

УДК 623.746-519

В. Е. Павловский<sup>1</sup>, А. В. Савицкий<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ФИЦ Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН, Москва  
125047, Москва, Миусская площадь, дом 4.

<sup>2</sup>Московский государственный университет им. М. В. Ломоносова, Москва  
119991, ГСП-1, Москва, Ленинские горы, МГУ, д. 1

## НЕЙРОКОНТРОЛЛЕР ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ КВАДРОКОПТЕРОМ НА ВЗЛЕТЕ И ПОСАДКЕ (МОДЕЛЬ И МОДЕЛИРОВАНИЕ)

V. E. Pavlovsky<sup>1</sup>, A. V. Savitskiy<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Keldysh Institute of Applied Mathematics of RAS  
125047, Moscow, Miusskaya square, house 4.

<sup>2</sup>Lomonosov Moscow State University  
119991, GSP-1, Moscow, Lenin Hills, Moscow State University, 1

## NEURAL CONTROLLER FOR QUADROTORS FOR TAKEOFF AND LANDING (MODEL AND SIMULATION)

В. Є. Павловський<sup>1</sup>, А. В. Савицький<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ФІЦ Інститут прикладної математики ім. М. В. Келдиша РАН, Москва  
125047, Москва, Міуська площа, буд. 4

<sup>2</sup>Московський державний університет ім. М.В. Ломоносова, Москва  
119991, ГСП-1, Москва, Ленінські гори, МДУ, буд.1

## НЕЙРОКОНТРОЛЕР ДЛЯ УПРАВЛІННЯ КВАДРОКОПТЕРОМ НА ЗЛЬОТІ ТА ПОСАДЦІ (МОДЕЛЬ І МОДЕЛЮВАННЯ)

В работе представлена теоретико-механическая модель беспилотного летательного аппарата – квадрокоптера. Изучены такие базовые траектории как взлет-парение-посадка, полет по прямой. Рассмотрен нейросетевой алгоритм построения управляющих воздействий для базовых траекторий.

**Ключевые слова:** квадрокоптер, нейронная сеть, алгоритм управления, нейросетевой регулятор.

This paper presents a theoretical mechanical model of an unmanned aerial vehicle – quadcopter. Such basic trajectories as take-off, landing, hovering, flying in a straight line was studied. It was considered a convergent neural network algorithm of control.

**Key words:** quadcopter, neural network control algorithm, neural network controller.

У роботі представлена теоретико-механічна модель безпілотного літального апарату – квадрокоптера. Вивчено такі базові траєкторії як зліт-паріння-посадка, політ по прямій. Розглянуто нейромережний алгоритм побудови керуючих впливів для базових траєкторій.

**Ключові слова:** квадрокоптер, нейронна мережа, алгоритм управління, нейромережний регулятор.

## Введение

В течение последних лет тема беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) получает все большее распространение. Особый интерес вызывают мультикоптерные роботы – устройства, приводимые в движение  $n$  роторами (как правило, их количество от 1 до 8). Случай одного ротора – это вертолет, четырех – квадрокоптер – основной объект внимания данной работы [1].

**Целью работы** является моделирование динамики квадрокоптера, изучение базовых траекторий, построение нейроалгоритмов управления для базовых траекторий и изучение влияния погрешностей системы на действие нейросетевого контроллера для задач взлета-посадки-парения. Одно из основных назначений этого контроллера – преодоление проблемы дефицита управлений, т.к. квадрокоптер – это система с их недостатком, система имеет (в полете) 6 степеней свободы и только 4 управления. Другая цель заключается в возможности реализации быстрых вычислений, т.к. нейросетевой метод относится к параллельным методам, работающим за малое число тактов вычислений.

Выбор нейросетевого метода связан также с тем, что при реальном полете мультироторного робота появляется большое количество эффектов и воздействий, которые иначе трудно математически смоделировать и парировать. Например, при быстром полете воздушный поток может вызывать осевые вибрации вращающегося винта, называемые в литературе «blade flapping». Это связано с тем, что относительная скорость воздуха для «набегающей» лопасти винта сильно отличается от скорости воздуха для противоположной – «уходящей» лопасти. Это приводит к тому, что подъемная сила каждой лопасти в течение одного оборота может меняться, вызывая тем самым колебания оси винта и соответственно воздействуя на летящий аппарат. Но в данной работе рассмотрены только умеренные маневры, поэтому этот эффект не будет учтен.

Также существует актуальная задача корректировки полета при появлении внешних возмущений, например, ветра. С этой задачей связано 2 типа проблем. Первая – ветер сложно измерить, а получить информацию о его воздействии можно с навигационных бортовых датчиков, которые имеют определенную погрешность и шум, т.е. неточны. Вторая проблема связана задержкой по времени между обнаружением ветрового отклонения и корректировкой полета. Поэтому также имеется задача оптимизации вычислительной схемы для повышения ее быстродействия.

## 1 Описание модели

В качестве модели квадрокоптера рассмотрим плоское тело, состоящее из корпуса и 4-х пропеллеров (рис.1). Корпусом будем считать 2 одинаковых стержня длины  $2l$ , пересекающиеся в точке  $A$  под прямым углом. Масса каждого стержня равна  $m_0/2$ .

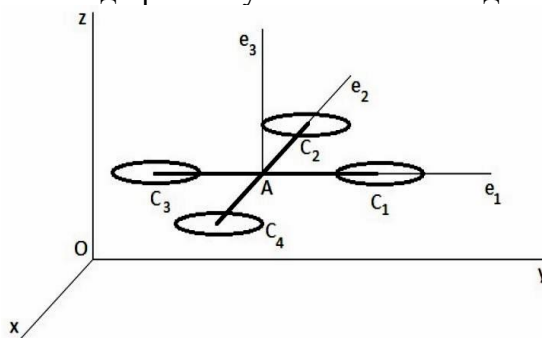


Рисунок 1 – Концептуальная модель квадрокоптера

Предполагается, что пропеллерами являются диски, закрепленные на концах стержней в точках  $C_1, C_2, C_3, C_4$ . Пропеллеры создают подъемную силу как двухлопастные винты. Диски имеют радиус  $r$ , массу  $m_i$ . Центр масс робота массы  $M = m_0 + 4m_i$  находится в точке  $A$ .

Пусть  $\{Oxyz\}$  – правая инерциальная система координат, причем  $Oz$  соответствует вертикальному направлению. Положение центра масс тела определяется вектором  $\xi = (x, y, z)$ .

Пусть  $\{Ae_1e_2e_3\}$  – правая система координат, жестко связанная с роботом. Выберем ось  $Oe_1$  по направлению «руки» летательного аппарата соответствующую точке  $C_1$ , ось  $Oe_2$  – перпендикулярно  $Oe_1$  в плоскости робота.

**1.1 Модель подъемной силы и момента несущего винта.** В основу составления модели подъемной силы и момента несущего винта была положена статья [1], в которой изучен вертолет, установленный на экспериментальной платформе. Рассматривая малый элемент лопасти, имеем следующие выражения для аэродинамической силы и момента:

$$u_i = \frac{\rho h c a V r^2}{4} \dot{\gamma}_i V \quad M_i = \frac{\rho h c a r^4 c_d \dot{\gamma}_i^2}{8}$$

$\rho$  – плотность воздуха,  $h$  – количество винтов,  $c$  – ширина лопасти,  $a$  – угловой коэффициент кривой подъема,  $r$  – радиус диска винта,  $V$  – индуцированная скорость парения,  $c_d$  – коэффициент сопротивления.

Введем дополнительные обозначения:

$$k_1 = \frac{\rho h c a V r^2}{4}, \quad k_2 = \frac{\rho h c c_d V r^4}{8}, \quad (1)$$

тогда:

$$u_i = (-1)^{i+1} k_1 \dot{\gamma}_i \quad \text{и} \quad M_i = (-1)^i k_2 \dot{\gamma}_i^2. \quad (2)$$

**1.2 Динамическая модель. Уравнения Лагранжа.** Для начала введем обозначения:  $A = I_1^a + 4I_1^c$ ,  $D = I_3^a + 4I_3^c$ .

Уравнения Лагранжа:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}} - \frac{\partial L}{\partial q} = Q \quad (3)$$

где  $Q$  – обобщенные силы,

Лагранжиан системы имеет вид (учитываются кинетические энергии подсистем аппарата при его перемещении и вращении и потенциальная энергия силы тяжести):

$$\begin{aligned} L(q, \dot{q}) &= T_{trans} + T_{rot} - U = \\ &= \frac{1}{2} A (\dot{\theta}^2 + \dot{\varphi}^2 \sin^2 \psi - 2\dot{\varphi}\dot{\theta} \sin \psi + \dot{\psi}^2 \cos^2 \theta + \dot{\varphi}^2 \cos^2 \psi \sin^2 \theta + 2\dot{\varphi}\dot{\psi} \cos \theta \sin \theta \cos \psi) + \\ &+ \frac{1}{2} D (\dot{\psi}^2 \sin^2 \theta + \dot{\varphi}^2 \cos^2 \psi \cos^2 \theta - 2\dot{\varphi}\dot{\psi} \cos \theta \sin \theta \cos \psi) + \frac{1}{2} I_2^c (\dot{\gamma}_1^2 + \dot{\gamma}_2^2 + \dot{\gamma}_3^2 + \dot{\gamma}_4^2) \\ &- I_3^c (\dot{\gamma}_1 - \dot{\gamma}_2 + \dot{\gamma}_3 - \dot{\gamma}_4) (\dot{\varphi} \cos \psi \cos \theta - \dot{\psi} \sin \theta) \end{aligned} \quad (4)$$

Исходя из построенной модели подстановкой (4) в (3) получаем уравнения Лагранжа. Они имеют вид (геометрические и динамические параметры введены выше):

$$\left\{ \begin{array}{l} M\ddot{x} = k_1(\dot{\gamma}_1 + \dot{\gamma}_2 + \dot{\gamma}_3 + \dot{\gamma}_4)(\cos\varphi\sin\psi\cos\theta + \sin\varphi\sin\theta), \\ M\ddot{y} = k_1(\dot{\gamma}_1 + \dot{\gamma}_2 + \dot{\gamma}_3 + \dot{\gamma}_4)(\sin\varphi\sin\psi\cos\theta - \cos\varphi\sin\theta), \\ M\ddot{z} = -Mg + k_1(\dot{\gamma}_1 + \dot{\gamma}_2 + \dot{\gamma}_3 + \dot{\gamma}_4)\cos\psi\cos\theta, \\ \ddot{\phi}(A\sin^2\psi + A\cos^2\psi\sin^2\theta + D\cos^2\psi\cos^2\theta) + \ddot{\psi}\cos\theta\sin\theta(A - D) - A\ddot{\theta}\sin\psi + \\ + \dot{\phi}\dot{\psi}\sin 2\psi\cos^2\theta(A - D) + \dot{\phi}\dot{\theta}\sin 2\theta\cos^2\psi(A - D) + \dot{\psi}^2\sin\psi\cos\theta\sin\theta(D - A) + \\ + \dot{\psi}\dot{\theta}\cos\psi(-2A\sin^2\theta - D\cos 2\theta) = -I_3^c(\ddot{\gamma}_1 - \ddot{\gamma}_2 + \ddot{\gamma}_3 - \ddot{\gamma}_4)\cos\psi\cos\theta + \\ + I_3^c(\dot{\gamma}_1 - \dot{\gamma}_2 + \dot{\gamma}_3 - \dot{\gamma}_4)(\dot{\psi}\sin\psi\cos\theta + \dot{\theta}\cos\psi\sin\theta) + k_1l\frac{\sin\theta}{\cos\psi}(\dot{\gamma}_3 - \dot{\gamma}_1) - \\ - k_2\frac{\cos\theta}{\cos\psi}(-\dot{\gamma}_1^2 + \dot{\gamma}_2^2 - \dot{\gamma}_3^2 + \dot{\gamma}_4^2), \\ \ddot{\phi}\cos\psi\sin\theta\cos\theta(A - D) + \ddot{\psi}(A\cos^2\theta + D\sin^2\theta) + \dot{\phi}\dot{\theta}\cos\psi(2A\cos^2\theta - D\cos 2\theta) + \\ + \dot{\phi}^2\sin\psi\cos\psi\cos^2\theta(D - A) + \dot{\psi}\dot{\theta}\sin 2\theta(D - A) = I_3^c\sin\theta(\ddot{\gamma}_1 - \ddot{\gamma}_2 + \ddot{\gamma}_3 - \ddot{\gamma}_4) + \\ + I_3^c\cos\theta(\dot{\gamma}_1 - \dot{\gamma}_2 + \dot{\gamma}_3 - \dot{\gamma}_4)(\dot{\theta} - \dot{\phi}\sin\psi) + \cos\theta k_1l(\dot{\gamma}_3 - \dot{\gamma}_1) + \sin\theta k_2(-\dot{\gamma}_1^2 + \dot{\gamma}_2^2 - \dot{\gamma}_3^2 + \dot{\gamma}_4^2), \\ - A\ddot{\phi}\sin\psi + A\ddot{\theta} + \dot{\phi}\dot{\psi}\cos\psi(D\cos 2\theta - 2A\cos^2\theta) + \dot{\phi}^2\cos^2\psi\sin\theta\cos\theta(D - A) + \\ + \dot{\psi}^2\sin\theta\cos\theta(A - D) = I_3^c(\dot{\gamma}_1 - \dot{\gamma}_2 + \dot{\gamma}_3 - \dot{\gamma}_4)(-\dot{\phi}\cos\psi\sin\theta - \dot{\psi}\cos\theta) + k_1l(\dot{\gamma}_2 - \dot{\gamma}_4) + \\ + tg\psi[lk_1\sin\theta(\dot{\gamma}_3 - \dot{\gamma}_1) - \cos\theta k_2(-\dot{\gamma}_1^2 + \dot{\gamma}_2^2 - \dot{\gamma}_3^2 + \dot{\gamma}_4^2)]. \end{array} \right.$$

Стоит отметить, что полученную систему 6-ти дифференциальных уравнений второго порядка можно представить в виде  $K\ddot{q} = N$ , где  $K$  - симметричная матрица с определителем  $A^2D\cos 2\psi$ ,  $N$  - правая часть уравнений.

## 2 Моделирование и алгоритмы управления

Численное интегрирование полученной системы уравнений осуществлялось с помощью программы MATLAB R2013a. Был рассмотрен квадрокоптер массой 1 кг,  $l = 0,4$  м, длина лопасти - 0,05 м, ширина - 0,01 м.

**2.1 Взлёт-посадка.** В качестве базовых траекторий рассмотрим вертикальный взлёт, парение и посадку, в этом случае угловые скорости всех четырех винтов совпадают и равны  $\omega$ . Выберем управление таким образом, чтобы  $z(t)$  и  $\omega(t)$  были гладкими непрерывными функциями. Для их реализации разделим управление на 3 этапа:

1) при  $0 \leq t < 5$   $\omega(t)$  меняется по квадратичному закону, происходит набор высоты;

2) при  $5 \leq t < 10$   $\omega = gm/4k_1 = 37.73$  рад/с парение на высоте  $h = 50$  м;

3) при  $10 \leq t < 15$   $\omega(t)$  меняется по аналогичному квадратичному закону, происходит посадка.

Отметим, что на интервале  $0 \leq t < 5$  координата  $z(t)$  являлась функцией четвертой степени от  $t$  (рис. 2).

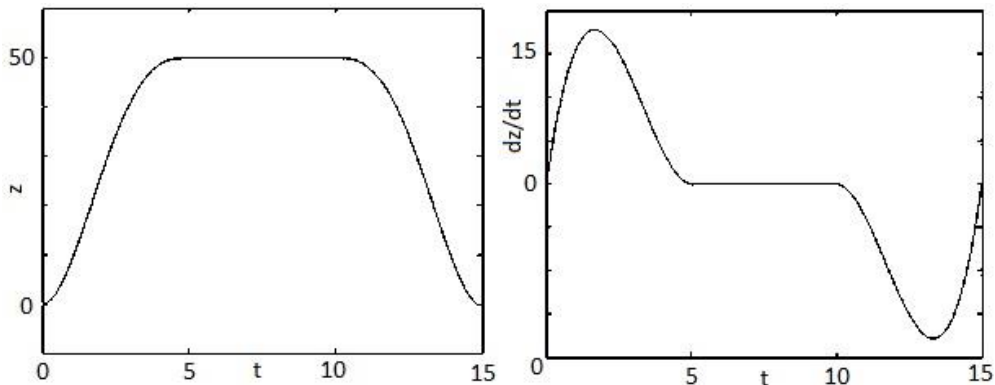


Рисунок 2 – График зависимости высоты и абсолютной скорости от времени при взлете-парении-посадке

**2.2 Полет по горизонтальной прямой.** Одним из вариантов осуществления полета по прямой является движение квадрокоптера в плоскости  $Ozy$  при некотором фиксированном угле крена  $\theta_0$ . В данном случае управления следует выбирать следующим образом  $u_i = Mg / (4k_i \cos \theta_0)$ .

### 3 Нейросетевой метод управления

В данном разделе введем нейросетевой метод синтеза управления. Он, в частности, позволяет преодолеть проблему дефицита управлений.

Ниже приведена схема синтеза управления с использованием нейросетевого контроллера, состоящая из трех основных функций: блока, моделирующего датчики, нейронной сети и интегратора.

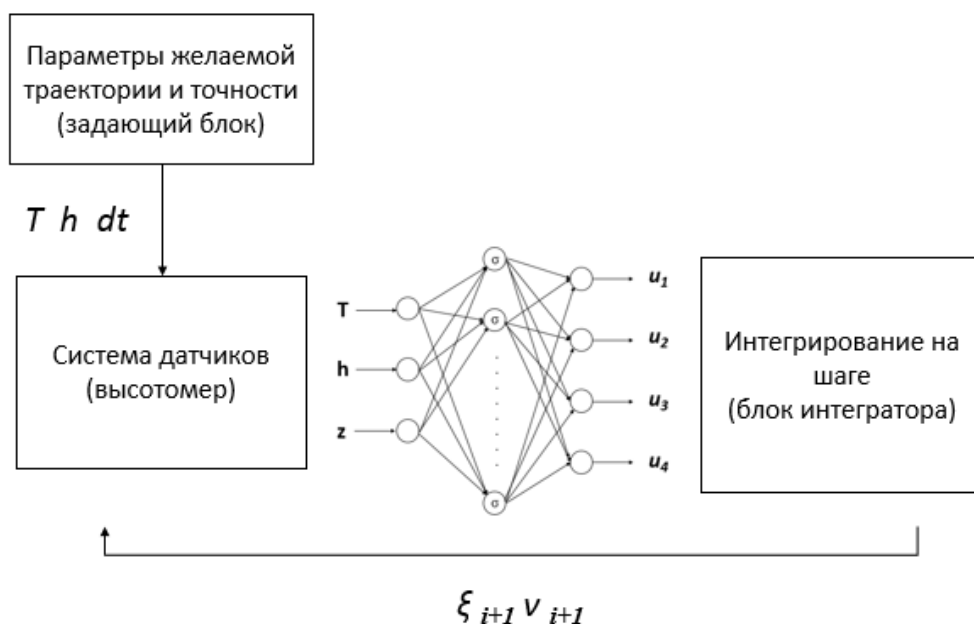


Рисунок 3 – Вычислительная схема

**3.1 Система датчиков.** Система датчиков состоит из одного гибридного высотомера (предполагается, что для высоты от 0 до 1 м задействован ультразвуковой дальномерный датчик, а для высот более 1 метра подключается барометрический). Он передает сигнал с текущей координатой  $z$  в блок нейронной сети с интервалом 0,01 секунды.

**3.2 Блок Нейронной сети (НС).** В основе данного блока лежит трехслойная нейронная сеть прямого распространения (трехслойный перцептрон). В результате экспериментов была выбрана сеть с сигмоидальными передаточными функциями, ее скрытый слой состоит из 10 нейронов. Вычисление весовой матрицы и смещений осуществляется путем супервизорного обучения. На основе численного моделирования следующим образом формируется обучающая выборка для НС. Для случая вертикального взлета с датчиком высоты (рассмотренного далее при моделировании) обучающей выборкой является множество 4590 строк вида:

$$(T, h, z, u_1, u_2, u_3, u_4),$$

где  $T$  – текущее время взлета,  $h$  - целевая высота,  $z$  - текущая высота и  $u_i$  - управляющие воздействия (силы вертикальной тяги). Первые три являются входными параметрами сети, а последние - выходами.

Задачей этого блока является вычисление управляющих воздействий с помощью нейронной сети в зависимости от текущих параметров системы и требуемой точности.

**3.3 Блок интегратора.** Данный блок интегрирует систему уравнений Лагранжа с учетом входящих параметров ( $T, h, z$ ), и в том числе управляющих воздействий. На выходе получается новое состояние системы, которое на следующем шаге цикла моделирования опять подается в нейронную сеть и т.д.

**3.4 Вертикальный взлет.** Случай вертикального взлета является одномерной задачей с переменной  $z$ . Система датчиков состоит из одного гибридного высотомера (предполагается, что для высоты от 0 м до 1 м задействован ультразвуковой дальномерный датчик, а для высот более 1 метра подключается барометрический). Он передает сигнал в блок нейронной сети с интервалом 0,03 секунды.

В качестве параметров желаемой траектории выберем желаемую высоту подъема ( $h$ ) и время подъема ( $t_1$ ). Для начала рассмотрим работу предложенного алгоритма для взлета на высоту 3 м и 5 м за 3 с без учета погрешности высотомера (рис. 4).

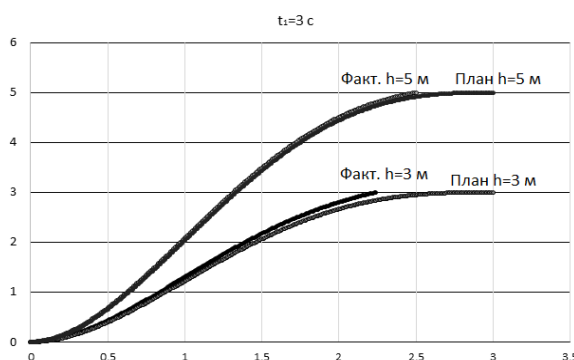


Рисунок 4 – Взлет на высоту 3 и 5 м с идеальными датчиками высоты

Графики, соответствующие фактической работе регулятора, более краткие по времени в связи с тем, что при достижении целевой высоты алгоритм моделирования останавливается.

**3.5 Погрешность системы для случая вертикального взлета.** В данной системе была учтена погрешность измерения датчика высоты и наличие шума. Шум и погрешность определялись как некоторые случайные числа, находившиеся в определенном диапазоне. На рис. 5 показана работа регулятора в зависимости от величины максимальной погрешности датчика на шаге. Для случая с погрешностью 4 см среднеквадратичное отклонение от целевой траектории для взлета на 3 м составило 0,13м, на 5 м – 0,29м. Для случая с погрешностью 10 см среднеквадратичное отклонение от целевой траектории для взлета на 3 м составило 0,5м, на 5 м – 0,09м (в этом последнем случае контроллер сработал весьма точно).

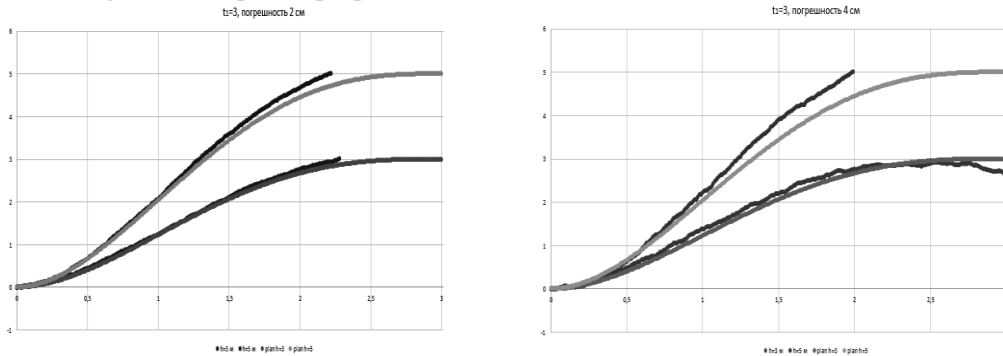


Рисунок 5 – Взлет на высоту 3 м и 5 м с погрешностью датчиков 2 см (слева) и 4 см (справа)

На основании серии экспериментов для взлета на заданную высоту за заданное время, было получено, что при погрешности датчика высоты более 5 см происходит существенное отклонение траектории от желаемой. Проведенное моделирование показало достаточно эффективную работоспособность этой схемы для меньших погрешностей. Предложенный в данной работе нейросетевой регулятор удовлетворительно работает для точности высотомера до 5 см.

**3.6 Управление углом крена.** Аналогично можно построить нейросетевой контроллер для управления углами. Например, для управления углом крена обучающей выборкой является множество строк вида:

$$(T, \theta_1, \theta, u_1, u_2, u_3, u_4),$$

где  $T$  – длительность поворота,  $\theta_1$  – угол отклонения,  $\theta$  – текущий угол крена и  $u_i$  – управляющие воздействия. В качестве целевого управления выбрано семейство функций вида:

$$\theta(t) = \theta_1 \sin^2(\pi t / 2T + \pi/2), \text{ где } T \text{ и } \theta_1 \text{ – параметры обучающей выборки.}$$

Рассмотрим результаты работы построенного нейросетевого контроллера для  $\theta_1 = \pi/12$ ,  $t_1 = 5$  с. На рис. 6 показан график целевой функции и результат работы нейросетевого алгоритма для поворота угла крена с  $\pi/12$  до нуля.

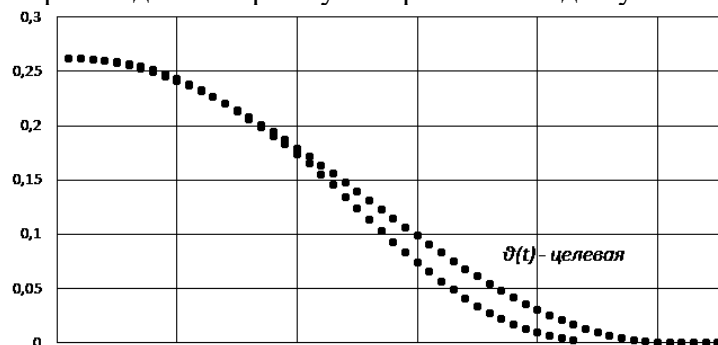


Рисунок 6 – Поворот на угол  $\pi/12$

График, соответствующий работе регулятора, достаточно хорошо приближает целевую функцию: среднеквадратичное отклонение составляет 0,015 по углу. Это позволяет говорить об удовлетворительной работе построенного алгоритма.

## Выводы

Построена модель квадрокоптера с четырьмя управлениями и шестью степенями свободы, учитывающая аэродинамические эффекты через воздействие воздуха на вращение лопастей винтов. С помощью численного моделирования рассматривались взлет-парение-посадка и полет по прямой. Рассмотрено нейруправление квадрокоптером, рассмотрены случаи работы регулятора для управления углом поворота, для взлета на заданную высоту с учетом погрешности датчика высоты и без нее.

В результате проведенного эксперимента по моделированию показана возможность реализации нейроконтроллера управления квадрокоптером на типовых траекториях. Проведен анализ работы этого алгоритма для серии различных значений погрешности датчиков и случайного шума. Показано, что для рассмотренного конкретного варианта квадрокоптера (характерный размер порядка 1м) нейрорегулятор взлета-посадки удовлетворительно работает при погрешности датчиков высоты до 5 см.

## Список литературы

1. Avila Vilchis J. C. Nonlinear modelling and control of helicopters [Text] / J. C. Avila Vilchis, B. Brogliato, A. Dzulc, R. Lozano // *Automatica*. – 2003. – P. 39.
2. Dzul P. A. Real-time stabilization and tracking of a four-rotor mini rotorcraft [Text] / P. A. Dzul, R. Lozano // *IEEE Transaction on Control System Technology*. – July 2004. – 12(4). – P. 510–516.
3. Bresciani T. Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter [Text] / T. Bresciani // Department of Automatic Control. – Lund University, 2008.
4. Фантони И. Нелинейное управление механическими системами с дефицитом управляющих воздействий [Текст] / И. Фантони, Р. Лозано. – Москва-Ижевск : ООО "Компьютерная динамика", 2012.
5. Евгенов А. А. Нейросетевой регулятор системы управления квадрокоптером [Текст] / Евгенов А. А. – ФГБОУ ВПО «Южно-Российский государственный политехнический университет (НПИ) имени М. И. Платова».
6. Madani T. Adaptive Control via Backstepping Technique and Neural Networks of a Quadrotor Helicopter [Text] / T. Madani, A. Benallegue // *Proceedings of the 17th World Congress. The International Federation of Automatic Control*. – Seoul, Korea, July 6-11, 2008.
7. Hoffmann G. M. Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment [Text] / G. M. Hoffmann, H. Huang, S. L. Waslander, and C. J. Tomlin // *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*. – Aug. 2007. – P. 1–20.
8. Pounds P. Modelling and Control of a Quad-Rotor Robot [Text] / Paul Pounds, Robert Mahony, Peter Corke. – Canberra, Australian National University, 2008. – P. 1-10.
9. Boudjedir H. Dual Neural Network For Adaptive Sliding Mode Control Of Quadrotor Helicopter Stabilization [Text] / Hana Boudjedir, Fouad Yacef // *International Journal of Information Sciences and Techniques (IJIST)*. – Vol. 2, № 4. – July 2012.
10. Joao P. Assisted Teleoperation of Quadcopters Using Obstacle Avoidance [Text] / P. Joao, B. Mendes. – Lisbon, 2012.
11. Nicol C. Robust neural network control of a quadrotor helicopter [Text] / C. Nicol, C.J.B. Macnab, A. Ramirez-Serrano, // *Mechatronics*. – September 2011. – Vol. 21. Issue 6. – P. 927–938.
12. Dierks T. Neural Network Control and Wireless Sensor Network-based Localization of Quadrotor UAV Formations [Text] / T. Dierks, S. Jagannathan, // *Aerial Vehicles*. – 2009. – P. 601–620.
13. Munoz R. S. M. Modelling and Identification of Flight Dynamics in Mini-Helicopters Using Neural Networks [Text] / R. S. M. Munoz, C. Rossi, A. B. Cruz, // *Aerial Vehicles*. – 2009. – P. 287–312.
14. Lavi B. An Adaptive Neuro PID for Controlling the Altitude of quadcopter Robot [Text] / B. Lavi // *International Conference on Methods and Models in Automation and Robotics*. – Poland. – Vol. 18th. 2014. – P. 662–665.



## References

1. Avila Vilchis J. C., Brogliato B., Dzulf A., Lozano R. *Nonlinear modelling and control of helicopters*. Automatica, 2003. P. 39.
2. Dzulf P. A., Lozano R. Real-time stabilization and tracking of a four-rotor mini rotorcraft. *IEEE Transaction on Control System Technology*, July 2004, 12 (4), pp. 510-516.
3. Bresciani T. *Modeling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter*. Department of Automatic Control, Lund University, 2008.
4. Fantoni I., Lozano R. *Nonlinear control of mechanical systems with a deficiency of controlling effects*. Moscow-Izhevsk, LLC "Computer Dynamics", 2012.
5. Evgenov A. A. *Neural network controller of the quadcopter control system*. FGBOU VPO "South-Russian State Polytechnical University (NPI) named after M.I. Platov".
6. Madani T., Benallegue A. Adaptive Control via Backstepping Technique and Neural Networks of a Quadrotor Helicopter. *Proceedings of the 17th World Congress. The International Federation of Automatic Control*, Seoul, Korea, July 6-11, 2008.
7. Hoffmann, G. M., Huang H., Waslander S. L., Tomlin C. J. Quadrotor, Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and experiment. *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, Aug. 2007, pp. 1-20.
8. Pounds P., Mahony R. Corke P. *Modeling and Control of a Quad-Rotor Robot*. Canberra, Australian National University, 2008, pp. 1-10.
9. Boudjedir H., Yacef F. Dual Neural Network For Adaptive Sliding Mode Control of Quadrotor Helicopter Stabilization. *International Journal of Information Sciences and Techniques (IJIST)*, Vol. 2, no. 4, July 2012.
10. Joao P., Mendes B. *Assisted Teleoperation of Quadcopters Using Obstacle Avoidance*, Lisbon, 2012.
11. Nicol C., Macnab C.J.B., Ramirez-Serrano A. Robust neural network control of a quadrotor helicopter. *Mechatronics*, September 2011, Vol. 21, Issue 6, pp. 927-938.
12. Dierks T., Jagannathan S., Neural Network Control and Wireless Sensor Network-based Localization of Quadrotor UAV Formations. *Aerial Vehicles*, 2009, pp. 601-620.
13. Munoz, R. S. M., Rossi C., Cruz A. B. Modeling and Identification of Flight Dynamics in Mini-Helicopters Using Neural Networks. *Aerial Vehicles*, 2009, pp. 287-312.
14. Lavi B. An Adaptive Neuro PID for Controlling the Altitude of the Quadcopter Robot. *International Conference on Methods and Models in Automation and Robotics*, Poland, Vol. 18<sup>th</sup>, 2014, pp. 662-665.

## RESUME

V. E. Pavlovsky, A. V. Savitskij  
*Neural Controller for Quadrotor Quadrocopters During Takeoff and Landing (Model And Simulation)*

**Background:** nowadays the actual task in the field of unmanned aerial vehicles is the creation of adaptive control algorithms. The aim of this work is to simulate the dynamics of a quadcopter, to study the basic trajectories of its motion, to construct the neural control algorithms for some of them and to study the effect of the system for takeoff-landing-and-hovering tasks.

**Materials and methods:** in our work a theoretical-mechanical model of the quadcopter was developed with the main aerodynamic effects taken into account. With the help of numerical modeling we obtained a training sample which corresponds to the family of basic trajectories. Besides a schematic diagram of the neural network controller was compiled. A convergent neural network was numerically constructed, besides this work studied the efficiency of the controller as a whole.

**Results:** this paper presents a theoretical mechanical model of an unmanned aerial vehicle – quadcopter. Such basic trajectories as take-off, landing, hovering, flying in a straight line was studied. It was considered a convergent neural network algorithm of control.

**Conclusion:** it is shown that the constructed control algorithm works satisfactorily in the case of basic trajectories, rotation angle. Also it was presented the results for the case when the position sensor has an error.

Статья поступила в редакцию 16.01.2017.