

ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ И УПРАВЛЯЮЩИЕ СИСТЕМЫ

УДК 629.7.05

Д.В. Ситников, канд. техн. наук, доц., (3812) 62-90-92,
sitnikov@nm.ru (Россия, Омск, ОмГТУ),

Ю.А. Бурьян, д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой, (3812) 62-90-92,
burian@omgtu.ru (Россия, Омск, ОмГТУ),

Г.С. Русских, канд. техн. наук, ст. преп., (3812) 62-90-92,
russgrishok@mail.ru (Россия, Омск, ОмГТУ)

АВТОПИЛОТ МУЛЬТИКОПТЕРА

Рассмотрен принцип построения автопилота мультикоптера, состоящего из двух подсистем: системы управления движением центра масс и системы угловой стабилизации. Автопилот реализуется на базе микроконтроллера, задача которого состоит в том, чтобы обеспечивать движение аппарата по заданному маршруту и управлять стабилизацией аппарата в воздухе в горизонтальном или в заданном угловом положении путем подачи управляющих сигналов двигателям.

Ключевые слова: мультикоптер, квадрокоптер, БПЛА, автопилот, система управления движением, угловая стабилизация.

Мультикоптер представляет собой летающую платформу с 4 (квадрокоптер), 6, 8, 12 бесколлекторными двигателями с винтами. В полете платформа занимает горизонтальное положение относительно поверхности земли, может зависать над определенным местом, свободно перемещаться во всех направлениях. Построение системы управления в данной работе рассмотрено на примере квадрокоптера.

Для устойчивого полета используется микроконтроллер, задача которого состоит в том, чтобы управлять стабилизацией летающей платформы в воздухе в горизонтальном или в заданном угловом положении путем

подачи управляющих сигналов двигателям. Он использует данные от трех гироскопов, акселерометра, магнетометра, барометрического датчика и вычисляет скорость для каждого отдельного двигателя. Система стабилизации также компенсирует внешние возмущения, такие как ветер, например.

Мультикоптер может быть использован как средство для многих целей, таких как видео и фотографии для топографической съемки, снимки с воздуха актуальных новостей и событий, инспекция крыш, высотных зданий, сельскохозяйственных угодий, наблюдение в местах, опасных для человека (химические и радиоактивные загрязнения, лесные пожары и т.д.), координация спасательных действий, доставка небольших грузов, например, медикаментов.

Система управления состоит из двух подсистем: системы управления движением центра масс, формирующей программное значение углового положения корпуса квадрокоптера и системы угловой ориентации, обеспечивающей разворот в заданное угловое положение.

Математическая модель движения квадрокоптера

При составлении математической модели рассматривались две системы координат: неподвижная система координат $Oxyz$ и связанная система координат $Cx_1y_1z_1$ (рис. 1).

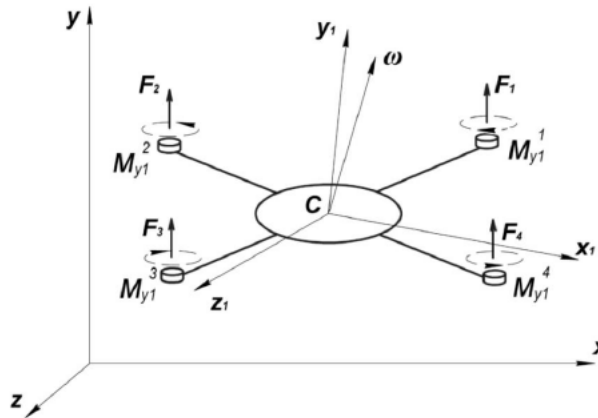


Рис. 1. Неподвижная и связанная системы координат

Пространственное движение летательного аппарата описывается системой 12-ти обыкновенных нелинейных дифференциальных уравнений первого порядка [2] для координат центра масс x, y, z , проекций скоростей V_x, V_y, V_z :

$$\begin{cases} \dot{x} = V_x, \\ \dot{y} = V_y, \\ \dot{z} = V_z; \end{cases} \quad \begin{cases} \dot{V}_x = R_x / m, \\ \dot{V}_y = (R_y - G) / m, \\ \dot{V}_z = R_z / m; \end{cases} \quad (1)$$

а также для углов тангажа ϑ , крена γ , курса ψ и составляющих угловой скорости $\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}$ относительно осей связанной системы координат:

$$\begin{cases} \dot{\vartheta} = \omega_{y1} \sin \gamma + \omega_{z1} \cos \gamma, \\ \dot{\psi} = \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_{y1} \cos \gamma - \omega_{z1} \sin \gamma), \\ \dot{\gamma} = \omega_{x1} - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_{y1} \cos \gamma - \omega_{z1} \sin \gamma); \end{cases} \quad \begin{cases} J_{x1} \dot{\omega}_{x1} = (J_{y1} - J_{z1}) \omega_{y1} \omega_{z1} + M_{x1}, \\ J_{y1} \dot{\omega}_{y1} = (J_{z1} - J_{x1}) \omega_{x1} \omega_{z1} + M_{y1}, \\ J_{z1} \dot{\omega}_{z1} = (J_{x1} - J_{y1}) \omega_{x1} \omega_{y1} + M_{z1}, \end{cases} \quad (2)$$

где R_x, R_y, R_z – проекции равнодействующей сил тяг \bar{F}_i четырех винтомоторных групп $\bar{R} = \bar{F}_1 \blacksquare \bar{F}_2 \blacksquare \bar{F}_3 \blacksquare \bar{F}_4$ (см. рис. 1); M_{x1}, M_{y1}, M_{z1} – проекции главного момента сил тяг; J_{x1}, J_{y1}, J_{z1} – моменты инерции мультикоптера относительно осей связанной системы координат; m – масса мультикоптера; $G = mg$ – вес мультикоптера.

Проекции главного момента сил определяются по следующим формулам:

$$\begin{cases} M_{x1} = (F_1 + F_2 - F_3 - F_4)a \cos 45^\circ, \\ M_{y1} = M_{y1}^1 - M_{y1}^2 + M_{y1}^3 - M_{y1}^4, \\ M_{z1} = (F_1 - F_2 - F_3 + F_4)a \sin 45^\circ, \end{cases} \quad (3)$$

где a – расстояние от оси двигателя до центра масс квадрокоптера; M_{y1}^i ($i = 1 \dots 4$) – реактивные моменты винтомоторных групп, пропорциональные их тяге:

$$M_{y1}^i = k_M \cdot F_i, \quad (4)$$

где k_M – коэффициент пропорциональности.

Силы тяги F_i ($i = 1 \dots 4$) винтомоторных групп подвергаются прямому регулированию и позволяют формировать программное значение равнодействующей \bar{R} и вращающие моменты по каналам тангажа (M_{z1}) и крена (M_{x1}). Момент по каналу рысканья M_{y1} формируется за счет реактивных моментов M_{y1}^i . Для компенсации реактивных моментов винтомоторных групп половина двигателей мультикоптера вращаются по часовой стрелке, а другая половина – против часовой стрелки. Например, в случае использования квадрокоптера 1-й и 3-й двигатели вращаются в прямом направлении, а 2-й и 4-й – в обратном.

В приведенной математической модели сделан ряд допущений: не учтены кривизна земной поверхности, а также силы аэродинамического сопротивления (скорость полета не более 20 м/с), ускорение свободного падения принято постоянным (высота полета не более 200 м).

Система управления движением центра масс

Согласно техническому заданию траектория полета квадрокоптера будет задана рядом точек: $A_0 = O, A_1, A_2 \dots A_n$, где точка O – точка старта, A_n – точка посадки. Точки A_i ($i=1 \dots n$) заданы координатами (x_{Ai}, y_{Ai}, z_{Ai}) .

При синтезе алгоритма управления каждый отрезок траектории $A_{i-1}A_i$ рассматривается отдельно. Целью управления на отрезке $A_{i-1}A_i$ является достижение точки A_i с координатами x_{Ai}, y_{Ai}, z_{Ai} (рис. 2).

Выберем неподвижную систему координат таким образом, чтобы начало координат совпадало с целью A_i . Таким образом, цель управления – достижение начала координат. После того, как аппарат достиг цели, выбирается следующая цель и новая неподвижная система координат.

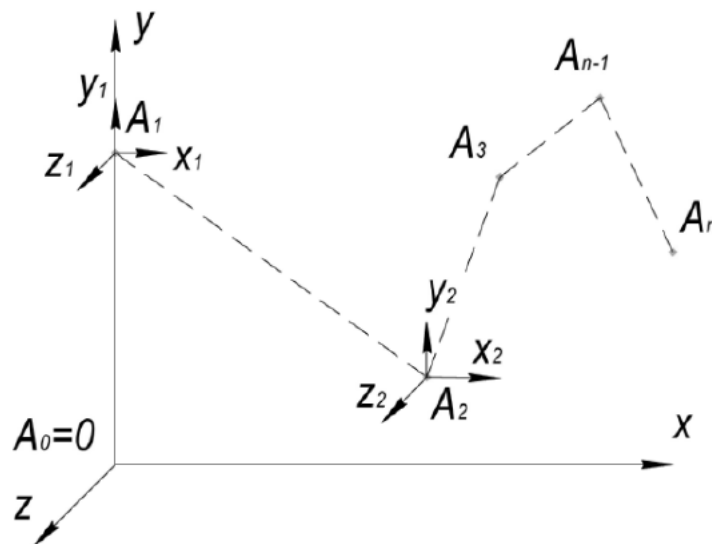


Рис. 2. Заданный маршрут движения

Структурная схема системы управления показана на рис. 3 и представляет собой трехканальную систему с жесткими обратными связями по координате и скорости. Каждый канал строится в соответствии с методом аналитического конструирования оптимальных регуляторов (АКОР) [1]. Например, для канала оси x уравнение объекта управления в матричной форме выводится из системы уравнений (1) и имеет следующий вид:

$$\dot{\bar{x}} = A\bar{x} + B\bar{u}_x,$$

$$\text{где } \bar{x} = \begin{pmatrix} x \\ V_x \end{pmatrix}, \quad \bar{u} = \frac{R_x}{m}, \quad A = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}, \quad B = \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix}.$$

Критерий оптимальности управления, обеспечивающий минимизацию рассогласования по координате и мощности управляющего воздействия, определяется по уравнению

$$J = \int (q_{11}x^2 + u^2)dt = \int (\bar{x}^T Q \bar{x} + \bar{u}^T \bar{u})dt,$$

где q_{11} – весовой коэффициент, позволяющий изменять значимость точности по отношению к затратам на управление; $Q = \begin{pmatrix} q_{11} & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}$ – матрица весовых коэффициентов критерия оптимальности.

В соответствии с методом АКОР решение задачи имеет вид:

$$\bar{u} = -(PB)^T \bar{x} = - \begin{pmatrix} p_{11} & p_{12} & 0 \\ p_{12} & p_{22} & 1 \end{pmatrix}^T \begin{pmatrix} x \\ V_x \end{pmatrix} = (p_{12}x + p_{22}V_x),$$

где симметричная матрица $P = \begin{pmatrix} p_{11} & p_{12} \\ p_{12} & p_{22} \end{pmatrix}$, то есть коэффициенты обратных связей p_{12} и p_{22} определяют из уравнения Риккати:

$$PA + A^T P - PBV^T P + Q = 0.$$

Каналы управления по осям y и z строятся аналогично, за исключением того, что управление по оси y определяется по формуле $u_y = \frac{R_y - G}{m}$, где G – вес летательного аппарата.

Структурная схема системы управления движением центра масс (УДЦМ) показана на рис. 3.

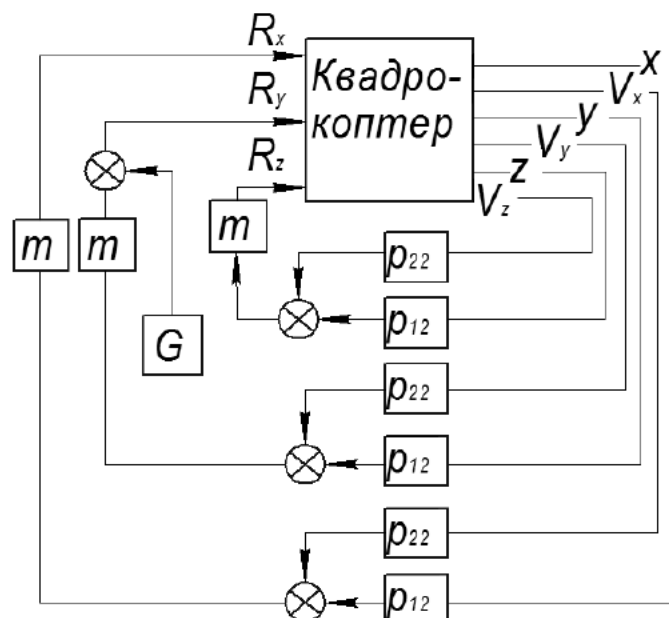


Рис. 3. Структурная схема системы УДЦМ

Программные значения величины равнодействующей и углов крена и тангажа находятся по формулам пересчета (ФП):

$$R^{\Pi} = \sqrt{(R_x^T)^2 + (R_y^T)^2 + (R_z^T)^2}, \quad \gamma_{\Pi} = \arcsin \frac{R_z^{\Pi}}{R^{\Pi}}, \quad \vartheta_{\Pi} = -\arcsin \frac{R_x^{\Pi}}{R^{\Pi} \cos \gamma_{\Pi}}.$$

Программное значение угла курса ψ_{Π} определяется, например, требуемым направлением фотокамеры. Полученные программные значения углов γ_{Π} , ϑ_{Π} , ψ_{Π} являются входными величинами для системы угловой стабилизации.

Система угловой стабилизации

Система угловой стабилизации (УС) обеспечивает разворот корпуса квадрокоптера в заданное угловое положение (γ_{Π} , ϑ_{Π} , ψ_{Π}). При синтезе системы УС линеаризуем уравнения движения (2), приняв следующие допущения: при полете мультикоптера положение всегда будет близко к горизонтальному и углы ϑ и γ малы. Кроме того, угловые скорости $\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}$ вращения квадрокоптера так же малы. У четом указанных допущений получим: $\omega_{x1}\omega_{y1} \approx 0$, $\omega_{y1}\omega_{z1} \approx 0$, $\omega_{x1}\omega_{z1} \approx 0$, $\sin \gamma \approx \gamma$, $\cos \gamma \approx 1$, $\cos \vartheta \approx 1$, $\operatorname{tg} \vartheta \approx \vartheta$, $\omega_{y1}\gamma \approx 0$, $\omega_{z1}\gamma \approx 0$, $\omega_{y1}\vartheta \approx 0$.

С учетом принятых допущений система уравнений углового движения мультикоптера примет вид трех независимых линейных систем уравнений:

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = \omega_{x1}, \\ \dot{\omega}_{x1} = \frac{M_{x1}}{I_{x1}}; \end{cases} \quad \begin{cases} \dot{\psi} = \omega_{y1}, \\ \dot{\omega}_{y1} = \frac{M_{y1}}{I_{y1}}; \end{cases} \quad \begin{cases} \dot{\vartheta} = \omega_{z1}, \\ \dot{\omega}_{z1} = \frac{M_{z1}}{I_{z1}}. \end{cases}$$

Как видно, уравнения имеют такую же форму (с точностью до обозначений), как уравнения движения центра масс (1). В результате применения метода АКОР будет получен аналогичный результат: трехканальная система с жесткими обратными связями по углам и угловым скоростям (рис. 4), позволяющая определить проекции главного момента M_x , M_y , M_z , обеспечивающие поворот аппарата в заданное угловое положение. Коэффициенты обратных связей по углам k_{γ} , k_{ψ} , k_{ϑ} и угловым скоростям k_{ω} определяются из уравнения Риккати.

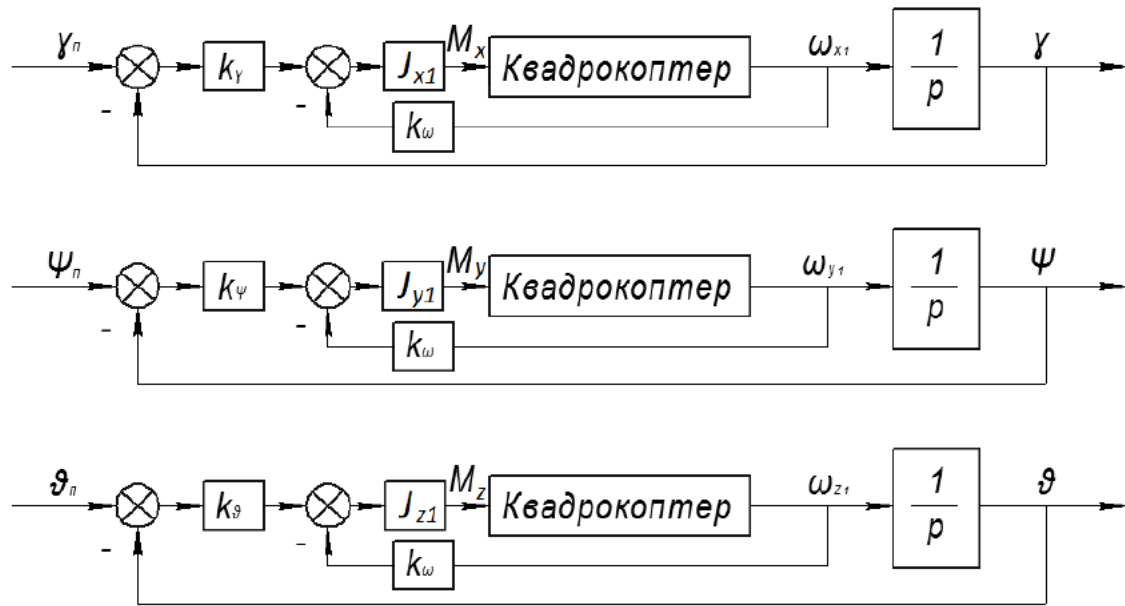


Рис. 4. Структурная схема системы угловой стабилизации

Требуемые значения проекций главного момента M_x , M_y , M_z обеспечиваются соотношением сил тяг винтомоторных групп по формулам, полученным путем решения системы уравнений (3) с учетом (4):

$$\begin{aligned} F_1 &= \frac{R_{II}}{4} + \frac{M_x}{4a \cdot \cos 45^\circ} \frac{M_z}{4a \sin 45^\circ} \frac{M_y}{4k_M}, \\ F_2 &= \frac{R_{II}}{4} + \frac{M_x}{4a \cdot \cos 45^\circ} \frac{M_z}{4a \sin 45^\circ} \frac{M_y}{4k_M}, \\ F_3 &= \frac{R_{II}}{4} - \frac{M_x}{4a \cdot \cos 45^\circ} \frac{M_z}{4a \sin 45^\circ} \frac{M_y}{4k_M}, \\ F_4 &= \frac{R_{II}}{4} - \frac{M_x}{4a \cdot \cos 45^\circ} \frac{M_z}{4a \sin 45^\circ} \frac{M_y}{4k_M}. \end{aligned}$$

При регулировании тяг винтомоторных групп F_1 , F_2 , F_3 , F_4 в соответствии с рассчитанными значениями движение мультикоптера будет происходить по заданному маршруту.

Моделирование работы системы управления

Работа системы управления движением квадрокоптера исследована с помощью модели (рис. 5), построенной в программе Matlab/Simulink, включающей подсистему управления движением центра масс, блок формул пересчета подсистему угловой стабилизации (УС) и математическую модель квадрокоптера. На рис. 5 обозначено: $\bar{x} = \{y, z, V_x, V_y, V_z\}$;

$\bar{\Phi} = \begin{Bmatrix} \varphi, \vartheta, \omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1} \end{Bmatrix}$. Подсистемы реализуют алгоритмы и формулы, приведенные выше.

На рис. 6 приведено изменение координат центра масс квадрокоптера,двигающегося под управлением предложенной системы. Рассмотрено движение на одном участке маршрута. Моделирование проведено для квадрокоптера массой 2 кг при следующих начальных координатах: $x_0 = -100$ м, $y_0 = -30$ м, $z_0 = -20$ м. Цель находится в начале координат.

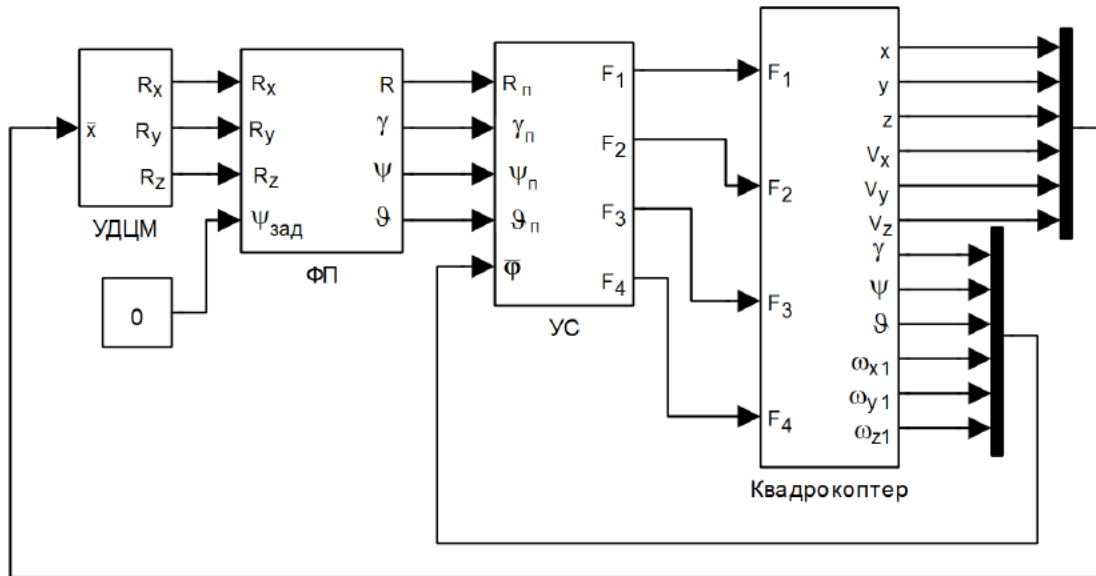


Рис. 5. Модель системы управления движением квадрокоптера

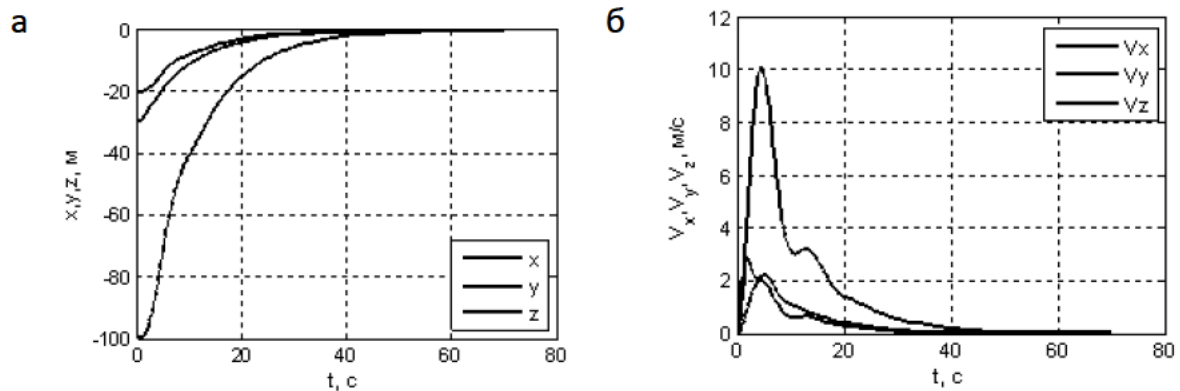


Рис. 6. Результат моделирования полета квадрокоптера:
а – изменение координат; б – изменение скоростей

При исследовании системы автопилот–мультикоптер была проведена оптимизация коэффициентов обратных связей p_{12} , p_{22} , k_γ , k_φ , k_ϑ , k_ω по быстродействию работы автопилота. Значения, рассчитанные мето-

дом АКОР, являются приближенными, так как получены при рассмотрении каналов управления изолированно от других каналов и при введении ряда допущений. Приближенные значения приняты в качестве начальных значений при оптимизации.

Из анализа графиков на рис. 6 видно, что квадрокоптер при заданных начальных условиях достиг цели с остановкой за 50 с.

Список литературы

1. Александров А.Г. Оптимальные и адаптивные системы. М.: Высшая школа, 2003. 264 с.
2. Разоренов Г.Н., Бахрамов Э.А., Титов Ю.Ф. Системы управления летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 2003. 583 с.

D.V. Sitnikov, Y.A. Burian, G.S. Russkih

MOTION CONTROL SYSTEM OF MULTICOPTER

The principle of synthesis of multicopter control systems consisting of two subsystems: motion control system of center of mass and angular stabilization system. The control system is implemented on the basis of the microcontroller, whose mission is to provide a multicopter movement for a given route and control the stabilization of the apparatus in the air in a horizontal or in a specified angular position by applying control signals to engines.

Key words: multicopter, quadrocopter, UAV, the autopilot, motion control system, angular stabilization.

Получено 08.09.2012

УДК 620.179.1.082.7:658.58

К.В. Подмастерьев, д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой, (4862) 41-98-03, asms-orel@mail.ru (Россия, Орел, Госуниверситет-УНПК)

СОСТОЯНИЕ И ИНСТРУМЕНТАЛЬНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ МЕТОДОВ МОНИТОРИНГА УЗЛОВ ТРЕНИЯ

Представлены результаты анализа состояния и направлений развития электрических методов трибомониторинга; установлены задачи, эффективно решаемые этими методами; приведено описание разработанных творческим коллективом кафедры приборостроения, метрологии и сертификации Госуниверситета – УНПК средств контроля и диагностирования узлов трения.

Ключевые слова: контроль, диагностика, мониторинг, электрические методы и средства, узлы трения

Введение

При проведении трибологических исследований, испытаний, диагностики, контроля и прогнозирования технического состояния узлов трения возникает необходимость в количественной оценке ряда факторов