

УДК 629.7.05

В.И. КОРТУНОВ, ХУССЕЙН М. ВАТИК

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

## УПРАВЛЕНИЕ КВАДРОРОТОРОМ НА ЭТАПЕ ПОСАДКИ

В статье рассмотрена задача автоматической посадки БЛА вертикального взлета и посадки типа квадросотора с использованием видеоинформации от оптических датчиков. Приведена динамика движения такого типа аппаратов, исследованы особенности управления такими объектами и синтезирована структура системы управления. В составе системы управления предполагается использовать видеокамеру, как датчик углового положения аппарата относительно места посадки, определяющего углы и смещение через параметры проективного преобразования видеокамеры. На этапе моделирования управлением квадросотором исследовано влияние частоты обработки кадров видеоинформации на качество управления.

**Ключевые слова:** квадросотор, управление, посадка, летательный аппарат, синтез системы управления, видеоправление.

## Введение

Группу беспилотных летательных аппаратов (БЛА), обладающих способностью вертикального взлета и посадки (ВВП) (англ. *Vertical Take-Off and Landing, VTOL*), составляют такие БЛА как вертолеты, квадросоторы (*Quad-Rotor*) [1], дактофаны (*Ducted fan MAV-Miniature Aerial Vehicle*) [2] и др.

Такая способность БЛА существенно упрощает проблему их базирования и расширяет возможности, как по сферам, так и по тактике применения. Автономные БЛА ВВП используются для широкого круга задач мониторинга и фотографирования различных объектов.

В настоящее время применяются БЛА различного конструктивного исполнения начиная от классического вертолета, самолета или гибридного типа до неклассических или нетрадиционных роторного типа с поворотом осей и др.

Обзор БЛА вертолетного типа массой до 200 кг представлен в [2, 3].

Рассмотрим особенности применения БЛА ВВП, для чего выделим две задачи целесообразного применения.

*Первая задача* – это мониторинг вблизи места старта, когда полет со значительными горизонтальными скоростями не требуется. БЛА либо выполняет полет с малой горизонтальной скоростью, либо осуществляет висение в точке. Здесь возможны так же подзадачи.

*Первая подзадача* заключается в мониторинге с небольшого расстояния до наблюдаемых объектов.

Отметим, что если расстояние до объекта совсем малое – 10-15 метров, то выполнение полета осуществимо только при помощи опытного опера-

тора, находящегося на небольшом расстоянии от БЛА.

От аппаратов, используемых для этих работ, требуется хорошая маневренность и максимальная весовая отдача для возможности нести максимум оборудования, например для стереофото съемки.

*Другая подзадача* – наблюдение в некоторой области с расстояния не ближе 50-70 метров с необходимостью малой подвижности носителя для отслеживания развития ситуации.

*Вторая задача* – это мониторинг обстановки или объектов, находящихся на удалении от места взлета. Стремительная миниатюризация бортовых систем навигации позволяет решать задачи автономного полета дальностью до 10 км и более для БЛА взлетной массой около 100 кг.

Выполнение полетного задания такими БЛА содержит множество отдельных команд – старта, набора высоты, полет на точку и др. Однако, наиболее ответственным этапом при управлении считаем взлет и посадку, которые являются трудно реализуемыми для полностью автоматического режима. Сложность построения автономных средств взлета и посадки вызвана отсутствием доступных датчиков позиционирования БЛА по отношению к посадочной площадке.

Использование лазерных систем посадки значительно удорожает весь комплекс [4], а применение ультрозвуковых датчиков становится недостаточным для оценки пространственного положения. Казалось бы, применение спутниковых навигационных систем в дифференциальном режиме может решать эту задачу, однако проблема как формирования поправок, так низкая частота обновления данных (1 Гц) не позволяет в настоящее время решить

задачу взлета и посадки малых БЛА этими средствами.

Использование видеоинформации для задач автоматического взлета и посадки сдерживалось сложностью математических методов обработки видеоинформации в специализированных вычислителях, что приводило к низкой частоте формирования параметров ориентации и позиционирования относительно места посадки и невозможностью применения в реальном времени.

Однако, имеющиеся возможности спецвычислительных устройств (например, DSP-контроллеров) и доступность цифровых камер среднего разрешения (640x480) позволяют решать задачи определения параметров БЛА ВВП относительно места посадки с необходимой точностью, поэтому становится актуальной задача управления на этапе взлета и посадки с датчиками положения по видеоинформации.

В данной статье рассмотрены особенности динамики и управления БЛА типа квадродротора, влияния формирования пространственных параметров по видеоинформации, как измерительной системы, при управлении БЛА такого типа в режиме посадки.

## 1. Модель БЛА типа квадродротора

Квадродротор представляет собой жесткое соединение четырех пропеллерных роторов (далее ротор) в перекрестной конструктивной схеме (рис. 1). В качестве исполнительных двигателей роторов в последнее время используют электродвигатели, питаемые вторичными источниками – аккумуляторами.

Для уменьшения гироскопического момента аппарата роторы попарно вращаются в разных направлениях, что требует применения пары противоположных пропеллеров. Такой тип БЛА конструктивно проще вертолета, однако имеет особенности в управлении и требует идентичности роторов по динамике, что вызывает проведение тщательной идентификации статических и динамических характеристик роторов.

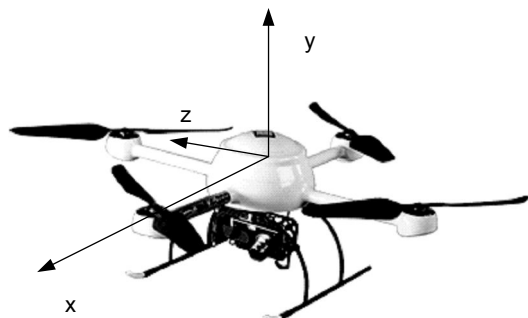


Рис. 1. Квадродротор

Рассмотрим динамику квадродротора в инерциальной и связанной систем координат (СК) для выработки решений по управлению таким аппаратом. Углы Эйлера определяют ориентацию аппарата с помощью матрицы вращения  $M$  из связанной в инерциальную СК. Запишем динамику аппарата из совокупности дифференциальных уравнений – уравнений сил и моментов. Представленная ниже динамика рассмотрена при следующих предположениях – аппарат является симметричным в продольной и поперечной связанных осях, центр масс совпадает с геометрическим центром и роторы жестко укреплены по осям аппарата.

Взаимосвязь угловых скоростей аппарата по осям связанной СК определяется кинематическим соотношением для углов Эйлера:

$$\begin{aligned}\dot{\gamma} &= \omega_x - \operatorname{tg}(\vartheta)(\omega_y \cos(\gamma) - \omega_z \sin(\gamma)), \\ \dot{\psi} &= \sec(\vartheta)(\omega_y \cos(\gamma) - \omega_z \sin(\gamma)), \\ \dot{\vartheta} &= \omega_y \sin(\gamma) + \omega_z \cos(\gamma),\end{aligned}\quad (1)$$

где  $\gamma, \psi, \vartheta$  – углы крена, курса и тангажа соответственно,  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  – угловые скорости в связанной СК. Углы ориентации определяют матрицу вращения  $M$ , как матрицу поворота на углы Эйлера  $M = M(\vartheta, \psi, \gamma)$  и которая преобразует вектор линейной скорости из связанной в инерциальную СК:

$$\begin{bmatrix} v_{x,I} & v_{y,I} & v_{z,I} \end{bmatrix}^T = M(\vartheta, \psi, \gamma) \begin{bmatrix} v_{x,b} & v_{y,b} & v_{z,b} \end{bmatrix}^T,$$

где индекс  $I$  – обозначает вектор в инерциальной СК,  $a, b$  – связанной СК.

*Уравнения сил.* Аэродинамические силы, образованные тягой ротора, являются пропорциональными квадрату скорости вращения ротора и выражаются так [5]:

$$P_j = C_1 \left( \frac{1 - 2\pi LCS}{v_{pr} \Omega_j} + 2\pi \frac{\dot{y} - w_y}{v_{pr} \Omega_j} \right),$$

где  $v_{pr}$  – установочный угол тангажа пропеллера ротора;  $\Omega_j$  – угловая скорость соответствующего ротора,  $C_1 = k_{motor} \rho S_{pr} \Omega_j^2 R_{pr}^2$ ;  $L$  – расстояние до точки установки ротора;  $C$  – параметр, зависящий от номера ротора и  $C=1$ , если  $j=1$  или  $4$ ,  $C=-1$ , если  $j=2$  или  $3$ ;  $S = \omega_{z,b}$ , если  $j=1$  или  $3$ ,  $S = \omega_{x,b}$ , если  $j=2$  или  $4$ .

Аэродинамические силы ветрового смещения в связанной СК можно представить как

$$P_w = \begin{bmatrix} k_a (w_{x,b} - \dot{x}_b) & k_a (w_{y,b} - \dot{y}_b) & k_a (w_{z,b} - \dot{z}_b) \end{bmatrix}^T,$$

где  $\begin{bmatrix} w_{x,b} & w_{y,b} & w_{z,b} \end{bmatrix}^T$  – вектор скорости в связанной СК,  $k_a$  – коэффициент демпфирования в атмосфере.

Тогда система уравнений для сил в инерциальной СК, действующих на квадродотор, запишется как

$$\begin{bmatrix} \ddot{x}_1 \\ \ddot{y}_1 \\ \ddot{z}_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ g \\ 0 \end{bmatrix} + M(\vartheta, \psi, \gamma) \frac{P_w}{m} + \frac{P_1 + P_2 + P_3 + P_4}{m} M(\vartheta, \psi, \gamma) \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}.$$

Последнее уравнение можно дополнить уравнениями относительно координат смещения БЛА.

**Уравнения моментов.** На аппарат воздействуют следующие моменты – аэродинамический момент сопротивления вращающихся роторов, гироскопический момент роторов, момент сопротивления от вращения аппарата, инерционный момент роторов.

Аэродинамический момент сопротивления вращающихся роторов можно записать как [6]

$$D_j = C_2 \left( \frac{1 - 2\pi LCS}{v_{pr} \Omega_j} + 2\pi \frac{\dot{y} - w_y}{v_{pr} \Omega_j} \right),$$

где  $C_2 = k_{d\rho} S_{pr} \Omega_j^2 R_j^3$ .

Инерционный момент роторов, как суммарное влияние вращения 4-х роторов

$$T_R = J_R (-\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4),$$

где  $J_R$  – момент инерции одного ротора (двигатель и пропеллер).

Момент сопротивления от вращения аппарата пропорционален угловой скорости вращения

$$T_f = k_f \begin{bmatrix} \dot{\gamma} & \dot{\psi} & \dot{\vartheta} \end{bmatrix}^T,$$

где  $k_f$  – коэффициент сопротивления вращению в атмосфере. Гироскопический момент роторов вызван комбинацией вращения роторов и аппарата и выражается как

$$T_g = J_R \begin{bmatrix} \dot{\vartheta} \Omega & 0 & \dot{\gamma} \Omega \end{bmatrix}^T,$$

где  $\Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4$  – суммарная угловая скорость роторов.

Момент возмущений обозначим как

$$T_d = \begin{bmatrix} \tau_x & \tau_y & \tau_z \end{bmatrix}^T.$$

Тогда для момента вращения аппарата для связанной СК запишется

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_{x,b} \\ \dot{\omega}_{y,b} \\ \dot{\omega}_{z,b} \end{bmatrix} = -J^{-1} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{z,b} & \omega_{y,b} \\ \omega_{z,b} & 0 & -\omega_{x,b} \\ -\omega_{y,b} & \omega_{x,b} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{x,b} \\ \omega_{y,b} \\ \omega_{z,b} \end{bmatrix} - J^{-1} (T_R + T_d + T_g) + J^{-1} \begin{bmatrix} L(P_4 - P_2) \\ D_1 - D_2 + D_3 - D_4 + I_g \\ L(P_1 - P_3) \end{bmatrix},$$

где  $J$  – матрица моментов инерции аппарата.

Предположения относительно роторов – их динамика в сравнении с динамикой самого аппарата является более быстросредействующей, поэтому динамикой роторов пренебрегаем, а так же считаем идентичными все роторы.

Зависимость угловой скорости ротора двигателя от сигнала управления считаем линейной и определяем как

$$\Omega_i = k_{dv} u_i,$$

где  $k_{dv}$  – коэффициент передачи электродвигателя,  $u_i$  – входной сигнал электродвигателя.

## 2. Синтез системы управления квадродотора

Система управления аппаратом содержит несколько уровней (контуров) управления. Количество каналов управления равно числу управляемых роторов. Тогда для управления тангажом используем 1-й и 3-й ротор ( $U_1 = +u_\vartheta, U_3 = -u_\vartheta$ ,  $u_\vartheta$  – сигнал управления в канале тангажа), для управления в крене соответственно 2-й и 4-й ( $U_2 = +u_\gamma, U_4 = -u_\gamma$ ,  $u_\gamma$  – сигнал управления в канале крена), а для управления по высоте все четыре ротора:

$$U_1 = +u_H, U_2 = +u_H;$$

$$U_3 = +u_H, U_4 = +u_H,$$

где  $u_H$  – сигнал по высоте и курсу;

$$U_1 = -u_\psi, U_2 = +u_\psi;$$

$$U_3 = -u_\psi, U_4 = +u_\psi,$$

где  $u_\psi$  – сигнал по курсу.

Выделим уровни управления:

- *скоростной угловой* – управление по угловой скорости (скоростная обратная связь для демпфирования);

- *позиционный угловой* – управление по углам (обратная связь по разности углов крена, тангажа и курса);

- *скоростной линейный* – управление по линейной скорости (обратная связь по разности линейных скоростей в связанной СК);

- *позиционный линейный* – управление по местоположению аппарата (обратная связь по разности линейных перемещений в связанной СК). Во всех видах обратных связей разности формируются между текущим и заданным параметром управления.

Взаимодействие всех контуров показано на рис. 2.

*Скоростной угловой* уровень управления соответствует контурам демпфирования аппарата и использует угловые скорости вращения, формируемые в автопилоте датчиками вращения (микрогироскопами).

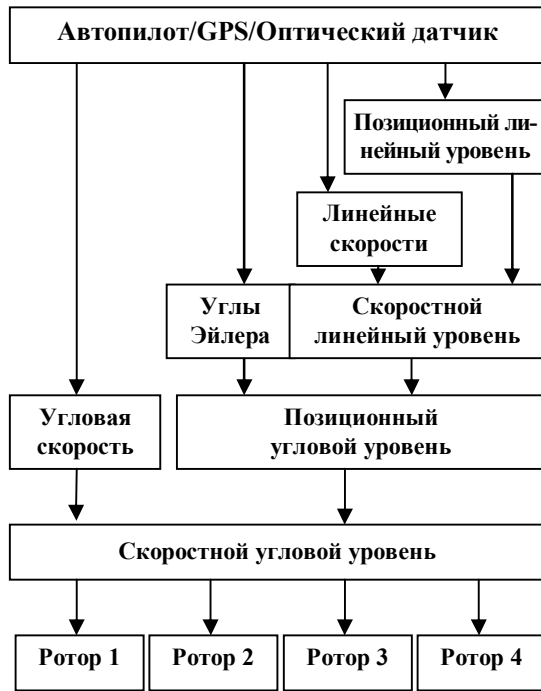


Рис. 2. Структура системы управления

*Позиционный угловой* уровень управления обеспечивает развороты аппарата на заданные углы, формируемые либо заданными величинами в директорном режиме со станции управления либо величинами высшего уровня – скоростного линейного уровня для задания поступательного движения аппарата. На этапе посадки заданные углы могут формироваться по видеоинформации.

*Скоростной линейный* уровень обеспечивает управление по разности текущей и заданной линейной скорости, которая формируется на уровне позиционного. На этапе посадки текущая скорость может формироваться по видеоинформации, как скорость относительно точки посадки. Эта особенность важна для осуществления посадки на подвижные платформы.

*Позиционный линейный* уровень управления обеспечивает перемещение аппарата в заданную точку пространства по разности текущего и заданного положений, определяемого маршрутом полета или задатчиком перемещения директорного управления или текущим смещением аппарата от точки посадки.

Синтез системы управления заключается в настройке коэффициентов законов управления всех уровней управления. Причем настройку или синтез можно производить по каждому каналу независимо друг от друга. Для более строгого решения задачи синтеза необходимо воспользоваться вначале линеаризацией динами движения аппарата, а затем известными методами, например, линейно-квадратического оптимального регулятора по выходу, оп-

ределить коэффициенты обратных связей. На этапе выполнения тестовых полетов возможно производить уточнение или подстройку коэффициентов обратных связей, обеспечивая при этом запас устойчивости, изменяя такие коэффициенты «на лету».

### 3. Оптический датчик ориентации и смещения от точки посадки

Построение такого датчика основано на использовании миниатюрных камер и специализированных вычислительных устройств, обеспечивающих обработку видеок кадров в реальном времени, например, оптический модуль OV7725 Low Light Color Camera Module или цифровая камера iCube USB2.0 Series NS1044BU. Такой датчик обеспечит формирование следующих параметров: углы ориентации камеры (аппарата) относительно места посадки БЛА путем сравнения текущего кадра камеры с фиксированным изображением, хранимого в памяти вычислителя; величины смещения камеры (аппарата) относительно центра места посадки в плоскости горизонта; величины масштабного множителя камеры, как аналога высоты камеры (аппарата) от плоскости места посадки.

Математическое обеспечение по формированию перечисленных параметров основано на разрешении уравнений перспективной проекции камеры, которые можно записать в виде [7]

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_x & s & c_x \\ 0 & f_y & c_y \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M^T & -M^T v \\ 0^T & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ 1 \end{bmatrix} =$$

$$= K \cdot I \cdot C^{-1} \cdot B,$$

где  $f_x, f_y, s, c_x, c_y$  – внутренние параметры камеры (фокус, масштаб, координаты центра);  $K$  – матрица внутренних параметров камеры;  $I$  – матрица проекций;  $C^{-1}$  – матрица движения камеры;  $v$  – вектор смещения камеры;  $M$  – матрица ориентации камеры относительно плоскости сцены;  $x, y$  – координаты точки на камере;  $X, Y, Z$  – координаты точки сцены,  $B = [X \ Y \ Z \ 1]^T$ .

При знании координат сопряженных точек двух изображений (не менее 6-ти) можно определить параметры перспективной проекции – углы ориентации по элементам матрицы  $M$  (девять параметров), смещения в плоскости оптической сцены (два параметра) и масштаба (один). Особенность в разрешении задачи параметров перспективной проекции заключается в нахождении сопряженных точек на двух кадрах, которые могут не детектироваться в текущем изображении из-за изменения ос-

вещности, затененности и др. Поэтому используют специальные алгоритмы определения сопряженных точек, такие как, алгоритм Херриса, алгоритм ярких точек и др. [7].

В практике поиска сопряженных точек на изображении стараются применять одновременно различные алгоритмы для увеличения количества таких точек и надежности их детектирования. Для систем посадки БЛА место посадки возможно «раскрасить» или «посветить» для надежного определения сопряженных точек.

#### 4. Моделирование режима посадки

Моделирование динамики аппарата и динамики управления на этапе посадки проводилось по данным из табл. 1 в системе МАТЛАБ.

Таблица 1

Параметры квадросатора

Параметр	Обозначение	Величина	Ед. изм.
Масса	m	4.493	кг
Длина плеча	L	0.38	м
Момент инерции ротора	$J_R$	$1.46e^{-3}$	кг/м <sup>2</sup>
Момент инерции аппарата	$J_{xx}, J_{zz}$	0.177	кг/м <sup>2</sup>
Момент инерции аппарата	$J_{yy}$	0.334	кг/м <sup>2</sup>
Радиус пропеллера	R	0.228	м
Коэффициент электродвигателя	$k_{dv}$	0.0013	-
Коэффициент демпфирования в атмосфере	$k_a$	1	Нс/м
Коэффициент сопротивления вращению в атмосфере	$k_f$	0.35	Нмс

Полная нелинейная динамика квадросатора реализована в системе МАТЛАБ со всеми уровнями управления. Предварительные коэффициенты обратных связей определены по передаточным функциям изолированных каналов управления (крена, тангажа, высоты и курса).

Задача моделирования динамики системы управления состояла в исследовании качества переходных режимов каналов управления и влияния частоты обработки кадров видеоинформации на управление при посадке. Время моделирования равнялось 80 сек, на 10-й сек начинался разворот по курсу на 1 рад, а с 20-й сек происходило перемещение аппарата на 10 м в двух направлениях. Режим посадки начинался с 50 сек и уже к 70-й секунде заканчивался.

Время переходного процесса в канале курса составляло всего 3 сек и аппарат занимал заданное угловое положение с нулевой статической ошибкой. Переходные процессы при управлении квадросатором в плоскости горизонта (перемещение на 10 м в двух направлениях) длилось 25 сек, когда наступает успокоение в угловом движении, а далее перемещение происходит с постоянной линейной скоростью.

Заметим, что линейное перемещение происходит при малых углах наклона, когда линейные законы управления для нелинейного объекта обеспечивают запас устойчивости.

Режим снижения высоты на посадке показан на рис. 3 – 5 для ненулевого начального вектора угловых скоростей, что подтверждает удовлетворительные переходные процессы для углов и линейных скоростей.

Моделирование системы управления квадросатором с оптическим датчиком заключалось в установлении допустимой частоты обновления выходных данных оптического датчика при формировании углов ориентации и линейной скорости перемещения.

Результаты моделирования с частотой дискретизации 2 Гц для углов ориентации и смещения показаны на рис. 5. Установлено, что для принятой динамики аппарата из табл. 1 качество управления при посадке сохранялось с частотой обновления до 5 Гц. Поэтому, выбор цифровой камеры и методов обработки кадров изображений должны ориентироваться на возможную продолжительность обработки не более 200 мсек.

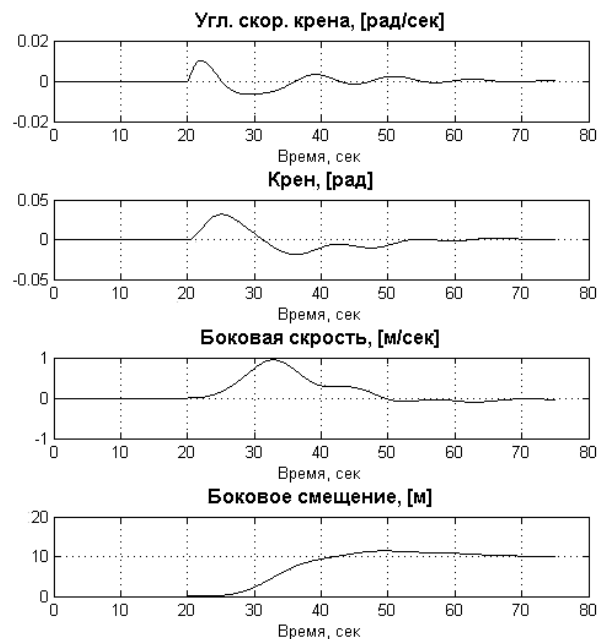


Рис. 3. Переходные процессы в канале крена с частотой дискретизации углов ориентации 100 Гц

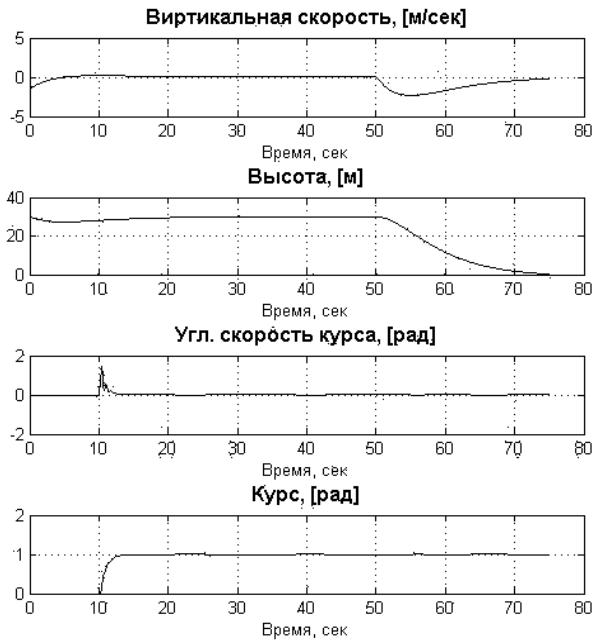


Рис. 4. Переходные процессы в каналах курса и высоты с частотой дискретизации углов ориентации 100 Гц

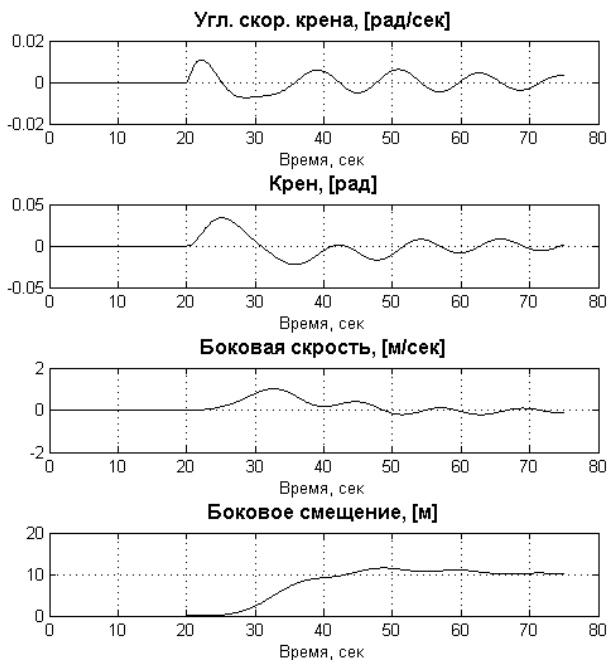


Рис. 5. Переходные процессы в канале крена с частотой дискретизации углов ориентации 2 Гц по оптическому датчику

## Заключение

БЛА вертикального взлета и посадки имеют определенные преимущества перед аппаратами самолетного типа, если решаемые задачи находятся

в близкой зоне облета. Для БЛА самолетного типа задача автоматической посадки решается через парашютную систему, в то время как для аппаратов ВВП данная задача является техникой более сложной. Предлагается использовать для автоматической посадки БЛА типа квадросатора цифровую видеокамеру как измерительное средство углов ориентации аппарата относительно места посадки, используя изображение места посадки для сравнения с текущим кадром камеры. На основе модели перспективной проекции видеокамеры и координат сопряженных точек возможно определить угловую ориентацию аппарата относительно плоскости места посадки, а так же смещение и высоту. Для надежности определения сопряженных точек необходимо повысить число яркостных участков кадра изображения путем «раскраски» или «подсветки» места посадки.

Изучена и промоделирована динамика квадросатора, как разомкнутой так и замкнутой системы на этапе посадки. При моделировании выявлено, что заметное ухудшение качества управления квадросатором можно получить при неидентичности роторов, как устройств - пропеллер плюс электродвигатель. Возникающее в этом случае различие угловых скоростей роторов, особенно при их раскрутке, увеличивают влияние гироскопического момента роторов на перекрестные связи каналов и ухудшают качество управления с уменьшением запасов устойчивости. Для снижения влияния гироскопического эффекта на управляемость необходимо обеспечивать идентичность роторов их подборкой или проведения идентификации с высокой точностью, что бы в дальнейшем программно учесть эту неидентичность.

Реализация модели системы управления и нелинейной модели аппарата на этапе посадки позволила установить предельное влияние частоты обновления данных по видеокамере, что определило требования к цифровым камерам по обработке видеоизображений. Подход выбора параметров цифровых датчиков с использованием математического моделирования обоснован нелинейной динамикой квадросатора, которая является существенной для исполнительных органов управления – роторов.

## Литература

1. *Microdrones [Электронный ресурс] – Режим доступа: [http://www.microdrones.com/en\\_distributors.php](http://www.microdrones.com/en_distributors.php), <http://www.draganfly.com/uav-helicopter/draganflyer-x6/features/>.*
2. *Лузейцев Н.К. Перспективы и проблемы применения техники вертикального взлета для беспилотных ЛА [Электронный ресурс] – Режим дос-*

туна: <http://www.mai.ru/conf/aerospace/internetconf/modules.php?name=Forums&file=viewtopic&t=285>.

3. Беспилотные летательные аппараты [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://taskt.ru/equipment/bla/detail.php?ID=1448>.

4. Roke [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.roke.co.uk>.

5. Goela Rahul. *Modeling, Simulation and Flight Testing of an Autonomous Quadrotor* / Rahul Goela, Sapan M. Shahb, Nitin K. Gupta, I. N. Ananthkrishnan. – *Proceedings of ICEAE, 2009*. – P. 31-36.

6. Pounds P. *System Identification and Control of an Aerobot Drive System* / P. Pounds, R. Mahony and P. Corke. In *Proc. of Information, Decision and Control, Adelaide, Australia, 2007*.

7. Грузман И.С. *Цифровая обработка изображений в информационных системах: учебное пособие* / И.С. Грузман, В.С. Киричук, В.П. Косых, Г.И. Перетягин, А.А. Спектор. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2000. – 168 с.

*Поступила в редакцию 17.03.2010*

**Рецензент:** д-р техн. наук, профессор, зав. кафедрой авиационных приборов и измерений Н.Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

## УПРАВЛІННЯ КВАДРОТОРОМ НА ЕТАПІ ПОСАДКИ

*В.І. Кортунів, Хуссейн М. Ватік*

У статті розглянута задача автоматичної посадки БЛА вертикального зльоту і посадки типу квадродотора з використанням відеоінформації від оптичних датчиків. Наведено динаміка руху такого типу апаратів, досліджені особливості управління такими об'єктами та синтезовано структура системи управління. У складі системи управління передбачається використання відеокамери, як датчика кутового положення апарату відносно місця посадки, який визначає кути та зміщення через параметри проективного перетворення відеокамери. На етапі моделювання управлінням квадродотором досліджено вплив частоти обробки кадрів відеоінформації на якість управління.

**Ключові слова:** квадродотор, управління, посадка, літальний апарат, синтез системи управління, відеоуправління.

## QUAD-ROTOR CONTROL AT THE LANDING STAGE

*V.I. Kortynov, Hussein M. Wathik*

In this article is considered the problem of vertical take-off UAV automatic landing and quad-rotor type landing using video information from optical sensors. It showed this type crafts movement dynamic, studied the specific features of such facilities control and the control system structure is designed. As a part of a control system it is supposed to use a video camera, as the gauge of angular position of the device concerning the place of landing defining corners and displacement through parameters of projective transformation of a video camera. At the simulation stage of quad-rotor management is studied the affection of video frames frequency processing on the quality of control.

**Key words:** quad-rotor, control, landing, aircraft, control systems synthesis, vision responsive control.

**Кортунів Вячеслав Іванович** – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедри приёма, передачі і обробки сигналів Національного аэрокосмічного університета ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ», Харків, Україна.

**Хуссейн М. Ватік** – аспірант кафедри інформатики Національного аэрокосмічного університета ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ», Харків, Україна.