

Интернет-журнал «Наукоедение» ISSN 2223-5167 <https://naukovedenie.ru/>

Том 9, №6 (2017) <https://naukovedenie.ru/vol9-6.php>

URL статьи: <https://naukovedenie.ru/PDF/66TVN617.pdf>

Статья опубликована 10.12.2017

Ссылка для цитирования этой статьи:

Чжо Мьят Ту Моделирование системы автоматического управления квадрокоптером на основе Л1 адаптивного управления // Интернет-журнал «НАУКОВЕДЕНИЕ» Том 9, №6 (2017)

<https://naukovedenie.ru/PDF/66TVN617.pdf> (доступ свободный). Загл. с экрана. Яз. рус., англ.

УДК 681.5

Чжо Мьят Ту

ФГБОУ ВО «Московский государственный технический университет им. Баумана», Россия, Москва¹

Аспирант последнего курса, кафедра «ИУ1»

E-mail: kyawmyatthu@live.com, alexgarilov@mail.ru

SCOPUS: <http://www.scopus.com/authid/detail.url?authorId=56785680600>

Моделирование системы автоматического управления квадрокоптером на основе Л1 адаптивного управления

Аннотация. В данной работе представлена система автоматического управления квадрокоптером на основе системы адаптивного управления Л1, 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. Нелинейная модель летательного аппарата выражается в виде линейной нестационарной системы предопределенной области эксплуатации, для этого предназначена системы адаптивного управления Л1. Тактико-технические границы системы адаптивного управления Л1 можно систематически повышена за счет увеличения скорости адаптации, не повреждая устойчивость системы.

Ключевые слова: моделирование квадрокоптера; quadcopter; автоматическое управление; система адаптивного управления Л1; линеаризация обратной связью; регулятор; адаптация

Введение

На сегодняшний день беспилотные летательные аппараты (БПЛА) и их комплексы являются наиболее перспективными, динамично развивающимися системами военного и гражданского назначения, прослеживается тенденция ослабления усилий ряда научно и технически развитых стран по разработке БПЛА и их комплексов, прежде всего малоразмерных мультикоптеров. Анализ существующих и перспективных БПЛА показывает, что в настоящее время определились предпочтительные схемы и компоновки для каждого класса аппаратов, рациональность которых подтверждена опытом разработчиков различных стран [1, 2]. В последние годы получает развитие новый класс небольших мультироторных аппаратов, способных нести диагностическую и информационную фото- или видеоаппаратуру. Мультикоптеры, обладают рядом достоинств, таких, как простота и надежность конструкции и схемы стабилизации, а также малая масса при существенной массе полезной нагрузки [3].

¹ 105005, Москва, Госпитальный переулок, 4-6с3

Особенно эффективным, является применение мультикоптеров в режимах автономного полета [4].

В данной работе рассматривается система автоматического управления квадрокоптером, разработанная на основе метода адаптивного управления Л1, предназначенная для обеспечения движения аппарата по заданному маршруту и стабилизации ЛА в воздухе в горизонтальном или в заданном угловом положении.

1. Теории $\mathcal{L}1$ адаптивного управления

$\mathcal{L}1$ Адаптивное управление – это совокупность методов теории управления, позволяющих синтезировать системы управления, которые имеют отделять оценку (адаптация) от контроля (робастность), и с этим позволяет произвольным быстрой адаптации [5], [6]. Основным преимуществом система адаптивного управления $\mathcal{L}1$ является четкое отделение эффективности и робастности чем других адаптивных алгоритмов управления. Архитектуры $\mathcal{L}1$ адаптивной теории управления гарантированы переходные эффективности и робастности во время быстрой адаптации, без соблюдения постоянного возбуждения, применяя усиления-планирование, или прибегать к обратной связи с высоким коэффициентом усиления [7].

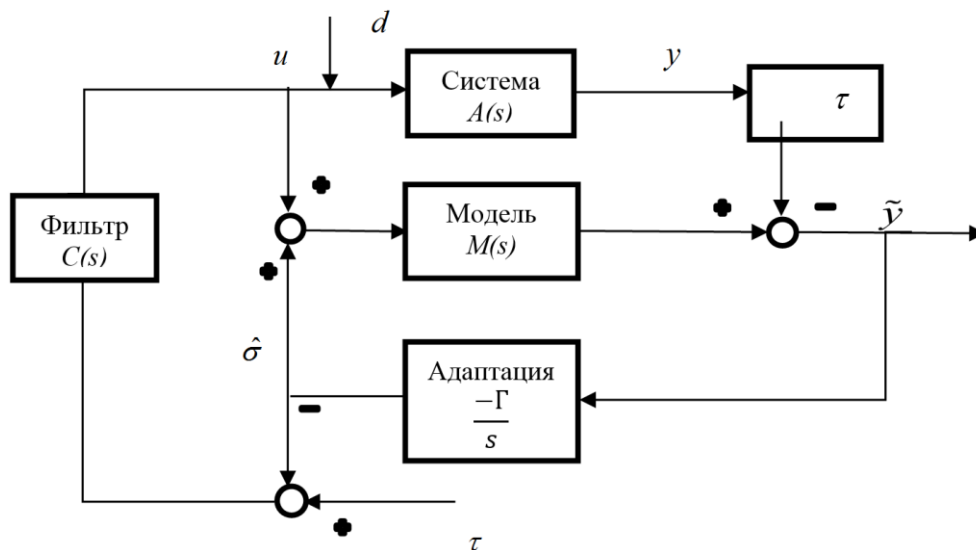


Рисунок 1. Схема системы Л1 адаптивного управления и выхода с обратной связью (источник: разработано авторами)

На рис. 1 показана схема адаптивного управления. Возмущение $d(s)$ представляет собой любой тип нелинейного возмущения. Таким образом, можно представлять не только внешние возмущения, но и изменение двигателей установки $A(s)$ из-за изменений параметров или недостатках исполнительных. Заметим, что, если $C(s) = 1$, ПИ-регулятор с высоким коэффициентом усиления восстанавливается.

$\hat{\sigma}$ = адаптивный сигнал, u = сигнал управления, $C(s)$ = Фильтр низких частот (Low-pass filter), τ = задержка времени измерения типичного датчика.

Добавление фильтра низких частот (Low pass filter) $C(s)$ есть два важные преимущества. Во-первых, он ограничивает пропускную способность управляющего сигнала и отправленных на двигатель установки. Во-вторых, часть адаптивного сигнала $\hat{\sigma}$, отправляющая в модель $M(s)$ получает высокочастотную частью.

2. Математическая модель квадрокоптера

Квадрокоптер представляет собой летательный аппарат с четырьмя винтами. Его винты закреплены на двух пересекающихся крест-накрест балках и вращаются попарно в противоположных направлениях, как показано на рис. 2. Центр масс квадрокоптера находится на пересечении балок, т. е. в его геометрическом центре. Обозначим оси глобальной системы координат E , связанной с землей, как X, Y, Z ; а оси локальной системы координат B , связанной с центром масс квадрокоптера, – x, y, z (рис. 2).

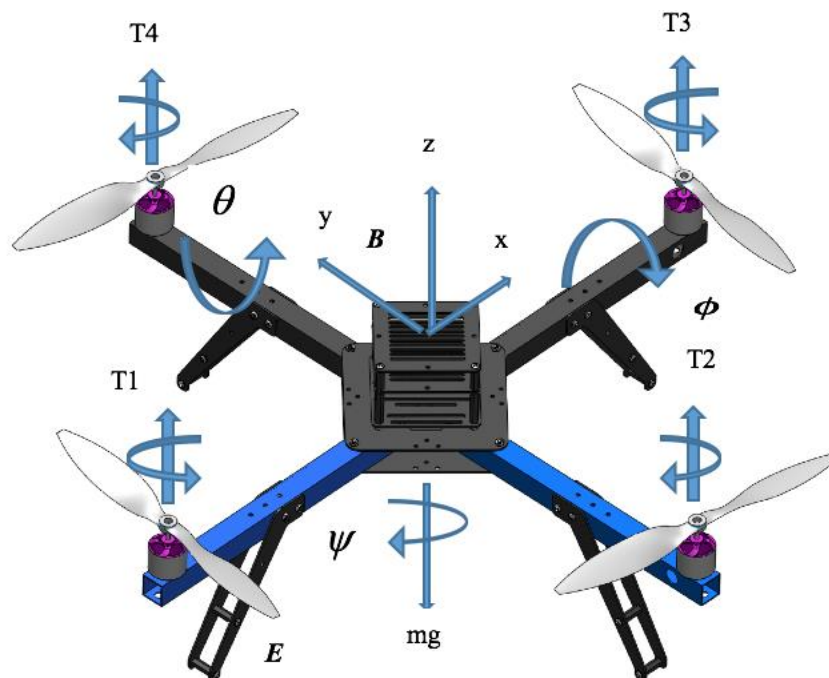


Рисунок 2. Кинематическая схема квадрокоптера (источник: разработано авторами)

На квадрокоптер действуют аэродинамические силы тяги несущих винтов T_1, T_2, T_3, T_4 , приложенные к их центрам масс роторов A_1, A_2, A_3, A_4 соответственно и силы тяжести корпуса m_{CG} и винтов $m_i g$ (рис. 2), моменты сопротивления вращению винтов, силы сопротивления движению корпуса квадрокоптера в воздушной среде, а также силы, возникающие в результате движения воздуха относительно корпуса квадрокоптера (возмущающее воздействие) [7], [8].

Где:

$\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4$: скорости вращения (угловая скорость) пропеллеров;

T_1, T_2, T_3, T_4 : подъемные силы;

$F_i \propto \omega_i^2$: на основе формы пропеллера, плотности воздуха и т. д.;

m : масса квадрокоптера;

mg : вес квадрокоптера;

φ, θ, ψ : углы поворота относительно осей X, Y и Z соответственно.

Положение квадрокоптера определяется в инерциальной системе координат x, y, z и ξ . Угловое положение определяется в инерциальной системе с тремя углами Эйлера η . Угол тангажа θ определяет вращение квадрокоптера вокруг оси- y . Угол крена ϕ определяет вращение

вокруг оси-х и угол рыскания ψ вокруг оси z. Вектор q представляет собой линейные и угловые векторы положения [9], [10].

$$\xi = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}, \quad \eta = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}, \quad q = \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \end{bmatrix}. \quad (1)$$

Определим линейные скорости JB и угловые скорости ω в следующем виде.

$$JB = \begin{bmatrix} Jx, B \\ Jy, B \\ Jz, B \end{bmatrix}, \quad \omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Матрица поворота квадрокоптера в следующем виде.

$$R = \begin{pmatrix} c_\psi c_\theta & c_\psi s_\theta s_\phi - s_\psi c_\phi & c_\psi s_\theta c_\phi + s_\psi s_\phi \\ s_\psi c_\theta & s_\psi s_\theta s_\phi + c_\psi c_\phi & s_\psi s_\theta c_\phi - c_\psi s_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{pmatrix}, \quad (3)$$

где: $S_x = \sin(x)$ и $C_x = \cos(x)$. Матрица вращения R ортогональна, поэтому $R^1 = R^T$.

Существует 3 типа угловых скоростей, которые могут описываться как производная от (ϕ, θ, ψ) относительно по времени,

$\dot{\phi}$ = Скорость крена, $\dot{\theta}$ = Скорость тангажа, $\dot{\psi}$ = Скорость рыскания.

Рассматривая условие зависания квадрокоптера дает 4 уравнения сил, направлений, моментов и скоростей вращения. Они описываются в следующем:

Равновесие сил: $\sum_{i=1}^4 T_i = -mg$;

Равновесие направлений: $T_{1,2,3,4} \parallel g$;

Равновесие моментов: $\sum_{i=1}^4 M_i = 0$;

Равновесие скоростей вращения: $(\omega_1 + \omega_3) - (\omega_2 + \omega_4) = 0$;

И следствие: $\dot{\phi} = 0, \dot{\theta} = 0, \dot{\psi} = 0$.

Квадрокоптер может перемещать движения вверх и вниз при увеличении или уменьшении скорости вращения всех пропеллеров:

Вверх: $\sum_{i=1}^4 T_i > -mg$. Вниз: $\sum_{i=1}^4 T_i < -mg$. Углы Эйлера и скорости остаются 0.

Изменение равновесия скорости, направлений и моментов пропеллеров дает следующие уравнения рыскания, крена и тангажа квадрокоптера.

$$\text{Рыскание: } \dot{\psi} = k_Y ((\omega_1 + \omega_3) - (\omega_2 + \omega_4)) \quad \phi = \int \dot{\psi} dt \quad (4)$$

$$\text{Крена: } \dot{\phi} = k_R((\omega_1 + \omega_4) - (\omega_2 + \omega_3)) \quad \phi = \int \dot{\phi} dt \quad (5)$$

$$\text{Тангажа: } \dot{\theta} = k_P((\omega_1 + \omega_2) - (\omega_3 + \omega_4)) \quad \theta = \int \dot{\theta} dt \quad (6)$$

Таким образом, уменьшение скорости второго ротора и увеличение скорости 4-го ротора приобретают движение крена. Так же, уменьшение скорости первого ротора и увеличение скорости 3-го ротора приобретают движение тангажа. Увеличение угловых скоростей двух противоположных роторов и уменьшение скоростей двух других приобретают движение рыскания [11], [12].

3. Уравнение движения

Пусть коэффициент пропорциональности k и $F = \sqrt{T}$, каждое уравнение движения квадрокоптера описываются в следующем:

$$\dot{\phi} = k((\omega_1 + \omega_4) - (\omega_2 + \omega_3)) = k\omega_1 - k\omega_2 - k\omega_3 + k\omega_4 \quad (7)$$

$$\dot{\theta} = k((\omega_1 + \omega_2) - (\omega_3 + \omega_4)) = k\omega_1 + k\omega_2 - k\omega_3 - k\omega_4 \quad (8)$$

$$\dot{\psi} = k((\omega_1 + \omega_3) - (\omega_2 + \omega_4)) = k\omega_1 - k\omega_2 + k\omega_3 - k\omega_4 \quad (9)$$

$$F = k((\omega_1 + \omega_2 + \omega_3 + \omega_4)) = k\omega_1 + k\omega_2 + k\omega_3 + k\omega_4 \quad (10)$$

С помощью матриц и получим;

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ F \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} k & -k & -k & k \\ k & k & -k & -k \\ k & -k & k & -k \\ k & k & k & k \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \\ \omega_4 \end{pmatrix} \quad (11)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ F \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} k & -k & -k & k \\ k & k & -k & -k \\ k & -k & k & -k \\ k & k & k & k \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \\ \omega_4 \end{pmatrix} = K \begin{pmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \\ \omega_4 \end{pmatrix} \quad (12)$$

Согласно уравнению (8), управление четырьмя силами (тангажа, крена, рыскание и сила тяги) может описываться в следующем:

$$\begin{pmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \\ \omega_4 \end{pmatrix} = K^{-1} \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ F \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} k & -k & -k & k \\ k & k & -k & -k \\ k & -k & k & -k \\ k & k & k & k \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ F \end{pmatrix} \quad (13)$$



Рисунок 3. Функциональная схема системы управления (источник: разработано авторами)

4. Алгоритм управления обратной связью для управления полетом квадрокоптера

Для управления полетом квадрокоптера пользуют сигналы от датчиков (например, 3-осевой гироскоп, акселерометр и т. д.). Полученные значение будем сравнить значение меры с требуемой уставкой и применить исправление к системе на основе ошибки.

В работе был создан специальный алгоритм, позволяющий обходить особые точки и осуществлять решение задачи на всем интервале изменения обобщенных координат.

Параметры алгоритма управления определяются по методике, в основе которой лежит минимизация отклонения реальной траектории от заданной. Аналогичные алгоритмы управления разработаны для движения квадрокоптера при спуске и движении по заданной траектории.

ПИД регулятор и функции:

$$C := \text{xxx_rate_controller}(e);$$

Получим:

$$c(t) := K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d(\tau) + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (14)$$

В дискретном форме (k^{th} текущего дискретизация):

$$C(k) := K_p e(k) + K_i \sum_{j=0}^k e(j) \Delta T + K_d \frac{e(k) - e(k-1)}{\Delta T} \quad (15)$$

где: константы K_p , K_i , K_d определить поведение регулятора:

K_p управляет краткосрочным действием;

K_i управляет долгосрочным действием;

K_d управляет действием на основе «тенденции ошибки».

Константы K_p , K_i , K_d оцениваются с использованием метода Циглера-Николса [13].

Основная схема алгоритма показана на рисунке 4, 5. В этих схемах входные параметры к ПИД-регулятора являются сигналами ошибках скорости ротора, и производном сигналом ошибки, который соответствует переменных ПИД.

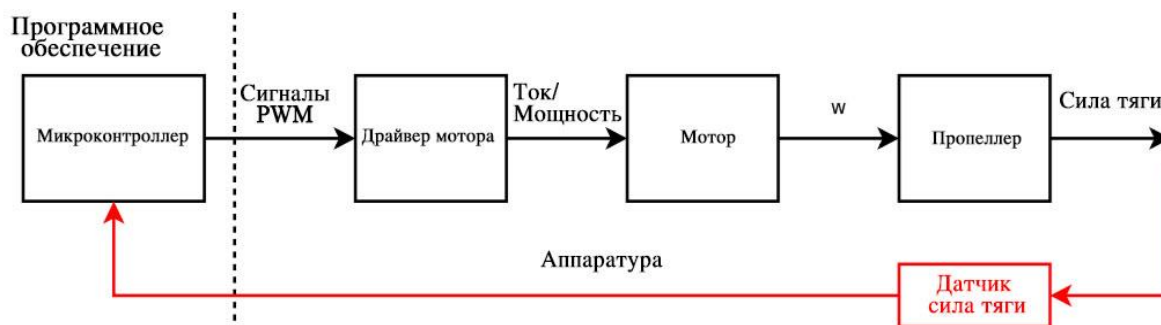


Рисунок 4. Основная схема системы управления квадрокоптера (источник: разработано авторами)

С другой стороны, система управления с обратной связью можно выразить следующим образом:



Рисунок 5. Полная схема системы управления квадрокоптера (источник: разработано авторами)

5. Моделирование

Математическое моделирование проводится в программных средах Matlab Simulink 2013 с использованием языка программирования Matlab. Значения параметров моделирования представлены в таблице 1 и 2.

Таблица 1

Параметры системы

Символ	Описание	Величина	Ед. изм.
g	Вес квадрокоптер	9.81	$[m/s^2]$
m	Масса квадрокоптер	0.75	$[kg]$
l	Расстояние от центра до ротора	0.26	$[m]$
J_x	Момент инерции относительно оси x	0.019688	$[kgm^2]$
J_y	Момент инерции относительно оси y	0.019688	$[kgm^2]$
J_z	Момент инерции относительно оси z	0.03938	$[kgm^2]$
K_t	Констант силы пропеллеров	3.13×10^{-5}	$[Ns^2]$
K_q	Констант момент силы пропеллеров	7.5×10^{-7}	$[Ns^2]$

Источник: разработано авторами

Таблица 2

Параметры ПИД-контроллера

Переменные i	Величина параметров		
	$K_{i,P}$	$K_{i,D}$	$K_{i,I}$
x	1.85	0.75	1.00
y	1.75	0.75	1.00
z	1.85	0.75	1.00
f	3.00	0.75	-
q	3.00	0.75	-
y	3.00	0.75	-

Источник: разработано авторами

Результаты моделирования параметров ω_i , ξ , η представлены на рисунках 6, 7 и 8. Высоты и углы стабилизируются к нулевому значению через 5 секунд. Положение квадрокоптера близко к запланированной позиции через 4 секунды. Результаты стабильность угловых положений при моделировании позволяет получить достижения запланированной позиции, скорости и ускорения квадрокоптера. Значения входных параметров управления колебались в процессе ускорения, но их поведение стало более стабильным.

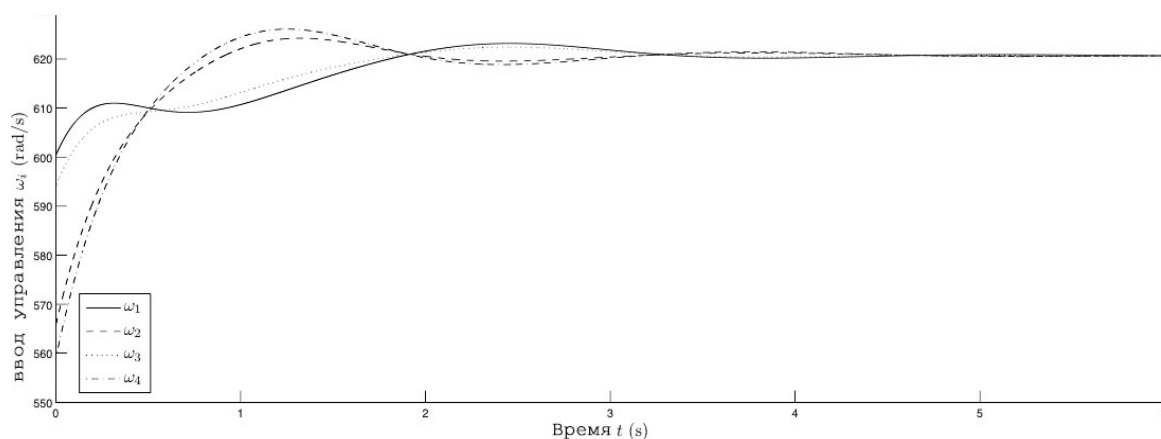


Рисунок 6. Входные параметры ω_i (источник: разработано авторами)

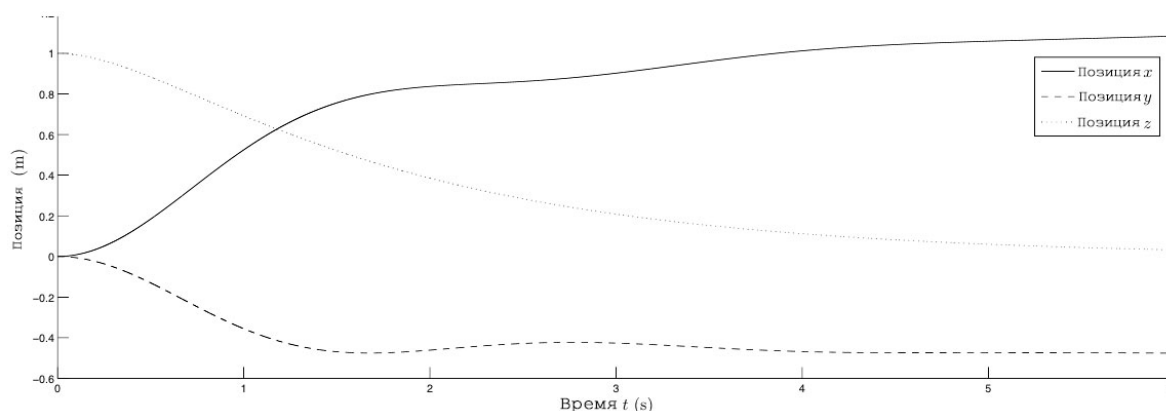


Рисунок 7. Позиции x , y , z (источник: разработано авторами)

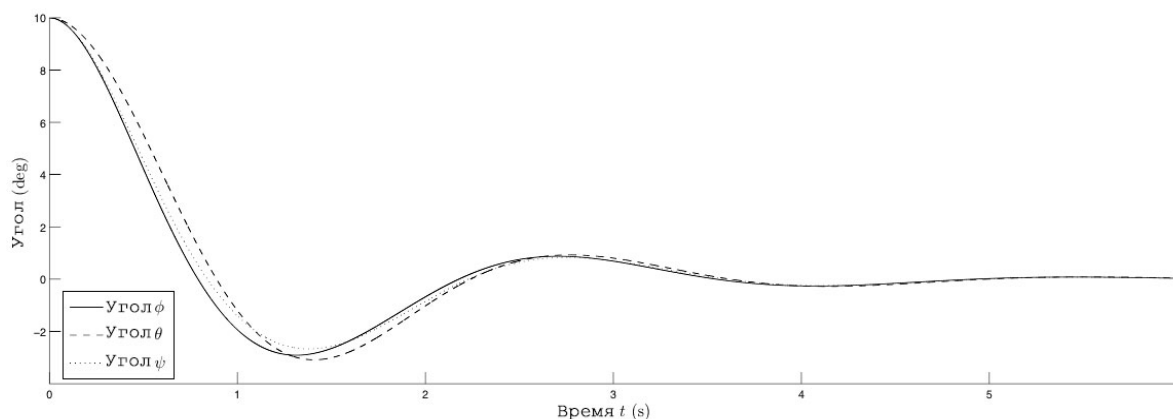


Рисунок 8. Углы f, q, ψ (источник: разработано авторами)

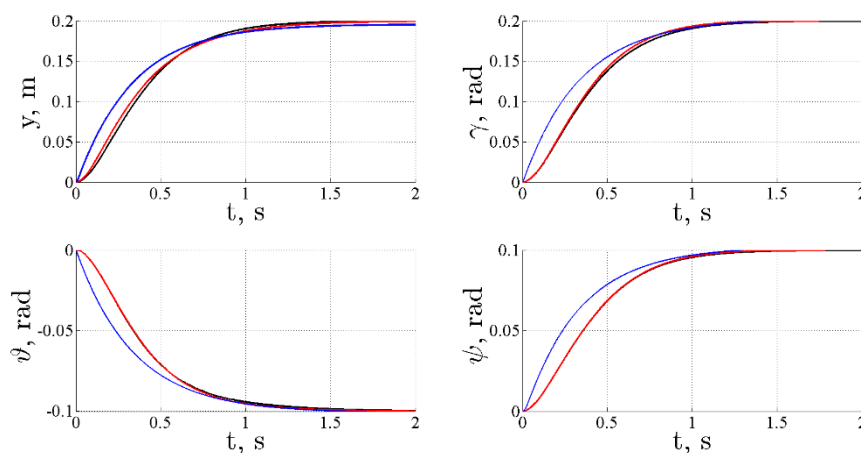


Рисунок 9. Зависимость изменения координат квадрокоптера от времени при использовании алгоритма на основе L1 адаптивного управления (источник: разработано авторами)

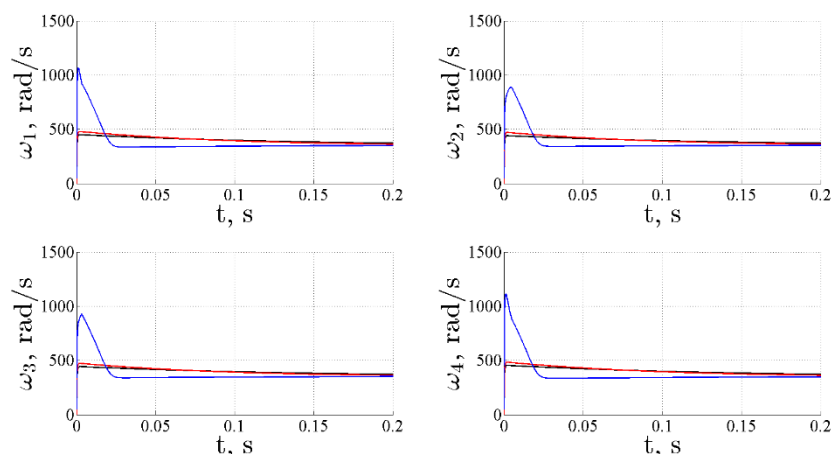


Рисунок 10. Зависимость изменения угловых скоростей квадрокоптера от времени при использовании алгоритма на основе L1 адаптивного управления (источник: разработано авторами)

Заключение

Исследован квадрокоптер заданного класса как объект управления. Изучили анализ, математическое моделирование и управление квадрокоптер. Разработаны и представлены

математическая модель и алгоритма управления квадрокоптер, которые были реализованы при моделировании в режиме реального времени. Результаты моделирования показывают эффективность и стабильность ПИД-регулятора, которые позволяют управлять траектории и высоты полета квадрокоптер.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пупков К. А., Гаврилов А. И., Шахназаров Г. А. Комплексирование Технологий Управления В Интеллектуальных Системах Высокой Точности И Надежности // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2011. № 4. С. 60-67.
2. Altug E., Ostrowski J. P., Mahony R. (2002). Control of a Quadrotor Helicopter using Visual Feedback”, Proceed. IEEE Int. Conference Robotics Automation, (1): P. 72-77.
3. Olfati-Saber R. Nonlinear Control of Underactuated Mechanical Systems with Application to Robotics and Aerospace Vehicles. PHD thesis in Electrical Engineering and Computer Science. (2001) Massachusetts Institute of Technology.
4. L1 adaptive output feedback controller for systems of unknown dimension // IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 53, no. 3, P. 815-821, 2008.
5. Cao C., Novakimyan N. L1 adaptive controller for systems with unknown time-varying parameters and disturbances in the presence of non-zero trajectory initialization error// International Journal of Control, vol. 81, no. 7, P. 1148-1162, 2008.
6. Гаврилов А. И., Чжо Мьят Ту, Будникова Е. А. Синтез Системы Автоматического Управления Квадрокоптером // Сб. науч. Тр. «Управление В Морских И Аэрокосмических Системах» (УМАС–2014), 7-9 октября 2014 г., Санкт-Петербург. С. 621-624.
7. Чжо Мьят Ту, Моделирование Системы Автоматического Управления Квадрокоптером // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2014. №11. Режим доступа: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/741283.html> ((дата обращения 20.11.2014).
8. Kyaw Myat Thu, Gavrilov A. I. Analysis, Design and Implementation of Quadcopter Control System // 2015 5th International Workshop on Computer Science and Engineering: Information Processing and Control Engineering, WCSE 2015-IPCE 2015, BMSTU, Russia, April 15-17, 2015.
9. Емельянова О. В., Яцун С. Ф., Попов Н. И. Изучение движения квадрокоптера в вертикальной плоскости (научная конференция издательства Молодой ученый) // Актуальные вопросы технических наук: материалы и междунар. науч. конф. (г. Пермь, февраль 2013 г.).
10. Madani T., and Benallegue A. // Backstepping control for a quadrotor helicopter // IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2006, pp. 3255-3260.
11. Castillo P., Lozano R. and Dzul A. Stabilisation of a mini rotorcraft with four rotors // IEEE Control Systems Magazine, 2005, P. 45-55.
12. Martin P. and Salau'n E. The true role of accelerometer feedback in quadrotor control // IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2010, P. 1623-1629.
13. Метода Циглера-Николса. Режим доступа: http://www.engr.mun.ca/~nick/eng5951/Ziegler_Nichols.pdf.
14. Mahony R., Kumar V. and Corke P. Multirotor Aerial Vehicles, Modeling, Estimation, and Control of Quadrotor // Robotics Automation Magazine, IEEE, vol. PP, iss. 99. 2012. P. 20-32.

Kyaw Myat Thu

Bauman Moscow state technical university, Russia, Moscow

E-mail: kyawmyatthu@live.com

Modeling and design of an automatic control system of quadcopter based on $\mathcal{L}1$ adaptive control system

Abstract. This paper presents research and results of an automatic control system of quadcopter based on $\mathcal{L}1$ adaptive control system, which is the task of system is to provide a movement of device along the route to the stabilization and control unit in the air and in a horizontal or in a predetermined angular position by means of control signals engines. The nonlinear model of the aircraft is expressed as a linear time-dependent system for a predetermined area of operation, for which an $\mathcal{L}1$ adaptive control system designed and developed. The Performance boundaries of $\mathcal{L}1$ adaptive control system can be systematically improved by increasing the adaptation rate without hurting the robustness of the system.

Keywords: quadcopter; Automatic control system; $\mathcal{L}1$ adaptive control; feedback linearization; unmanned aerial vehicle (UAV); modeling of a quadcopter; regulator; and adaption

Приложение

Технические характеристики макета квадрокоптера



Рисунок 11. Макета квадрокоптера (источник: разработано авторами)

1. Тип квадрокоптера – Arducopter Quad
2. Длина – 56×56 см
3. Высота – 17 см
4. Материалы – Алюминий и стекловолокно
5. Вес квадрокоптера – 0,7 кг (без батареи) – 1 кг (с батареями)
6. Тип пропеллера – APC Slow Flyer 11×4.7 (SF и SFP)
7. Максимальная скорость вращения винты – 9768 rpm (число оборотов в минуту)
8. Максимальная высота полета- 100 м – 200 м
9. Максимальная скорость полета – 32 км/ч – 75 км/ч
10. Максимальное время полета – 15-20 мин.
11. Максимальный подъёмный вес – 3.2 кг

Электронные компоненты

1. Двигатели – 4 × 880 Kv Бесколлекторные двигатели
2. Электронный регулятор хода – ЭРХ (ESC) – 3D Robotic Electronics Speed Controller
3. Плата управления – APM 2.6 (Ardupilot Mega)
4. GPS и компас – 3DR GPS uBlox LEA-6 с компасом
5. Сенсоры – трехосевой гироскоп, акселерометр
6. Аккумулятор – Turnigy 5000 мАч 3S батареи

7. Модуль питания – 3DR Power Module
8. Телеметрия – 3DR Telemetry Комплект
9. Передатчик – Spektrum DX8 8 каналов передатчика
10. Приемник – Spektrum AR8000 приемник

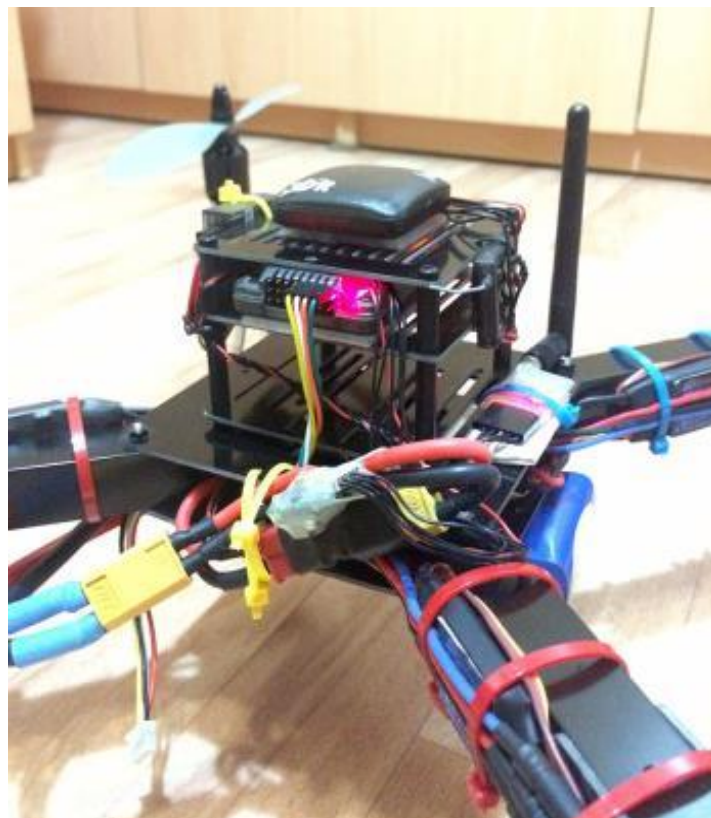


Рисунок 12. Макет квадрокоптера (источник: разработано авторами)