

УДК 681.51

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ, ОСНАЩЕННЫМ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИМ МАНИПУЛЯТОРОМ

А.А. Маргун^а, К.А. Зименко^а, Д.Н. Базылев^а, А.А. Бобцов^а, А.С. Кремлев^а, Д.Д. Ибраев^а, М. Чех^б

^а Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация, alexeimargun@gmail.ru

^б Университет Западной Богемии, Пльзень, 306 14, Чехия

Аннотация. Рассматривается задача синтеза системы управления для мультиротационного беспилотного летательного аппарата, оснащенного робототехническим манипулятором. Предложен алгоритм управления, основанный на методе линеаризации обратной связью и синтезе пропорционально-дифференциального регулятора с учетом изменений тензора инерции, положения центра масс и компенсации реактивного момента сил, порождаемого динамикой манипулятора. В качестве модели рассматриваемого объекта управления выбран квадрокоптер с плоским двухзвенным манипулятором. На основании законов механики Ньютона и уравнений Эйлера–Лагранжа получены системы уравнений, описывающие поведение рассматриваемой динамической системы. Предложены выражения, определяющие тензор инерции и положение центра масс системы в зависимости от текущего положения манипулятора, а также реактивный момент сил, действующих на квадрокоптер со стороны манипулятора. Для полученной нелинейной системы с перекрестными связями применена линеаризация обратной связью с компенсацией влияния манипулятора на квадрокоптер, в результате чего уравнения динамики робота были преобразованы к линейной стационарной системе. Управление преобразованной системой осуществлено с помощью пропорционально-дифференциального регулятора. Проведено моделирование рассматриваемой системы с описанным в работе методом управления и классическим методом на базе пропорционально-дифференциального регулятора. Результаты моделирования показали, что предложенный подход позволяет достигнуть более высоких показателей точности и эффективности при движении по заданной траектории, чем управление с помощью пропорционально-дифференциального регулятора.

Ключевые слова: квадрокоптер, манипулятор, БПЛА, система управления.

Благодарности. Работа выполнена при государственной финансовой поддержке ведущих университетов Российской Федерации (субсидия 074-U01) и при финансовой поддержке Минобрнауки Российской Федерации, Договор 14.Z50.31.003.

CONTROL SYSTEM FOR UNMANNED AIRCRAFT EQUIPPED WITH ROBOTICS ARM

A.A. Margun^a, K.A. Zimenko^a, D.N. Bazylev^a, A.A. Bobtsov^a, A.S. Kremlev^a, D.D. Ibraev^a, M. Cech^b

^a ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation, alexeimargun@gmail.ru

^b University of West Bohemia, Pilsen, 306 14, Czech Republic, cechyn@gmail.com

Abstract. The paper deals with the problem of control system synthesis for multi rotational UAV equipped with robotics arm. Control algorithm is proposed based on the method of feedback linearization and synthesis of proportional-differential controller with the real time computation of the inertia tensor and center of mass changes and compensation of the reactive torque generated by the dynamics of the manipulator. Quadcopter with attached articulated manipulator is selected as a model of the control object. Systems of equations describing the behavior of considered dynamical system are obtained according to the Newton and Euler-Lagrange laws. Expressions are offered, defining the inertia tensor and the position of the system center of mass depending on the current position of the manipulator, and the torque acting on the quadcopter from the manipulator. Feedback linearization with arm influence compensation on quadcopter is applied for the resulting nonlinear coupled system. As a result, robot dynamics equations have been converted to a linear stationary system. Converted system control is achieved by a proportional-differential controller. Examined system simulation is done with control method described in the paper and the classical method based on a proportional-differential controller. Simulation results confirm the effectiveness of the proposed approach and demonstrate that the proposed approach provides higher accuracy of the tracking error, than control method by means of proportional-differential regulator.

Keywords: quadcopter, manipulator, UAV, control system.

Acknowledgements. The work is partially financially supported by the Government of the Russian Federation (grant 074-U01) and the RF Ministry of Education and Science, agreement 14.Z50.31.003

Введение

На сегодняшний день в разных странах по всему миру мультиротационные летательные аппараты активно используются для решения широкого круга задач, таких как проведение спасательных операций во время чрезвычайных ситуаций, мониторинг трубопроводов в газовой и нефтяной промышленности, военная разведка и т.д. Многие всемирно известные университеты, научно-исследовательские институты и коммерческие компании занимаются разработкой беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) данного типа, где наиболее распространенным типом мультиротационных летательных аппаратов является квадрокоптер.

Так, в последние несколько лет были опубликованы работы, которые посвящены различным задачам, связанным с эксплуатацией квадрокоптеров. В работах [1–4] обсуждались вопросы моделирования динамики. В работе [3] рассмотрена проблема планирования оптимальной по времени траектории, где авторы предложили простой прямой численный метод, основанный на параметризации траектории квадрокоптера и использующий нелинейную оптимизацию с учетом основных ограничений системы и окружающей среды. Управление бэкстеппингом, скользящими режимами, визуальное управление и различные законы нелинейного управления также представлены в работах [2, 5–9].

Помимо этого, так как мультиротационные летательные аппараты обладают повышенной мобильностью, в последние годы большой интерес представляет их внедрение в манипуляцию небольшими грузами. Можно разделить исследования в области решения задач по транспортировке небольших грузов на несколько типов. Во-первых, захват манипуляторов может быть установлен в нижней части воздушного транспортного средства, чтобы переносить полезную нагрузку. В этом случае квадрокоптер, оснащенный захватом, может перевозить блоки и строить конструкции, как в [10, 11]. В работе [12] было реализовано совместное использование нескольких квадрокоптеров со схватами для переноса крупных объектов. Анализ устойчивости данных систем рассмотрен в [13]. Второй тип исследований связан с протяжкой кабеля в линиях электропередач [14–16]. Проблема увеличения функциональности квадрокоптеров со схватом рассмотрена в [17]. Существует также ряд работ, посвященных проблеме стабилизации квадрокоптера с полезной нагрузкой под внешним возмущением, таким как сильный ветер и т.д.

Тем не менее, все перечисленные подходы имеют ряд недостатков, которые включают в себя ограничение на траектории полета квадрокоптера, конструктивные особенности, ограничение на круг выполняемых задач и условия функционирования. Таким образом, определенный тип БПЛА способен выполнять только узкоспециализированные задачи и не имеет гибкости в применении.

Одним из способов, позволяющих сделать БПЛА более универсальным в применении, является комбинированный робот, состоящий из летательного аппарата и роботизированной руки, прикрепленной к нему. Например, в [17] описывается позиционирование робота с картезианским манипулятором. Модель, состоящая из крана и манипулятора с четырьмя степенями свободы, представлена в [18], где кран имитирует траекторию движения летательного аппарата. В [19] формулы Эйлера–Лагранжа применяются для получения динамических уравнений квадрокоптера с несколькими степенями свободы у манипулятора. Можно сделать вывод, что, несмотря на актуальность и привлекательность объекта исследований, очень мало работ посвящено планированию и стабилизации движения БПЛА с манипулятором в виде интегрированной системы.

В настоящей работе предложен способ управления квадрокоптером, оснащенный манипулятором, на основе линеаризации обратной связью и синтеза пропорционально-дифференциального (ПД) регулятора. Также регулятор обеспечивает компенсацию реактивных моментов сил, действующих на квадрокоптер со стороны манипулятора. Измерение смещенного центра масс и вычисление тензора инерции выполняются в реальном времени.

Математическая модель

Уравнения динамики квадрокоптера (рис. 1) как механической системы получены с использованием законов Ньютона и уравнений Эйлера–Лагранжа. Движение квадрокоптера описывается системой из шести нелинейных дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases} \ddot{x} = (\sin \psi \sin \varphi + \cos \psi \cos \theta \cos \varphi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{y} = (-\cos \psi \sin \varphi + \sin \psi \sin \theta \cos \varphi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{z} = -g + (\cos \theta \cos \varphi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{\varphi} = \frac{I_y - I_z}{I_x} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{U_2}{I_x} \\ \ddot{\theta} = \frac{I_z - I_x}{I_y} \dot{\varphi} \dot{\psi} - \frac{U_3}{I_y} \\ \ddot{\psi} = \frac{I_x - I_y}{I_z} \dot{\varphi} \dot{\theta} - \frac{U_4}{I_z} \end{cases},$$

где x, y, z – декартовы координаты квадрокоптера; φ, θ, ψ – углы Эйлера (φ – угол рыскания, θ – угол тангажа, ψ – угол крена); I_x, I_y, I_z – диагональные элементы тензора инерции квадрокоптера; m – масса квадрокоптера; g – ускорение свободного падения; $U = (U_1, U_2, U_3, U_4)$ – виртуальные силы управления, связанные с управляющими силами двигателя уравнениями

$$U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2),$$

$$U_2 = b(-c_1\Omega_2^2 + c_2\Omega_4^2),$$

$$U_3 = b(-c_3\Omega_1^2 + c_4\Omega_3^2),$$

$$U_4 = d(-c_5\Omega_1^2 + c_6\Omega_2^2 - c_7\Omega_3^2 + c_8\Omega_4^2),$$

где $\Omega = (\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4)$ – скорости вращения двигателей (тяга винта пропорциональна квадрату его угловой скорости); b, d – некоторые физические константы, которые можно получить экспериментально, c_i – плечо силы, $i = \overline{1,8}$.

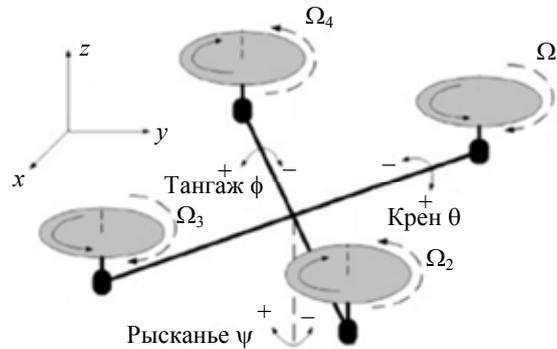


Рис. 1. Модель квадрокоптера

Рассмотрим плоский манипулятор, изображенный на рис. 2. Будем считать, что двухзвенный робот находится в инерциальной системе отчета.

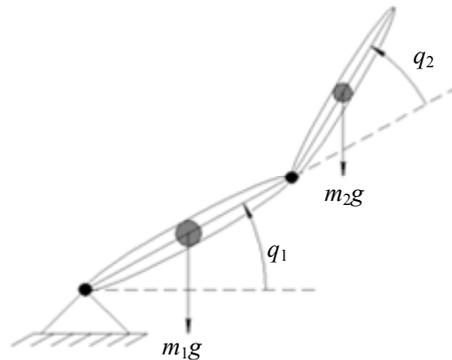


Рис. 2. Плоский двухзвенный манипулятор

Тогда математическая модель манипулятора, полученная с использованием уравнений Эйлера–Лагранжа, может быть представлена в следующем виде:

$$M(q)\ddot{q} + C(q, \dot{q}) + g(q) = \tau, \quad (1)$$

где $M(q)$ – матрица инерции; $C(q, \dot{q})$ – матрица кориолисовых и центробежных сил; $g(q)$ – матрица потенциальных и гравитационных сил; q – обобщенные координаты в инерциальной системе отсчета; τ – моменты сил двигателей манипулятора.

Предположим, что звенья манипулятора имеют вид тонких однородных стержней с длинами l_1 и l_2 соответственно. Центр масс каждого звена находится в геометрическом центре стержня. Обозначим моменты инерции звеньев I_1 и I_2 . Матрицы в уравнении (1) примут вид

$$q = \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \end{pmatrix}, \tau = \begin{pmatrix} \tau_1 \\ \tau_2 \end{pmatrix}, g(q) = \begin{pmatrix} g_1 \\ g_2 \end{pmatrix},$$

$$M(q) = \begin{pmatrix} M_{11} & M_{12} \\ M_{21} & M_{22} \end{pmatrix},$$

$$C(q, \dot{q}) = \begin{pmatrix} C_{11} & C_{12} \\ C_{21} & C_{22} \end{pmatrix},$$

$$g(q) = \begin{pmatrix} g_1 \\ g_2 \end{pmatrix},$$

где

$$M_{11} = m_1 \left(\frac{l_1}{2} \right)^2 + m_2 \left(\frac{l_2}{2} \right)^2 + l_1 l_2 (1 + \cos q_2) + I_1 + I_2,$$

$$M_{12} = M_{21} = m_2 \left(\frac{l_2}{2} \right)^2 + \frac{l_1 l_2}{2} \cos q_2 + I_2,$$

$$M_{22} = m_2 \left(\frac{l_2}{2} \right)^2 + I_2,$$

$$C_{11} = h \dot{q}_2, C_{12} = h(\dot{q}_1 + \dot{q}_2), C_{21} = -h \dot{q}_1, C_{22} = 0,$$

$$h = -m_2 l_1 l_2 \sin q_2,$$

$$g_1 = \left(m_1 \frac{l_1}{2} + m_2 l_1 \right) g \cos q_1 + m_2 \frac{l_2}{2} \cos(q_1 + q_2),$$

$$g_2 = g m_2 \frac{l_2}{2} \cos(q_1 + q_2).$$

Когда манипулятор прикреплен к квадрокоптеру, значения элементов тензора инерции изменяются из-за дополнительной инерции звеньев. Тензор инерции квадрокоптера имеет вид

$$I = \begin{pmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{pmatrix},$$

Момент инерции, создаваемый каждой материальной точкой тонкого стержня, равен

$$dm = \frac{m dr}{l}, \quad dI = r^2 dm = \frac{m r^2 dr}{l},$$

где m – масса стержня; l – его длина; r – расстояние от материальной точки до оси вращения; dm и dl – масса и длина материальной точки соответственно. Используя теорему Штейнера, определим момент инерции каждого звена манипулятора в системе координат квадрокоптера. Для первого звена манипулятора

$$I_{xm1} = \int_0^{l_1 \sin q_1} dI = \frac{m_1 l_1^2 \sin^3 q_1}{3}, \quad I_{ym1} = \int_0^{l_1} dI = \frac{m_1 l_1^2}{3}, \quad I_{zm1} = \int_0^{l_1 \cos q_1} dI = \frac{m_1 l_1^2 \cos^3 q_1}{3};$$

для второго звена

$$I_{xm2} = \int_0^{l_2 \sin q_1} dI + m_2 (l_1 \sin q_1)^2 = \frac{m_2 l_2^2 \sin^3 q_2}{3} + m_2 l_1^2 \sin^2 q_1,$$

$$I_{ym2} = \int_0^{l_2} dI + m_2 l_1^2 = \frac{m_2 l_2^2}{3} + m_2 l_1^2,$$

$$I_{zm2} = \int_0^{l_2 \cos q_1} dI + m_2 (l_1 \cos q_1)^2 = \frac{m_2 l_2^2 \cos^3 q_2}{3} + m_2 l_1^2 \cos^2 q_2.$$

Таким образом, тензор инерции комбинированной системы имеет вид

$$I = \begin{pmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{pmatrix},$$

где $I_{xx} = I_x + I_{xm1} + I_{xm2}$, $I_{yy} = I_y + I_{ym1} + I_{ym2}$, $I_{zz} = I_z + I_{zm1} + I_{zm2}$.

Также вычислим изменение положения центра масс комбинированной системы:

$$\Delta x_c = \frac{l_1 \cos q_1 \left(\frac{m_1}{2} + m_2 \right) + m_2 \frac{l_2}{2} \cos(q_1 - q_2)}{m_0},$$

$$\Delta y_c = 0,$$

$$\Delta z_c = \frac{l_1 \sin q_1 \left(\frac{m_1}{2} + m_2 \right) + m_2 \frac{l_2}{2} \sin(q_1 - q_2)}{m_0},$$

где $m_0 = m + m_1 + m_2$.

Чтобы определить взаимное влияние между квадрокоптером и роботизированным манипулятором, необходимо вычислить момент сил, действующий на квадрокоптер со стороны манипулятора, а также

взаимодействие между всеми механическими частями системы. С учетом моментов, созданных силой тяжести, получим τ_r – реактивный момент сил, действующий со стороны манипулятора на квадрокоптер:

$$\begin{aligned}\tau_r &= \tau_1 + m_2 g l_{1c} \cos q_1 + \tau_{r21}, \\ \tau_{r21} &= \tau_{r12} = \tau_2 + m_2 g l_{2c} \cos(q_1 - q_2), \\ \tau_r &= \tau_1 + m_2 g l_{1c} \cos q_1 + m_2 g l_{2c} \cos(q_1 - q_2) + \tau_2.\end{aligned}$$

Исходя из вышеперечисленного, модель, состоящая из квадрокоптера, оснащенного манипулятором (рис. 3), описывается следующей системой уравнений:

$$\begin{cases} \ddot{x} = (\sin \psi \sin \varphi + \cos \psi \cos \theta \cos \varphi) \frac{U_1}{m_0}, \\ \ddot{y} = (-\cos \psi \sin \varphi + \sin \psi \sin \theta \cos \varphi) \frac{U_1}{m_0}, \\ \ddot{z} = -g + (\cos \theta \cos \varphi) \frac{U_1}{m_0}, \\ \dot{\varphi} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{U_2 - \tau_r}{I_{xx}}, \\ \ddot{\theta} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\varphi} \dot{\psi} - \frac{U_3 - (m_1 + m_2)g \Delta y \sin \theta}{I_{yy}}, \\ \ddot{\psi} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\varphi} \dot{\theta} - \frac{U_4}{I_{zz}}, \\ M(\bar{q})\ddot{\bar{q}} + C(\bar{q}, \dot{\bar{q}})\dot{\bar{q}} + g(\bar{q}) = \bar{\tau}, \end{cases} \quad (2)$$

где \bar{q} – обобщенные координаты в инерциальной системе отсчета.

Синтез закона управления

Система управления состоит из двух частей – регулятора для манипулятора и регулятора для квадрокоптера. В силу того, что квадрокоптеры оснащены высокопроизводительными вычислительными устройствами, гироскопами, акселерометрами, а манипуляторы оснащаются энкодерами, предположим, что обобщенные координаты и их первые производные в (2) измеримы. Уравнения динамики манипулятора являются нелинейными, поэтому используем метод линеаризации обратной связью [20]. Выберем нелинейный закон управления вида

$$\tau = M(\bar{q})a_{\bar{q}} + C(\bar{q}, \dot{\bar{q}})\dot{\bar{q}} + g(\bar{q}),$$

где $a_{\bar{q}}$ является новым входным воздействием манипулятора.

Так как $\det M(\bar{q}) \neq 0$, то матрица инерции обратима. Новая система линейна и представляет систему независимых двойных интеграторов без перекрестных связей:

$$\bar{\ddot{q}} = a_{\bar{q}}.$$

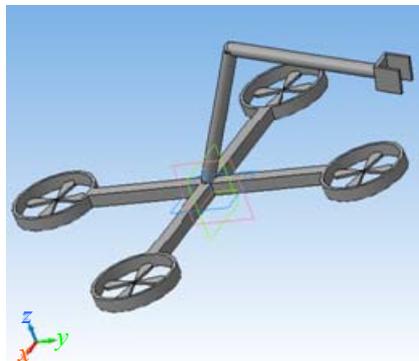


Рис. 3. Комбинированная система

Для управления полученной системой воспользуемся ПД-регулятором:

$$a_{\bar{q}} = \ddot{\bar{q}}^* + K_p(\bar{q} - \bar{q}^*) + K_d(\dot{\bar{q}} - \dot{\bar{q}}^*),$$

где K_p и K_d – пропорциональные и дифференциальные коэффициенты регулятора, \bar{q}^* – желаемые траектории.

Цель управления состоит в обеспечении желаемых траекторий рабочего органа манипулятора. Для достижения этой цели необходимо реализовать закон управления квадрокоптером, обеспечивающий его позиционирование и компенсацию реактивного момента, создаваемого за счет движения манипулятора.

Мультикоптер имеет две неголономные связи, и, следовательно, для управления необходимо регулировать только четыре координаты. Выберем углы рысканья, тангажа, крена и высоту как опорные координаты для синтеза регулятора.

$$\begin{pmatrix} \ddot{\varphi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \\ \ddot{z} \end{pmatrix} = - \begin{pmatrix} \frac{U_2 - \tau_r}{I_{xx}} \\ \frac{U_3 - (m_1 + m_2)g\Delta y \sin \theta}{I_{yy}} \\ \frac{U_4}{I_{zz}} \\ -(\cos \theta \cos \varphi) \frac{U_1}{m_0} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi} \\ \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\varphi} \dot{\psi} \\ \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\varphi} \dot{\theta} \\ g \end{pmatrix}. \quad (3)$$

Полученная система (3) является нелинейной и нестационарной. Для ее упрощения и синтеза регулятора используем метод линеаризации обратной связью и ПД-регулятор:

$$\begin{aligned} U_1 &= -\frac{m_0}{\cos \varphi \cos \theta} (K_p e_z + K_d \dot{e}_z + g), \\ U_2 &= -I_{xx} \left(K_d \dot{e}_\varphi + K_p e_\varphi + \tau_r + \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi} \right), \\ U_3 &= -I_{yy} \left(K_d \dot{e}_\theta + K_p e_\theta + \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\varphi} \dot{\psi} \right), \\ U_4 &= -I_{zz} \left(K_d \dot{e}_\psi + K_p e_\psi + \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\varphi} \dot{\theta} + (m_1 + m_2)g\Delta y \sin \theta \right), \end{aligned}$$

где $e_\varphi = \varphi^* - \varphi$, $e_\theta = \theta^* - \theta$, $e_\psi = \psi^* - \psi$, $e_z = z^* - z$ – ошибки слежения (разница между желаемыми и текущими координатами). Тогда замкнутая система сводится к модели ошибки, которая может быть представлена в виде

$$\ddot{e} + \dot{e}K_d + eK_p = 0, \quad (4)$$

где $e = (e_\varphi, e_\theta, e_\psi, e_z, e_{\dot{\varphi}_1}, e_{\dot{\varphi}_2})^T$. Полученная модель ошибки является набором из шести систем второго порядка без перекрестных связей. При выборе положительных коэффициентов регулятора система (4) является асимптотически устойчивой.

Результаты моделирования

В ходе моделирования обобщенные координаты манипулятора изменялись в соответствии с рис. 4. При этом задачей управления квадрокоптером являлось движение по заранее заданной траектории. На рис. 5–8 показаны выходные значения координат квадрокоптера с предложенной компенсацией динамики манипулятора ($\varphi_1, \theta_1, \psi_1$ и z_1) и без нее ($\varphi_2, \theta_2, \psi_2$ и z_2).

На рис. 5 представлено изменение угла рысканья квадрокоптера при управлении предложенным методом (φ_1) и при управлении классическим методом на базе ПД-регулятора (φ_2). Исходя из результатов моделирования, можно заключить, что отклонение траектории φ_2 от желаемой φ_d значительно выше, чем отклонение φ_1 от φ_d . Аналогичные выводы можно сделать для изменения углов крена (рис. 6) и тангажа (рис. 7). Было выявлено, что динамика манипулятора не влияет на изменение высоты полета квадрокоптера (рис. 8).

Из результатов моделирования следует, что предложенный алгоритм управления обеспечивает устойчивость системы. Использование регулятора, компенсирующего динамику манипулятора, позволяет достигнуть более высоких показателей точности и эффективности, чем использование только пропорционально-дифференциального управления.

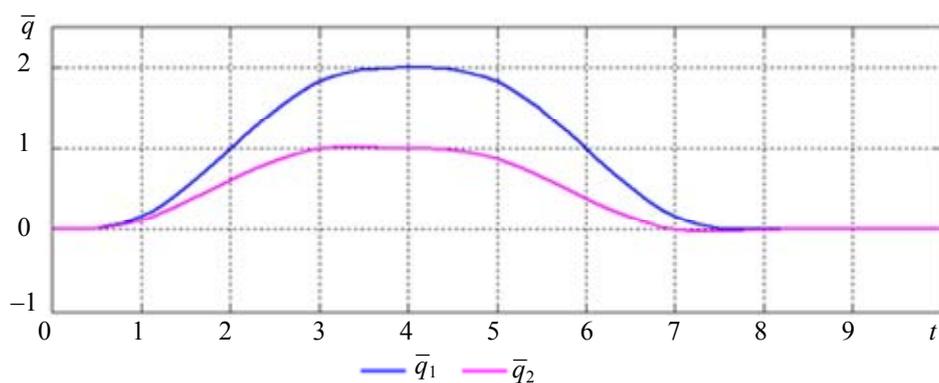


Рис. 4. Изменение обобщенных координат манипулятора

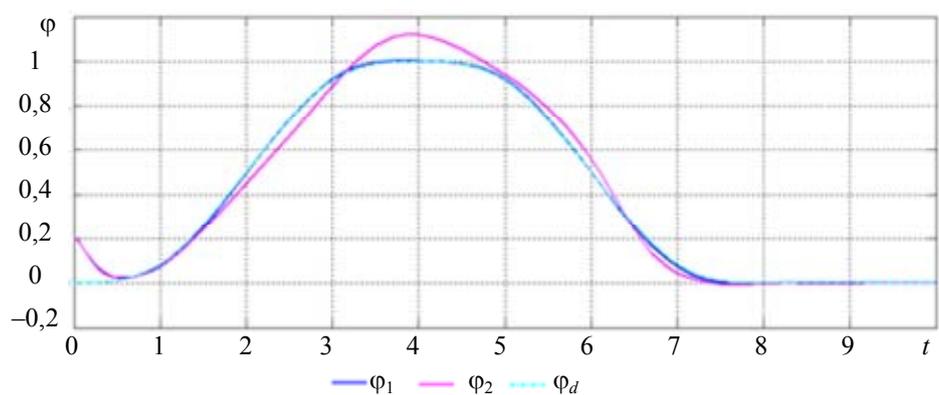


Рис. 5. Моделирование угла рысканья

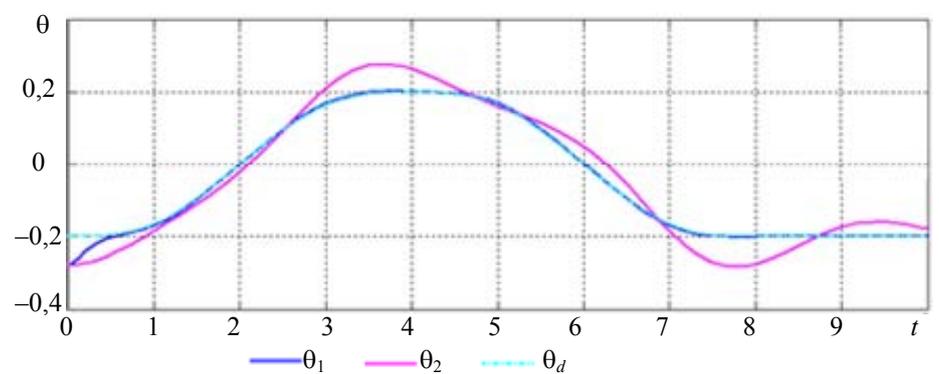


Рис. 6. Моделирование угла тангажа

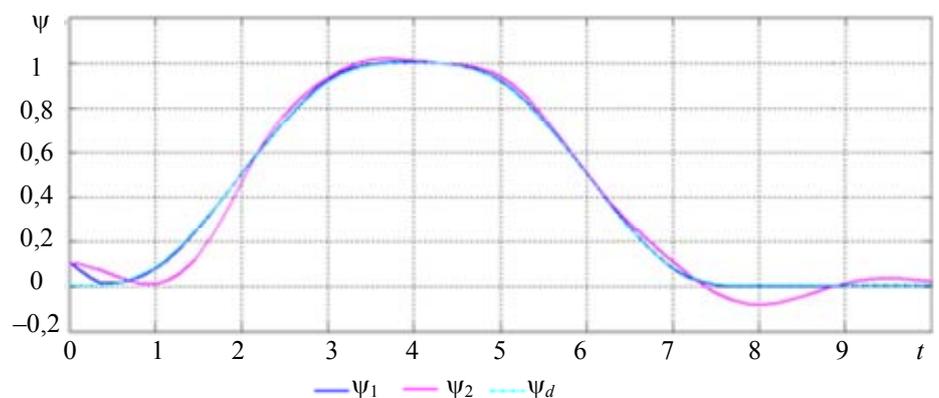


Рис. 7. Моделирование угла крена

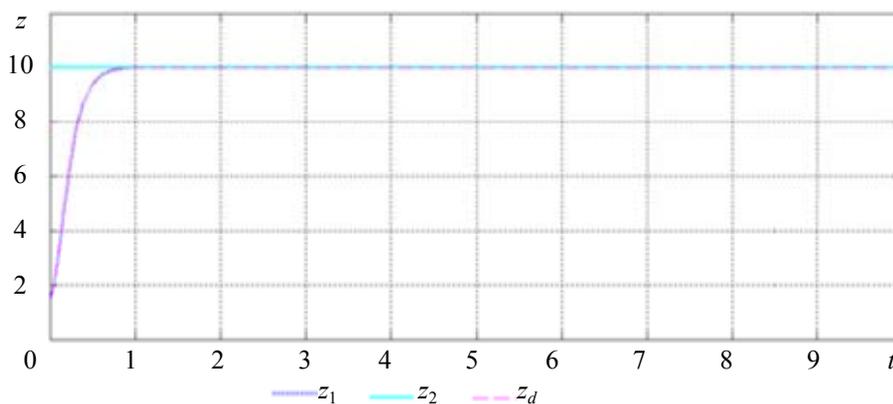


Рис. 8. Моделирование высоты

Заключение

В работе описаны кинематические и динамические модели квадрокоптера с присоединенным к центру плоским манипулятором с двумя степенями свободы. Для этой комбинированной системы разработан алгоритм управления на базе линеаризации обратной связи и пропорционально-дифференциального регулятора. Предложенный алгоритм обеспечивает компенсацию реактивного момента сил, действующих на квадрокоптер со стороны манипулятора, смещения тензора инерции и положения центра масс комбинированной системы. Результаты компьютерного моделирования подтверждают работоспособность и эффективность предложенного метода. В дальнейшем предполагается продолжить совершенствование синтезируемого алгоритма управления для функционирования квадрокоптера в условиях неопределенности, неизвестных параметров, внешних возмущающих воздействий, неучтенной динамики и проведения практических экспериментов.

Литература

1. Chettibi T., Haddad M. Dynamic modelling of a quadrotor aerial robot // *Journées D'études Nationales de Mécanique*. Batna, Algeria, 2007. P. 22–27.
2. Mokhtari A., Benallegue A. Dynamic feedback controller of Euler angles and wind parameters estimation for a quadrotor unmanned aerial vehicle // *Proceedings – IEEE International Conference on Robotics and Automation*. 2004. V. 2004. N 3. P. 2359–2366.
3. Гриценко П.А., Кремлев А.С., Шмигельский Г.М. Управление движением квадрокоптера по заранее заданной траектории // *Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики*. 2013. № 4 (86). С. 22–25.
4. Derafa L., Madani T., Benallegue A. Dynamic modelling and experimental identification of four rotors helicopter parameters // *Proceedings of the IEEE International Conference on Industrial Technology*. 2006. Art. 4237837. P. 1834–1839.
5. Altug E., Ostrowski J.P., Mahony R. Control of a quadrotor helicopter using visual feedback // *Proceedings – IEEE International Conference on Robotics and Automation*. 2002. V. 1. P. 72–77.
6. Waslander S.L., Hoffmann G.M., Jang J.S., Tomlin C.J. Multi-agent quadrotor testbed control design: integral sliding mode vs. reinforcement learning // *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, IROS*. 2005. Art. 1545025. P. 468–473.
7. Yang C.C., Lai L.C., Wu C.J. Time optimal control of a hovering quadrotor helicopter // *IEEE ICSS International Conference on Systems and Signals*. 2005. P. 295–300.
8. Catillo P., Loranzo R., Dzul A. Stabilization of a mini-rotorcraft having four rotors // *2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*. 2004. V. 3. P. 2693–2698.
9. Фуртат И.Б. Робастное субоптимальное управление боковым движением летательного аппарата в режиме захода на посадку // *Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики*. 2013. № 3 (85). С. 51–55.
10. Lindsey Q., Mellinger D., Kumar V. Construction of cubic structures with quadrotor teams // *Robotics: Science and Systems VII*. 2012. P. 177–184.
11. Willmann J., Augugliaro F., Cadalbert T., D'Andrea R., Gramazio F., Kohler M. Aerial robotic construction towards a new field of architectural research // *International Journal of Architectural Computing*. 2012. V. 10. N 3. P. 439–460.
12. Фуртат И.Б. Субоптимальное управление нелинейными мультиагентными системами // *Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики*. 2013. № 1 (83). С. 19–23.
13. Pounds P., Bersak D., Dollar A. Grasp from the air: hovering capture and load stability // *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. San Francisco, 2011. P. 2491–2498.

14. Bisgaard M., la Cour-Harbo A., Bendtsen J. Adaptive control system for autonomous helicopter slung load operations // Control Engineering Practice. 2010. V. 18. N 7. P. 800–811.
15. Palunko I., Fierro R., Cruz P. Trajectory generation for swing-free maneuvers of a quadrotor with suspended payload: a dynamic programming approach // Proc. IEEE International Conference on Robotics and Automation. 2012. Art. 6225213. P. 2691–2697.
16. Michael N., Fink J., Kumar V. Cooperative manipulation and transportation with aerial robots // Autonomous Robots. 2011. V. 30. N 1. P. 73–86.
17. Lippiello V., Ruggiero F. Exploiting redundancy in Cartesian impedance control of UAVs equipped with a robotic arm // IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems. 2012. Art. 6386021. P. 3768–3773.
18. Korpela C.M., Danko T.W., Oh P.Y. MM-UAV: mobile manipulating unmanned aerial vehicle // Journal of Intelligent and Robotic Systems: Theory and Applications. 2012. V. 65. N 1–4. P. 93–101.
19. Lippiello V., Ruggiero F. Cartesian impedance control of a UAV with a robotic arm // IFAC Proceedings Volumes. 2012. V. 10. N Part 1. P. 704–709.
20. Spong M.W., Hutchinson S., Vidyasagar M. Robot Modeling and Control. Wiley, 2005. 496 p.

<i>Маргун Алексей Анатольевич</i>	– студент, лаборант, Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация, alexeimargun@gmail.ru
<i>Зименко Константин Александрович</i>	– студент, инженер, Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация, kostyazimenko@gmail.com
<i>Базылев Дмитрий Николаевич</i>	– студент, лаборант, Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация, bazylevd@mail.ru
<i>Бобцов Алексей Алексеевич</i>	– доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой, декан, Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация, bobtsov@mail.ru
<i>Кремлев Артем Сергеевич</i>	– кандидат технических наук, зам. декана, доцент кафедры, Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация, kremlev_artem@mail.ru
<i>Ибраев Денис Дамирович</i>	– студент, Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация, Ibray1522@gmail.ru
<i>Чех Мартин</i>	– кандидат технических наук, научный сотрудник, Университет Западной Богемии, Пльзень, 306 14, Чехия, cechyn@gmail.com
<i>Alexei A. Margun</i>	– laboratory assistant, student, ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation, alexeimargun@gmail.ru
<i>Konstantin A. Zimenko</i>	– engineer, student, ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation, kostyazimenko@gmail.com
<i>Dmitry N. Bazylev</i>	– laboratory assistant, student, ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation, bazylevd@mail.ru
<i>Alexei A. Bobtsov</i>	– D.Sc., Professor, Dean, Department head, ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation, bobtsov@mail.ru
<i>Artem S. Kremlev</i>	– PhD, Deputy Dean, Associate professor, ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation, kremlev_artem@mail.ru
<i>Denis D. Ibraev</i>	– student, ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation, Ibray1522@gmail.ru
<i>Martin Cech</i>	– PhD, scientific researcher, University of West Bohemia, Pilzen, 306 14, Czech Republic, cechyn@gmail.com

Принято к печати 31.03.14

Accepted 31.03.14