

УДК 62-523.8

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ МУЛЬТИКОПТЕРА ПО КРИТЕРИЮ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ РЕСУРСОВ

В. К. Тытюк

Криворожский национальный университет

ул. XXII Партсъезда, 11, г. Кривой Рог, 50027, Украина. E-mail: dinalt2006@gmail.com

В настоящее время стремительно расширяется область применения беспилотных летательных аппаратов, одной из наиболее перспективных схем которых является мультикоптер. В связи с расширением области применения мультикоптеров и увеличением их установленной мощности несомненную актуальность приобретают вопросы оптимизации энергопотребления мультикоптеров.

Рассмотрена известная математическая модель движения квадрокоптера. Привод винта осуществляется электроприводом постоянного тока или другим, близким к нему по свойствам. Момент сопротивления электропривода винта пропорционален квадрату его угловой скорости, как и создаваемое винтом тяговое усилие. На основе этой модели получены аналитические выражения для оценки суммарного энергопотребления и показателя эффективности преобразования ресурсов при вертикальном перемещении квадрокоптера по трапециевидной траектории. Установлено, что положение экстремумов энергопотребления и показателя эффективности преобразования ресурсов достигается при различающихся параметрах траектории подъема квадрокоптера.

Ключевые слова: квадрокоптер, энергопотребление, эффективность, оптимальное управление.

УПРАВЛІННЯ РУХОМ МУЛЬТИКОПТЕРА ЗА КРИТЕРІЄМ ЕФЕКТИВНОСТІ ПЕРЕТВОРЕННЯ РЕСУРСІВ

В. К. Тытюк

Криворізький національний університет

вул. XXII Партз'їзду, 11, м. Кривий Ріг, 50027, Україна. E-mail: dinalt2006@gmail.com

На данный час стрімко розширюється область застосування безпілотних літальних апаратів, однією з найбільш перспективних схем яких є мультикоптер. У зв'язку з розширенням області застосування мультикоптерів і збільшенням їх встановленої потужності значної актуальності набувають питання оптимізації енергоспоживання мультикоптерів.

Розглянуто відому математичну модель руху квадрокоптера. Привід гвинта здійснюється електроприводом постійного струму або іншим, близьким до нього за властивостями. Момент опору електроприводу гвинта пропорційний квадрату його кутової швидкості, як і створюване гвинтом тягове зусилля. На основі цієї моделі отримано аналітичні вирази для оцінки сумарного енергоспоживання та показника ефективності перетворення ресурсів при вертикальному переміщенні квадрокоптера по трапецієподібній траєкторії. Встановлено, що положення екстремумів енергоспоживання та показника ефективності перетворення ресурсів досягаються при неспівпадаючих параметрах траєкторії підйому квадрокоптера.

Ключові слова: квадрокоптер, енергоспоживання, ефективність, оптимальне управління.

АКТУАЛЬНОСТЬ РАБОТЫ. В последние десятилетия, в связи с возможностью использования беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) в военных и гражданских целях, такие аппараты приобретают все большую популярность. Сегодня БПЛА используются в основном для целей наблюдения и контроля.

Летательные аппараты, которые используют вертикальный взлет и посадку, имеют много преимуществ по сравнению с другими мобильными роботами при работе в условиях загроможденной среды, например, в офисных зданиях и торговых центрах, выполнении поисково-спасательные операции после землетрясений, взрывов, ведении поиска жертв несчастных случаев или стихийных бедствий, не рискуя человеческими жизнями.

В настоящее время активно развивается такое направление беспилотных летательных аппаратов, как мультикоптеры. Их основные преимущества по сравнению с аппаратами вертолетного типа – простота и надежность конструкции, компактность, большая грузоподъемность.

Мультикоптер состоит из центральной части и нескольких лучей (обычно от 3 до 12). На концах лучей крепятся электродвигатели с воздушными винтами. В центральной части установлена полезная нагрузка и модуль управления движением, который обрабатывает сигналы с датчиков и пульта управления, а затем формирует управляющие сигналы для двигателей.

Мультикоптер является динамически неустойчивым объектом, поэтому вопросы управления движением мультикоптера чрезвычайно важны. В связи с расширением области применения мультикоптеров несомненную актуальность приобретают вопросы экономичности работы мультикоптеров.

Автоматизированное управление движением мультикоптера состоит из двух взаимосвязанных задач:

– выработка траектории движения мультикоптера, учитывающей рельеф, наличие и характер препятствий;

– стабилизация положения мультикоптера около выбранной траектории, компенсация влияния ветровой нагрузки и прочих возмущающих воздействий.

В настоящее время известно большое число работ, посвященных различным подходам к решению второй задачи о стабилизации движения мультикоптера.

В [1] рассмотрены вопросы, связанные со стабилизацией квадрокоптера в точке с заданным значением высоты подъема. В [2] рассмотрены вопросы синтеза системы управления квадрокоптером на основе уравнений Риккати в нелинейном пространстве состояний. В [3] рассмотрены вопросы разработки системы стабилизации квадрокоптера с использованием аппарата нейронных сетей.

Выбор того или иного метода во многом зависит от условий задач, возлагаемых на квадрокоптер. К тому же одни и те же алгоритмы могут давать неодинаковые результаты для разных конструкций аппарата, поэтому для каждого случая имеет смысл опробовать несколько методик и выбрать наиболее подходящую. Для режимов полета, близких к режиму зависания, часто используют ПИД-регуляторы, которые дают хороший результат при небольших возмущающих воздействиях. С переменным успехом применяются линейно-квадратичные регуляторы, нелинейное управление со скользящим режимом и др.

Наиболее перспективным является создание адаптивных алгоритмов управления, суть которых заключается в использовании различных методик стабилизации при различных режимах и условиях полета квадрокоптера.

Работ, посвященных выработке траектории движения квадрокоптера, имеется значительно меньше, т.к. основным источником управления на настоящем этапе развития данной техники является человек-оператор, оснащенный пультом управления.

Например, в [4] рассмотрены вопросы формирования траектории квадрокоптера для обхода известных препятствий с использованием нечеткой логики.

Однако с увеличением габаритов и мощности электропривода современных квадрокоптеров становится все более актуальной задача формирования траекторий движения, оптимальных в технико-экономическом смысле. Одним из наиболее перспективных технико-экономических критериев, которые могут быть применены для сравнительного анализа траекторий квадрокоптера, является предложенный авторами в [5] критерий эффективности преобразования ресурсов.

Целью работы является разработка математической модели ресурсопотребления квадрокоптера и изучение возможности создания системы выработки траектории перемещения, оптимальной по критерию эффективности преобразования ресурсов.

МАТЕРИАЛ И РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ.

Для описания динамики квадрокоптера может использоваться два подхода: второй закон Ньютона или уравнения Лагранжа [6]. Будем использовать

первый способ как более наглядный и удобный для вычислений. Динамика твердого тела под действием внешних сил, приведенных к центру масс, в системе координат, связанной с телом, описывается матричным уравнением [6]:

$$\begin{bmatrix} mE_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega \times mV \\ \omega \times I\omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F \\ \tau \end{bmatrix},$$

где m – масса тела; $E_{3 \times 3}$ – единичная матрица размерности 3×3 ; $I \in \mathcal{R}^{3 \times 3}$ – тензор инерции твердого тела; V – линейная скорость центра масс; ω – угловая скорость вращения тела относительно центра масс; F – главный вектор внешних сил; τ – главный вектор момента внешних сил.

Движение квадрокоптера будем рассматривать в двух взаимосвязанных системах координат: в глобальной инерционной системе координат, связанной с землей, и локальной системе координат, связанной с квадрокоптером. Начало глобальной системы координат расположено в точке старта БПЛА, начало локальной системы координат расположено в центре масс БПЛА, ориентировочно – в точке пересечения балок квадрокоптера.

Тогда движение БПЛА можно рассматривать как сумму двух движений – движение центра масс в глобальной системе координат и сферического движения БПЛА (вращательных движений относительно осей локальной системы координат).

Расчетная геометрическая схема квадрокоптера изображена на рис. 1.

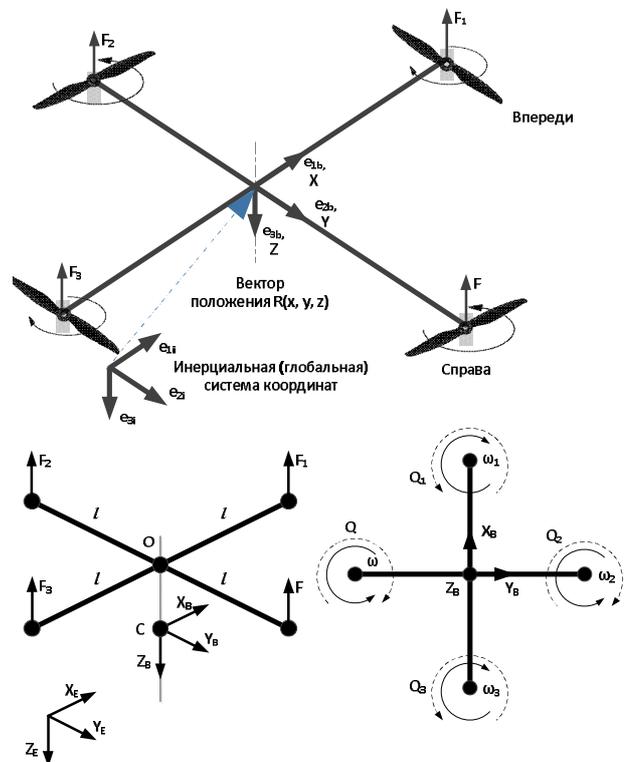


Рисунок 1 – Схема усилий и системы координат квадрокоптера

Положение БПЛА в глобальной системе координат определяется вектором положения $r^T = (x, y, z)$. Ориентация корпуса БПЛА в пространстве задается углами Эйлера, традиционно называемыми углом рысканья (yaw) ψ , углом тангажа (pitch) θ и углом крена ϕ (roll), которые образуют вектор $\Omega^T = (\psi, \theta, \phi)$.

Ось OX совмещена с продольной осью аппарата и направлена к носовой части. Ориентация подвижной системы координат относительно неподвижной определяется с помощью углов Эйлера. Углу крена ϕ соответствует поворот подвижной системы координат вокруг оси OX , углу тангажа θ – поворот вокруг оси OY , углу рысканья ψ – вокруг оси OZ , соответственно.

Движение центра масс БПЛА в общем случае описывается уравнением, полученным на основании второго закона Ньютона:

$$m\ddot{r} = -mg \begin{pmatrix} \rightarrow \\ e_z \end{pmatrix} + R(\psi, \theta, \phi) \vec{u}, \quad (1)$$

где $\ddot{r} = (\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z})^T$ – вектор ускорения центра масс БПЛА; $\begin{pmatrix} \rightarrow \\ e_z \end{pmatrix} = (0, 0, 1)^T$ – орт, направленный по вертикальной оси; $R(\psi, \theta, \phi)$ – матрица перехода из локальной системы координат квадрокоптера в глобальную систему координат; \vec{u} – векторная сумма неконсервативных сил, действующих на систему. На БПЛА воздействуют силы тяги отдельных винтов F1–F4, силы сопротивления движению и др.

Пренебрегая влиянием сил сопротивления движению, будем считать, что на БПЛА воздействуют только тяговые усилия винтов.

Сила тяги – результирующая сила, действующая на винт перпендикулярно плоскости вращения:

$$T = C_T \rho A (\omega R)^2,$$

где ρ – плотность воздуха; R – радиус винта; ω – скорость вращения винта; A – площадь, ометаемая винтом.

Таким образом, можно считать, что сила тяги, производимая отдельным двигателем, равняется:

$$F_i = b_i \omega_i^2, \quad (2)$$

где b_i – некоторая числовая константа, зависящая от конструкции пропеллера: от его геометрических размеров, от угла наклона лопастей и других конструктивных особенностей; ω_i – угловая скорость пропеллера [7].

В наиболее общем случае переменные b_i, ω_i имеют различные значения для отдельных пропеллеров квадрокоптера и являются каналами управления БПЛА.

Тогда

$$\vec{u} = \sum_{i=1}^4 \vec{F}_i = \left(\sum_{i=1}^4 b_i \omega_i^2 \right) \vec{e}_z = u \vec{e}_z. \quad (3)$$

Матрица вращения $R(\psi, \theta, \phi)$ имеет следующий известный вид:

$$R(\psi, \theta, \phi) = \begin{pmatrix} c_\psi c_\theta & c_\psi s_\theta s_\phi - s_\psi c_\phi & c_\psi s_\theta c_\phi + s_\psi s_\phi \\ s_\psi c_\theta & s_\psi s_\theta s_\phi + c_\psi c_\phi & s_\psi s_\theta c_\phi - c_\psi s_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{pmatrix}. \quad (4)$$

Здесь приняты обозначения: $\sin \alpha = s\alpha$; $\cos \alpha = c\alpha$. Выполняя матричное умножение во втором слагаемом (1), получим следующее:

$$u \begin{pmatrix} c_\psi c_\theta & c_\psi s_\theta s_\phi - s_\psi c_\phi & c_\psi s_\theta c_\phi + s_\psi s_\phi \\ s_\psi c_\theta & s_\psi s_\theta s_\phi + c_\psi c_\phi & s_\psi s_\theta c_\phi - c_\psi s_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} = u \begin{pmatrix} c_\psi s_\theta c_\phi + s_\psi s_\phi \\ s_\psi s_\theta c_\phi - c_\psi s_\phi \\ c_\theta c_\phi \end{pmatrix}.$$

Тогда уравнение движения центра масс БПЛА может быть представлено в виде следующей системы обыкновенных дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases} \ddot{x} = -(c_\psi s_\theta c_\phi + s_\psi s_\phi) u/m; \\ \ddot{y} = -(s_\psi s_\theta c_\phi - c_\psi s_\phi) u/m; \\ \ddot{z} = g - (c_\theta c_\phi) u/m. \end{cases} \quad (5)$$

Для изучения элементов сферического движения БПЛА в локальной системе координат необходимо составить уравнения вращательного движения БПЛА под воздействием приложенных вращающих моментов.

В матричном виде уравнение движения БПЛА в локальной системе координат имеет вид:

$$J \ddot{\Omega} = -(\dot{\Omega} \times J \dot{\Omega}) - M_G + M. \quad (6)$$

В этом уравнении J – матрица инерции, которая представляет собой диагональную матрицу третьего порядка с моментами инерции J_x, J_y, J_z относительно соответствующих осей; M – вектор вращающих моментов, приложенных к телу БПЛА; M_G – вектор гироскопических моментов, возникающих при вращении отдельных винтов.

Вектор вращающих моментов M может быть вычислен следующим образом:

$$M = \begin{pmatrix} L(F_2 - F_4) \\ L(F_1 - F_3) \\ d(F_1 - F_2 + F_3 - F_4) \end{pmatrix}, \quad (7)$$

где L – длина плеча квадрокоптера; d – коэффициент лобового сопротивления.

Усилия F_i определяются согласно выражению (2).

Вектор гироскопических моментов M_G равняется

$$M_G = J_R \left(\dot{\Omega} \times \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \right) (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4), \quad (8)$$

где J_R – момент инерции винта относительно его оси вращения.

Введем следующие обозначения:

$$\begin{aligned} u_1 &= (b_1\omega_1^2 + b_2\omega_2^2 + b_3\omega_3^2 + b_4\omega_4^2); \\ u_2 &= b_2\omega_2^2 - b_4\omega_4^2; \\ u_3 &= b_1\omega_1^2 - b_3\omega_3^2; \\ u_4 &= d(b_1\omega_1^2 + b_3\omega_3^2 - b_2\omega_2^2 - b_4\omega_4^2); \\ u_G &= (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4) \end{aligned} \quad (9)$$

С учетом принятых обозначений, система уравнений движения БПЛА (6) в виде системы обыкновенных дифференциальных уравнений для локальной системы координат примет вид:

$$\begin{cases} \ddot{\Phi} = \dot{\Phi}\dot{\psi}\left(\frac{J_y - J_x}{J_x}\right) - \frac{J_R}{J_x}u_G\dot{\Phi} + \frac{L}{J_x}u_2; \\ \ddot{\Theta} = \dot{\Phi}\dot{\psi}\left(\frac{J_z - J_x}{J_y}\right) - \frac{J_R}{J_y}u_G\dot{\Phi} + \frac{L}{J_y}u_3; \\ \ddot{\psi} = \dot{\Phi}\dot{\Theta}\left(\frac{J_x - J_y}{J_z}\right) + \frac{1}{J_z}u_4. \end{cases} \quad (10)$$

Уравнения (5) и (10), рассматриваемые совместно, описывают полное движение квадрокоптера в пространстве.

Рассмотрим процессы и параметры движения квадрокоптера при подъеме груза по симметричной трапецеидальной траектории. Предположим, что нам необходимо обеспечить подъем груза на заданную высоту H с заданной скоростью v_0 и ускорением a (рис. 2).

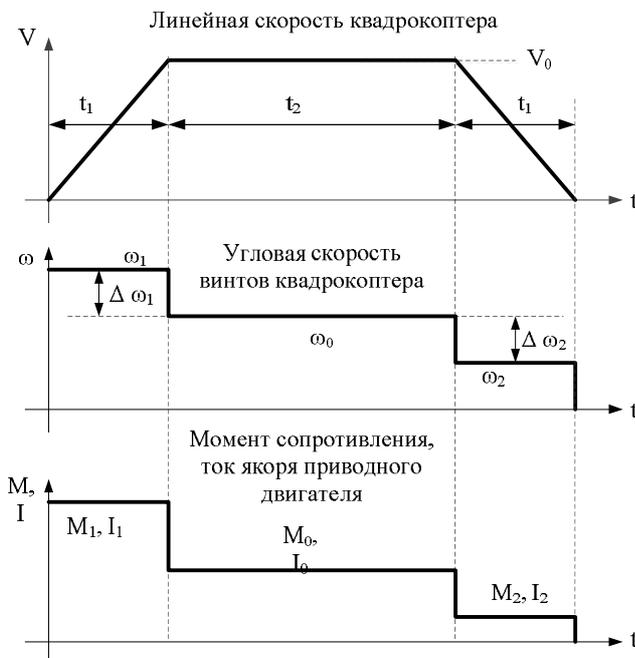


Рисунок 2 – Временные диаграммы скоростей и моментов квадрокоптера при подъеме груза

Время разгона квадрокоптера до заданной скорости v при заданном ускорении a составит: $t_1 = v_0 / a$. Очевидно, время торможения $t_2 = t_1$. Путь, преодолеваемый квадрокоптером в процессе разгона и торможения, равняется: $S_1 = v_0 t_1$. Тогда время движения с установившейся скоростью $t_2 = (H - v_0 t_1) / v_0$.

Пусть вес квадрокоптера равняется m , ускорение свободного падения – g .

Полагая конструкцию квадрокоптера симметричной (коэффициенты b_i равны), получим угловую скорость винта, необходимую для зависания квадрокоптера, равную:

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{mg}{Nb}}, \quad (11)$$

где N – количество винтов мультикоптера.

Для случая подъема с постоянным ускорением, равным

$$a = amg,$$

уравнение движения квадрокоптера по оси OZ примет следующий вид:

$$Nb(\omega_0 + \Delta\omega_1)^2 - mg = amg,$$

отсюда находим:

$$Nb(\omega_0 + \Delta\omega_1)^2 = mg(a + 1);$$

$$\Delta\omega_1 = \sqrt{\frac{mg}{Nb}(a + 1)} - \omega_0 = \omega_0(\sqrt{1 + a} - 1); \quad (12)$$

$$\omega_1 = \omega_0 + \Delta\omega_1 = \omega_0\sqrt{1 + a}.$$

Соответственно, при спуске с постоянным ускорением

$$Nb(\omega_0 - \Delta\omega_1)^2 - mg = -amg;$$

$$\Delta\omega_2 = \omega_0 - \sqrt{\frac{mg}{Nb}(a - 1)} = \omega_0(1 - \sqrt{1 - a}); \quad (13)$$

$$\omega_2 = \omega_0 - \Delta\omega_2 = \omega_0\sqrt{1 - a}.$$

В силу квадратичной зависимости тягового усилия винта от угловой скорости, для движения вверх и вниз с равным ускорением необходимы различные по величине приращения угловой скорости.

Так как момент сопротивления приводу винта также пропорционален квадрату его угловой скорости, как и развиваемое винтом тяговое усилие, то мы можем перейти от диаграммы угловых скоростей вращения винтов квадрокоптера к нагрузочной диаграмме привода винтов квадрокоптера (рис. 2), полагая, что

$$M_{Ti} = \beta\omega_i^2. \quad (14)$$

Кроме момента сопротивления вращению винтов необходимо также учесть момент сопротивления, обусловленный силой лобового сопротивления воздуха. Сила лобового сопротивления воздуха может

быть вычислена по выражению $X = -\frac{1}{2}C_x S_p V |V|$,

где C_x – коэффициент лобового сопротивления (величина непостоянная, зависящая от многих факторов), S – фронтальная площадь фюзеляжа квадрокоптера.

Определим потребляемую электроприводом винта электрическую мощность и энергию, предполагая, что привод винта осуществляется электроприводом постоянного тока или другим, близким к нему по свойствам.

Мощность, потребляемая электроприводом от источника питания, при заданной нагрузке и угловой скорости может быть вычислена по известному выражению:

$$P_e = M\omega + I_a^2 R + \Delta P_{const}.$$

Рассмотрим влияние этих составляющих момента сопротивления на энергопотребление привода квадрокоптера. Для составляющей момента на преодоление сопротивления вращению винтов получим следующее. С учетом выражения для момента сопротивления винта, а также полагая, что электромагнитный момент привода прямо пропорционален его току якоря, получим

$$P_e = \beta\omega^3 + \frac{\beta^2\omega^4}{K_M^2} R + \Delta P_{const}. \quad (15)$$

Электрическая энергия, потребленная электроприводом квадрокоптера в процессе подъема груза, будет равняться:

$$E = \left(\beta\omega_0^3 + \frac{\beta^2\omega_0^4}{K_M^2} R + \beta\omega_0^3 + \frac{\beta^2\omega_0^4}{K_M^2} R + 2\Delta P_{const} \right) t_1 + \left(\beta\omega_0^3 + \frac{\beta^2\omega_0^4}{K_M^2} R + \Delta P_{const} \right) t_2 + \left(\gamma v_0^2 \omega_0 + \frac{\gamma v_0^2 R}{K_M^2} \right) t_2. \quad (16)$$

Полная электроэнергия, потребленная электроприводом квадрокоптера, будет зависеть от суммарного веса квадрокоптера и поднимаемого груза, от принятых значений скорости подъема и ускорения.

В основополагающих работах по теории эффективности процессов преобразования ресурсов [5] разработан универсальный технико-экономический критерий оценки разнообразных технологических процессов – показатель эффективности преобразования ресурсов.

В [5] получены аналитические выражения для вычисления показателя эффективности преобразования ресурсов в ходе технологического процесса. В наиболее простом случае это выражение имеет вид:

$$k_e = \frac{(p-r)|p-r|}{prt^2}, \quad (17)$$

где p , r – стоимостные показатели выходного и входного продуктов преобразования; t – длительность процесса преобразования.

В качестве входного продукта преобразования будем рассматривать только потребленную электроэнергию, пренебрегая прочими входными продуктами, например, износом основного оборудования.

Для расчетов показателя эффективности преобразования ресурсов примем выходной продукт равным $p = 10000$.

В табл. 1 приведены технические характеристики квадрокоптера и приводного двигателя, использованные в последующих расчетах.

Таблица 1 – Параметры квадрокоптера

Параметр	Значение	Единица измерения
g	9,81	м/с ²
m	0,5	кг
b	$4,8 \cdot 10^{-3}$	кг·м ²
Параметры приводного двигателя		
K_M	9,81	В/с
R_a	0,19	Ом
ΔP_{const}	4,9	Вт

На рис. 3 приведены графики зависимости суммарного энергопотребления квадрокоптера при подъеме на высоту $H = 90$ м при изменении линейной скорости и ускорения квадрокоптера, а также соответствующие графики показателя эффективности преобразования ресурсов.

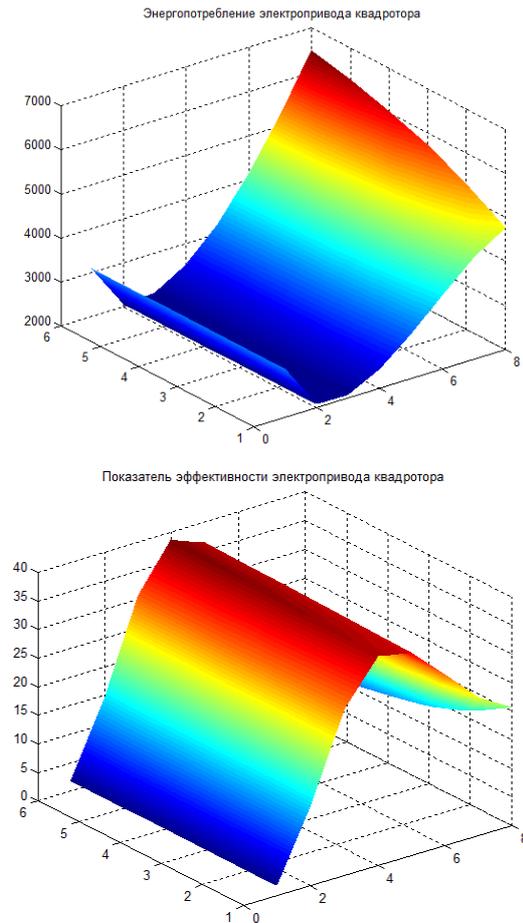


Рисунок 3 – Показатели энергопотребления квадрокоптера при изменении параметров траектории подъема

На рис. 4. приведені графіки залежності суммарного енергопотреблення квадрокоптера і показателя ефективності преобразования ресурсів від лінійної швидкості квадрокоптера, розраховані для прискорення, рівного $a = 0,5mg$.

Із отриманих графіків видно, що положення екстремумів енергопотреблення і показателя ефективності досягаються при різних значеннях швидкості і прискорення, причому положення цих екстремумів досягається при різних значеннях на величину приблизно 15 % значення швидкості підйому квадрокоптера.

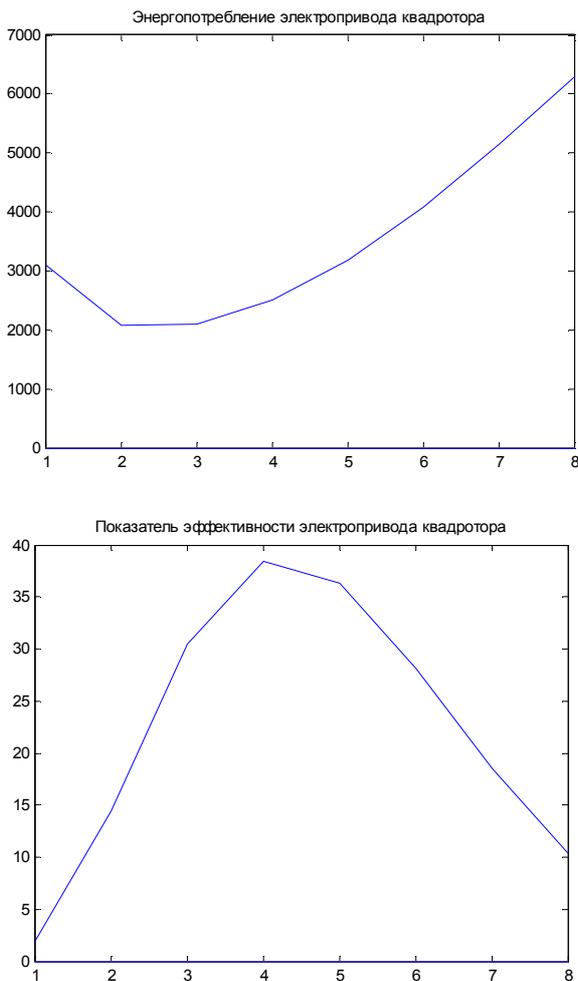


Рисунок 4 – Показатели энергопотребления квадрокоптера при изменении скорости перемещения при постоянном ускорении

ВЫВОДЫ. Известная математическая модель движения квадрокоптера дополнена необходимыми для оценки суммарного энергопотребления и эффективности процессов управления элементами.

По полученным выражениям выполнены расчеты энергопотребления квадрокоптера и показателя эффективности преобразования ресурсов при раз-

личных параметрах трапецеидальной траектории подъема груза.

Установлено, что положение экстремумов энергопотребления и показателя эффективности достигаются при различающихся значениях скорости подъема квадрокоптера. Структура критерия эффективности преобразования ресурсов предъявляет особые требования к архитектуре системы оптимального управления по этому критерию.

ЛИТЕРАТУРА

1. Tayebi A., McGilvray S. Attitude Stabilization of a VTOL Quadrotor Aircraft // IEEE Transactions on control systems technology. – 2006. – Iss. 14. – PP. 562–571.
2. Voos H. Nonlinear State-Dependent Riccati Equation Control of a Quadrotor UAV // Proc. of the IEEE Conference on Control Applications. – 2006. – Munich, Germany.
3. Voos H. Nonlinear and Neural Network-based Control of a Small Four-Rotor Aerial Robot // Proc. of the IEEEIASME Int. Conference on Advanced Intelligent Mechatronics. – 2007. – Zurich, CH.
4. Bouabdallah S., Becker M., V. de Perrot, Siegwart R. Toward Obstacle Avoidance on Quadrotors // Proceedings of the XII International Symposium on Dynamic Problems of Mechanics (DINAME 2007), February 26–March 2. – Brazil.
5. Луценко И.А. Основы теории эффективности. – Канада: Altaspera Publishing & Literary Agency Inc., 2012. – 65 с.
6. Bouabdallah S. Design and control of quadrotors with application to autonomous flying // École Polytechnique Fédérale de Lausanne. – 2007.
7. Leishman J.G. Principles of Helicopter Aerodynamics // Cambridge University Press.
8. Fay G. Derivation of the aerodynamic forces for the mesicopter simulation. – 2001.
9. Guenard N. and oth. Control laws for the teleoperation of an unmanned aerial vehicle known as an x4-flyer // Proc. (IEEE) International Conference on Intelligent Robots (IROS'06). – Beijing, China, 2006.
10. Pounds P., Mahony R., Gresham J. and oth. Towards Dynamically-Favourable Quad-Rotor Aerial Robots. – 2004.
11. Hoffmann G.M., Huang H., Waslander S.L., Tomlin C.J. Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment. – 2007.
12. Gjioni E., AbouSleiman R., Korff D., Yang H. The Oakland university unmanned aerial quadrotor system. – 2008.
13. Barnes W. and McCormick W. Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics. – New York: Wiley, 1995.
14. Beji L., Abichou A. Trajectory and Tracking of a Mini-Rotorcraft // Proceedings of the 2005 IEEE Int.

Conf. on Robotics and Automation, 2005. – PP. 2618–2623.

15. Beji L., Abichou A., Slim R. Stabilization with Motion Planning of a Four Rotor Mini-rotorcraft for Terrain Missions // Fourth Int. Conf. on Intelligent Sys-

tems Design and Applications (ISDA), 2004. – PP. 335–340.

16. Fliess M., Levine J., Martin Ph., Rouchon P.A Lie Bocklund approach to equivalence and flatness of nonlinear systems // IEEE Trans. Automat. Control. – 1999. – Iss. 44. – № 5. – PP. 922–937.

MOTION CONTROL MULTICOPTER BASED ON THEIR PERFORMANCE CONVERSION OF RESOURCES

V. Tytyuk

Kryvyi Rih National University

ul. XXII Partsyezda, 11, Kryvoi Rog, 50027, Ukraine. E-mail: dinalt2006@gmail.com

Nowadays field of application of unmanned aerial vehicles expanding rapidly. One of most perspective configurations of unmanned aerial vehicles is multicopter. Due to expanding of field of application of multicopters and their rated power growth – questions of power consumption optimization gets topicality.

Well known mathematical model of quadcopter motion been considered. Propeller is powered by DC drive or any other with similar properties. Torque moment proportional to the square of the propeller angular velocity as produced propeller thrust too. Based on this model analytical expression for total power consumption and resources conversion effectiveness for vertical and trapezoidal trajectories was proposed. Found, that extrema positions for power consumption and effectiveness index achieved for different quadcopter trajectory parameters.

Key words: quadrotor, energy consumption, effectiveness, optimal control.

REFERENCES

1. Tayebi, A. and McGilvray, S. (2006), "Attitude Stabilization of a VTOL Quadrotor Aircraft", *IEEE Transactions on control systems technology*, Vol. 14, pp. 562–571.

2. Voos, H. (2006), "Nonlinear State-Dependent Riccati Equation Control of a Quadrotor UAV", *Proc. of the IEEE Conference on Control Applications*, Munich, Germany.

3. Voos, H. (2007), "Nonlinear and Neural Network-based Control of a Small Four-Rotor Aerial Robot", *Proc. of the IEEE/ASME Int. Conference on Advanced Intelligent Mechatronics*, Zurich, Switzerland.

4. Bouabdallah, S., Becker, M., V. de Perrot and Siegwart, R. (2007), "Toward Obstacle Avoidance on Quadrotors", *Proceedings of the XII International Symposium on Dynamic Problems of Mechanics (DINAME 2007)*, Brazil, February 26–March 2.

5. Lutsenko, I. (2012), *Osnovy teorii effektivnosti* [Fundamentals of the theory of efficiency], Altaspera Publishing & Literary Agency Inc., Canada. (in Russian)

6. Bouabdallah, S. (2007), "Design and control of quadrotors with application to autonomous flying", École Polytechnique Fédérale de Lausanne, Switzerland.

7. Leishman, J.G., "Principles of Helicopter Aerodynamics", Cambridge University Press, Great Britain.

8. Fay, G. (2001), "Derivation of the aerodynamic forces for the mesicopter simulation".

9. Guenard, N. et al. (2006), "Control laws for the teleoperation of an unmanned aerial vehicle known as an x4-flyer," *Proc. (IEEE) International Conference on Intelligent Robots (IROS'06)*, Beijing, China.

10. Pounds, P., Mahony, R., Gresham, J., Corke, P. and Roberts, J. (2004), Towards Dynamically-Favourable Quad-Rotor Aerial Robots.

11. Hoffmann, G.M., Huang, H., Waslander, S.L., and Tomlin, C.J. (2007), Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment.

12. Gjioni, E. AbouSleiman, R., Korff, D. and Yang, H. (2008), The Oakland university unmanned aerial quadrotor system, Oakland, California, USA.

13. Barnes, W. and McCormick, W. (1995), Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics, Wiley, New York, USA.

14. Beji, L. and Abichou, A. (2005), "Trajectory and Tracking of a Mini-Rotorcraft", *Proceedings of the 2005 IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation*, pp. 2618–2623.

15. Beji, L., Abichou, A. and Slim, R. (2004), "Stabilization with Motion Planning of a Four Rotor Mini-rotorcraft for Terrain Missions", *Fourth Int. Conf. on Intelligent Systems Design and Applications (ISDA)*, pp. 335–340.

16. Fliess, M., Levine, J., Martin, Ph. and Rouchon, P. (1999), "A Lie Bocklund approach to equivalence and flatness of nonlinear systems", *IEEE Trans. Automat. Control*, Vol. 44, no. 5, pp. 922–937.

Стаття надійшла 11.11.2013.