нейронную RBF-сеть для аппроксимации неизвестных параметров системы. Результаты моделирования полета БПЛА показывают, что при изменении нагрузки и при наличии внешних помех система управления БПЛА сохраняет устойчивость. Адаптивный контроллер можно применять для управления БПЛА в автоматизированных грузовых операциях, в операциях по опрыскиванию сельскохозяйственных полей жидкостями в сложных условиях при наличии помех (ветер, переменная плотность воздуха, изменение давления воздуха и т.п.).

Литература

1. Квадрокоптеры: обзоры, производители, видео и фото [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://quadrocoptery.ru>, свободный (дата обращения: 06.06.2022).
2. Квадрокоптеры и дроны в онлайн-журнале – Дромомания.ру [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://dromomania.ru>, свободный (дата обращения: 06.06.2022).
3. Багинова В.В. Беспилотные летающие аппараты и логистика / В.В. Багинова, Д.К. Калмурзаева // Мир транспорта. – 2017. – № 15(6). – С. 120–124.
4. Zulu A. A review of control algorithms for autonomous quadrotors / A. Zulu, S. John // Open Journal of Applied Sciences. – 2014. – No. 4. – P. 547–556.
5. Калягин М.Ю. Моделирование системы управления полетом квадрокоптера в среде Simulink и Simscape Multibody / М.Ю. Калягин, Д.А. Волошин, А.С. Мазаев // Труды МАИ. – Вып. 112 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://trudymai.ru/published.php?ID=116308>, свободный (дата обращения: 06.06.2022).
6. Дегтярев Г.Л. Методы управления на скользящих режимах / Г.Л. Дегтярев, А.С. Мещанов. – Казань: Изд-во Казан. нац. исслед. техн. ун-та им. А.Н. Туполева (КАИ), 2014. – 104 с.
7. Демидова Г.Л. Регуляторы на основе нечеткой логики в системах управления техническими объектами / Г.Л. Демидова, Д.В. Лукичев. – СПб.: Университет ИТМО, 2017. – 81 с.
8. Кориков А.М. Интеллектуальное управление в технических системах // Научный вестник НГТУ. – 2014. – № 1(54). – С. 18–26.
9. Прикладная информатика: справочник / Под ред. В.Н. Волковой и В.Н. Юрьева. – М.: Финансы и статистика; ИНФРА-М, 2008. – 76 с.

10. Огольцов И.И. Разработка математической модели пространственного полета квадрокоптера / И.И. Огольцов, Н.Б. Рожнин, В.В. Шеваль // Труды МАИ. – Вып. № 83 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://trudymai.ru/published.php?ID=62031> свободный (дата обращения: 06.06.2022).

11. Тран В.Т. Выбор регулятора, работающего в скользящем режиме, для автоматизированной транспортной системы / В.Т. Тран, А.М. Кориков, Т.Т. Нгуен // Доклады ТУСУР. – 2021. – Т. 24, № 4. – С. 79–84.

12. Теория систем с переменной структурой / под ред. С.В. Емельянова. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит. 1970. – 592 с.

13. Дорф Р. Современные системы управления / Р. Дорф, Р. Бишоп. – М.: Лаборатория базовых знаний, 2004. – 832 с.

14. Кориков А.М. Основы теории управления: учеб. пособие. – 2-е изд. – Томск: Изд-во НТЛ, 2002. – 392 с.

15. Справочник по теории автоматического управления / под ред. А.А. Красовского. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. – 712 с.

Тран Ван Трук

Аспирант каф. автоматизированных системы управления (АСУ) Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники (ТУСУР) Ленина пр-т, 40, г. Томск, Россия, 634050
Тел.: +7-923-428-02-82
Эл. почта: att82glass@gmail.com

Кориков Анатолий Михайлович

Доктор техн. наук, профессор каф. АСУ ТУСУРА Ленина пр-т, 40, г. Томск, Россия, 634050
Тел.: +7-913-869-96-37
Эл. почта: korikov@asu.tusur.ru

Tran V.T., Korikov A.M.

Synthesis of adaptive sliding flight control mode of a quadcopter under conditions of variable load and interference

Adaptive sliding control mode of an unmanned aerial vehicle (UAV) has been synthesized using neural networks to identify unknown factors acting on UAV. The MATLAB SIMULINK software was used to simulate the operation of the UAV control system. The simulation of the operation of the UAV location tracking system and UAV movement under the influence of unknown external forces of both constant magnitude and external forces varying according to a linear law is performed. An assessment of the performance of the UAV control system under the influence of random interference is given.

Keywords: synthesis, adaptive sliding control, unmanned aerial vehicle, neural network, simulation, SIMULINK, external forces, variable load, interference.

DOI: 10.21293/1818-0442-2022-25-2-37-44

References

1. *Kvadroptery: obzory, proizvoditeli, video i foto* [Quadcopters: reviews, manufacturers, videos and photos]. Available at: <https://quadrocoptery.ru>, free (Accessed: June 06, 2022) (in Russ.).

2. *Kvadrokoptery i drony v onlajn* [Quadcopters and drones in the online magazine]. Available at: <https://dromomania.ru>, free. (Accessed: June 06, 2022) (in Russ.).
3. Baginova V.V., Kalmurzaeva D.K. *Bespilotnye letayushchie apparaty i logistika* [Unmanned aerial vehicles and logistics]. *World of Transport and Transportation*, 2017, no. 15(6), pp. 120–124 (in Russ.).
4. Zulu A. A review of control algorithms for autonomous quadrotors / A. Zulu, S. John// *Open Journal of Applied Sciences*, 2014, no. 4, pp. 547–556 (in Russ.).
5. Kalyagin M.YU., Voloshin D.A., Mazaev A.S. *Modelirovanie sistemy upravleniya poletom kvadrokoptera v srede Simulink i Simscape Multibody* [Modeling of a quadcopter flight control system in Simulink and Simscape Multibody]. *Proceedings of the MAI*, iss. 112. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=116308>, free (Accessed: June 06, 2022) (in Russ.).
6. Degtyarev G.L., Degtyarev G.L., Meshchanov A.S. *Metody upravleniya na skol'zyashchih rezhimakh: monografiya* [Control methods on sliding modes: monograph]. Kazan, Publishing House of the Kazan National Research Technical University. A.N. Tupolev-KAI, 2014, 104 p. (in Russ.).
7. Demidova G.L., Lukichev D.V. *Regulyatory na osnovе nechetkoj logiki v sistemah upravleniya tekhnicheskimi ob'ektami* [Regulators based on fuzzy logic in control systems for technical objects]. St. Petersburg, ITMO University, 2017. 81 p. (in Russ.).
8. Korikov A.M. *Intellektual'noe upravlenie v tekhnicheskix sistemax* [Intelligent control in technical systems]. *Scientific Bulletin of NSTU*, 2014, no. 1 (54), pp. 18–26 (in Russ.).
9. *Prikladnaya informatika: spravochnik* [Applied Informatics: Handbook]. Edited by V.N. Volkova and V.N. Yuriev. Moscow, Finance and Statistics; INFRA-M, 2008. 768 p. (in Russ.).
10. Ogol'cov I.I., Rozhnin N.B., Cheval V.V. *Razrabotka matematicheskoy modeli prostranstvennogo poleta kvadrokoptera* [Development of a mathematical model for the spatial flight of a quadcopter]. *Proceedings of the MAI*, issue no. 83. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=62031>, free (Accessed: June 06, 2022) (in Russ.).
11. Tran, V. T., Korikov, A. M., and Nguyen, T. T. *Vybor regulyatora, rabotayushchego v skol'zyashchem rezhime, dlya avtomatizirovannoj transportnoj sistemy* [Choice of a sliding mode controller for an automated transport system]. *Proceedings of TUSUR University*, 2021, vol. 24, No. 4, pp. 79–84 (in Russ.).
12. *Teoriya sistem s peremennoj strukturoj* [Systems theory with an established structure]. Edited by S.V. Emelyanov. Moscow, Science. Main edition of Physics and Mathematics Literature, 1970. 592 p. (in Russ.).
13. Dorf R., Bishop R. *Sovremennyye sistemy upravleniya* [Modern control systems]. Moscow, Basic Knowledge Laboratory, 2004. 832 p. (in Russ.).
14. Korikov A.M. *Osnovy teorii upravleniya: uchebnoye posobie* [Fundamentals of Control Theory: Study Guide]. 2nd edition. Tomsk, Publishing House of Scientific and Technical Literature, 2002. 392 p. (in Russ.).
15. *Spravochnik po teorii avtomaticheskogo upravleniya* [Handbook of Automatic Control Theory]. Edited by A.A. Krasovskogo. Moscow, Science. Editor-in-Chief of Physics and Mathematics Literature, 1987. 712 p. (in Russ.).

Van Truc Tran

Master student
Department of Automated Control Systems,
Tomsk State University of Control Systems
and Radioelectronics (TUSUR)
40, Lenin pr., Tomsk, Russia, 634050
Phone: +7-923-428-02-82
Email: att82glass@gmail.com

Anatoly M. Korikov

Doctor of Science in Engineering, Professor,
Department of Automated Control Systems, TUSUR
40, Lenin pr., Tomsk, Russia, 634050
Phone: +7-913-869-96-37
Email: korikov@asu.tusur.ru