



АВТОМАТИКА. ЕСЕПТЕУ ТЕХНИКАСЫ
АВТОМАТИКА. ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА
AUTOMATION. COMPUTER ENGINEERING

DOI 10.51885/1561-4212_2021_1_25
МРНТИ 50.43.17

А.А. Аубакиров¹, А.Ж. Закарина²

Евразийский национальный университет им. Л.Н. Гумилева, г. Нур-Султан, Казахстан

¹E-mail: arman-a86@mail.ru *

²E-mail: zakarina_azh@enu.kz

**ИССЛЕДОВАНИЕ НЕЛИНЕЙНОЙ МОДЕЛИ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА БПЛА
С ШЕСТЬЮ СТЕПЕНЯМИ СВОБОДЫ ПО ТАНГАЖУ С ПИД-РЕГУЛЯТОРОМ**
ПИД-РЕТТЕГІШІ БАР, ТАНГАЖ БОЙЫНША АЛТЫ ДӘРЕЖЕЛІ ЕРКІНДІГІМЕН
ПҰА-НЫҢ ҰШУ ДИНАМИКАСЫНЫҢ СЫЗЫҚТЫҚ ЕМЕС МОДЕЛІН ЗЕРТТЕУ
INVESTIGATION OF A NONLINEAR MODEL OF UAV FLIGHT DYNAMICS WITH 6
DEGREES OF FREEDOM IN PITCH WITH A PID CONTROLLER

Аннотация. В статье рассматривается нелинейная 6DOF модель управления траекторией полета беспилотного летательного аппарата (БПЛА). Это связано с тем, что в настоящее время подобные модели БПЛА становятся перспективными для широкого круга задач наблюдения, поисково-спасательных операций, строительных инспекций, интерактивных игр и медицинских приложений. Развитие техники и технологий, микроэлектроники, информатики и микропроцессоров дают возможность современным квадрокоптерам стать высокоманевренными БПЛА в отличие от их более ранних аналогов.

В ходе работы выбрана математическая модель, описывающая динамику полета квадрокоптера с использованием двух допущений. Перечислены коэффициенты усиления, используемые в ПИД контроллере. Исследованы механизмы и каскадные схемы ПД-регулятора для корректировки полета БПЛА. Изучен режим тангажа полета квадрокоптера. Отражена динамика полета квадрокоптера. Показаны результаты моделирования с полученными параметрами полетных данных, при которых конструкция модели хорошо стабилизирует квадрокоптер при различных маневрах.

Ключевые слова: БПЛА, квадрокоптер, нелинейная 6DOF модель, ПД-регулятор, каскадный регулятор.

Аңдатпа. Мақалада квадрокоптер ұшқышсыз ұшу аппаратының (ҰҰА) ұшу траекториясын басқарудың сызықтық емес 6DOF моделі қарастырылады. Бұл қазіргі уақытта ҰҰА-ның мұндай моделі бақылау, іздестіру-құтқару операциялары, құрылыс инспекциялары, интерактивті ойындар мен медициналық қосымшалардың кең ауқымды міндеттері үшін қолайлы болуына байланысты. Техника мен технологияның, микроэлектрониканың, информатиканың және микропроцессорлардың дамуы, заманауи квадрокоптерлердің бұрынғы аналогтарынан қарағанда жоғары маневрлік ұшқыштарға айналуына мүмкіндік береді.

Екі болжамды қолдана отырып, квадрокоптердің ұшу өзгерісін сипаттайтын математикалық модель таңдалды. ПИД контроллерінде қолданылатын пайда коэффициенттері келтірілген. Ұшқышсыз ұшу аппаратының ұшуын түзету үшін, ПД реттеуіштің тетіктерімен каскадты сұлбасы зерттелді. Квадрокоптердің ұшу режимі зерттелді. Квадрокоптер ұшуының өзгерістері көрсетілген. Түрлі маневр жасалынған уақытында, квадрокоптерді жақсы тұрақтандыратын құрылмасы кезінде, ұшу деректерінің өлшемдерімен алынған модельдеу нәтижелері көрсетілген.

Түйін сөздер: UAV, квадрокоптер, сызықтық емес 6DOF моделі, ПД реттегіш, каскадты

рефератив.

Abstract. *The article considers a nonlinear 6DOF model for controlling the flight path of an unmanned aerial vehicle (UAV). This is due to the fact that at present such a model of UAVs is becoming promising for a wide range of surveillance tasks, search and rescue operations, construction inspections, interactive games and medical applications. The development of equipment and technologies, microelectronics, computer science and microprocessors, make it possible for modern quadcopters to become highly maneuverable UAVs in contrast to their earlier counterparts.*

A mathematical model describing the dynamics of the quadcopter flight using two assumptions is selected. The gain factors used in the PID controller are listed. The mechanisms of the PD controller and the cascade scheme of PD controllers for adjusting the UAV flight are investigated. The mode of the quadcopter's pitch flight is studied. The dynamics of the quadcopter flight is reflected. The results of the simulation with the obtained flight data parameters are shown, in which the model design well stabilizes the quadcopter during various maneuvers.

Keywords: *UAV, quadcopter, nonlinear 6DOF model, PD controller, cascade controller.*

Введение. Квадрокоптеры – это летательные аппараты с четырьмя роторными двигателями, прикрепленными к жесткой раме. Эти четыре ротора управляют подъемной силой при совместной работе, а в различных комбинациях они используются для управления креном, тангажем и рысканием [1]. Квадрокоптеры способны выполнять маневры, подобно вертолетам. Небольшие размеры и вес квадрокоптера позволяют им получить доступ к окружающей среде, недоступной для существующих крупных летательных аппаратов, самолетов, вертолетов.

Конструкции квадрокоптера и его полетным свойствам присуща нелинейная динамика, которая обеспечивает отличный стенд для проверки концепций теории управления и лежащей в основе динамики. Многочисленные исследования различных авторов показали, что динамика квадрокоптера крайне нестабильна и демонстрирует нежелательные летные характеристики в отсутствие контроллера [2]. Причем квадрокоптеры имеют шесть степеней свободы (6DOF): три поступательные и три вращательные. Работа четырех двигателей описывается параметрами U_1 , U_2 , U_3 и U_4 , которые обозначают факторы вертикальной тяги, крена, тангажа и рыскания соответственно. Если система 6DOF имеет менее шести входов, то она создает недостаточно активную систему. В этом случае управление квадрокоптером затруднено, поскольку существует больше степеней движения, чем имеется управляющих механизмов для создания каждого поступательного и вращательного движения [3]. Недостаточно активная система создает дополнительную проблему для стабилизации динамики системы. Для разработки такого типа контроллера необходимо построить соответствующую математическую модель динамики квадрокоптера. Эта методика позволит при неполных исходных данных получить ценную информацию о летных характеристиках и определить, полностью ли управляема система и каким образом каждый вход влияет на систему в целом.

Основная цель исследования состоит в том, чтобы представить настройки ПД-регулятора, способные наилучшим образом стабилизировать нелинейный квадрокоптер. Квадрокоптер использует архитектуру управления каскадным циклом, где внутренний цикл использует информацию об угловой скорости, а внешний цикл использует информацию об угле поворота. Совместное применение двух ПД-регуляторов может стабилизировать установку, что делает квадрокоптер готовым к устойчивому полету.

Уравнения движения. Обзор литературы показывает, насколько важно определить точную модель, которая должным образом характеризует динамику любой системы [4-5]. Для настройки квадрокоптера это также не является исключением. Таким образом, основная часть усилий направлена на выбор математической модели, наиболее лучше описывающей динамику полета квадрокоптера. При этом используются два допущения: а) ква-

дрокптер представляет собой твердое тело, б) масса квадрокоптера распределена равномерно, так что он симметричен по осям x и y , которые описывают динамику квадрокоптера. Здесь представлена математическая модель квадрокоптера для трехмерного движения твердого тела.

Существует несколько методов управления, которые можно использовать для управления БПЛА, начиная от классического ПИД или ПД контроллера до более сложных нелинейных схем, таких как контроллеры обратного или скользящего режима [6-7]. Наиболее распространенными методами управления являются ПИД или ПД-регулятор, линейный регулятор, используемый для нелинейной системы с несколькими переменными квадрокоптера.

Перед использованием каких-либо контроллеров или архитектур управления необходимо разработать математическую модель, которая достаточно хорошо отражает реальную динамику квадрокоптера. Для нашего исследования рассмотрим модель с 6-ю степенями свободы (1). Для этой математической модели мы построили модель в Simulink'е в общем виде (рис. 1).

Пусть $[x, y, z, \varphi, \theta, \psi]$ – вектор, содержащий линейное и угловое положение квадрокоптера в системе координат Земли, и $[u, v, w, p, q, r]^T$ – вектор, содержащий линейные и угловые скорости в системе координат тела.

Модель в пространстве состояний организована следующим образом:

$$x = [\varphi, \theta, \psi, p, q, r, u, v, w, x, y, z]^T \in R^{12}.$$

Перепишем уравнения динамики квадрокоптера в пространстве состояний

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\varphi} = p + r[c(\varphi)t(\theta)] + q[s(\varphi)t(\theta)] \\ \dot{\theta} = q[c(\varphi)] - r[s(\varphi)] \\ \dot{\psi} = r \left[\frac{c(\varphi)}{c(\theta)} \right] + q \left[\frac{s(\varphi)}{c(\theta)} \right] \\ \dot{p} = rq \left[\frac{I_y - I_z}{I_x} \right] + \left[\frac{u2}{I_x} \right] \\ \dot{q} = rq \left[\frac{I_z - I_x}{I_y} \right] + \left[\frac{u3}{I_y} \right] \\ \dot{r} = rq \left[\frac{I_x - I_y}{I_z} \right] + \left[\frac{u4}{I_z} \right] \\ \dot{u} = rv - qw - g[s(\theta)] \\ v = pw - ru + g[s(\varphi)c(\theta)] \\ \dot{w} = qu - pv + g[c(\varphi)c(\theta)] + U1 \\ \dot{x} = w[s(\varphi)s(\psi) + c(\varphi)c(\psi)s(\theta)] - u[c(\varphi)s(\psi) - s(\varphi)c(\psi)s(\theta)] + u[c(\psi)c(\theta)] \\ \dot{y} = v[c(\varphi)c(\psi) + s(\varphi)s(\psi)s(\theta)] - w[s(\varphi)c(\psi) - c(\varphi)s(\psi)s(\theta)] + u[s(\psi)c(\theta)] \\ \dot{z} = w[c(\varphi)c(\theta)] - u[s(\theta)] + v[c(\varphi)c(\theta)] \end{array} \right. \quad (1)$$

где I_x, I_y, I_z – моменты инерции; c, s, t – функции $\cos(), \sin(), \tan()$.

Имеется четыре ротора, и контролируется столько же степеней свободы: обычно учитываются управляющие входы, по одному для вертикальной тяги и по одному для каждого углового движения. Эти уравнения вместе с контроллером, который в настоящее время используется на платформе квадрокоптера, были реализованы в программном обеспечении Simulink MATLAB. $U1, U2, U3, U4$, связанные с силой тяги, тангажем, креном и рысканием, соответственно и являются входами (рис. 1).

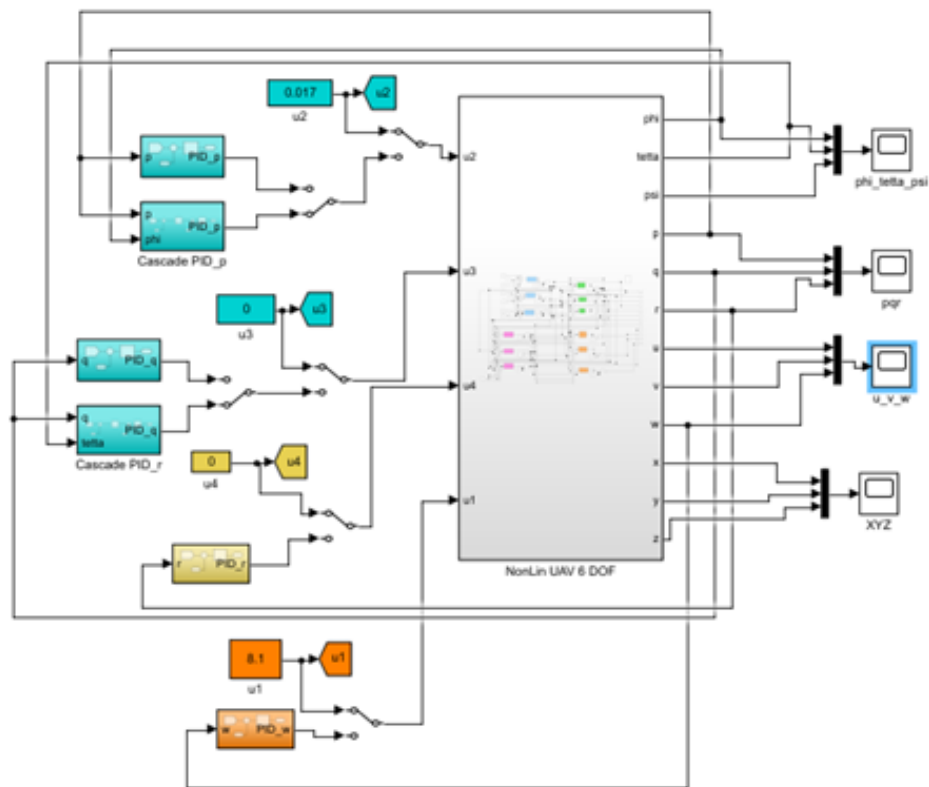


Рисунок 1. Модель в Simulink

Далее мы исследуем разработанную модель для разомкнутого и замкнутого циклов.
 Моделирование разомкнутого цикла. Система с разомкнутым контуром означает, что мы имеем систему без обратной связи, т.е. выход системы свободен от входа (рис. 2).

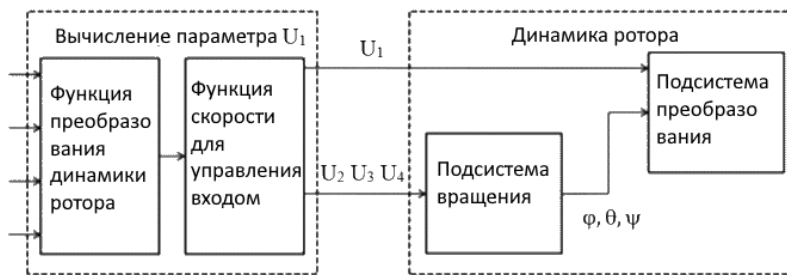


Рисунок 2. Система разомкнутого цикла для $U_1, U_2, U_3, U_4, \varphi, \theta, \psi$

Для проверки математической модели было выполнено моделирование разомкнутого цикла, то есть системы без обратной связи, с использованием Simulink MATLAB. Блок-схема моделирования показана на рис. 1. Результаты моделирования представлены на рис. 3-6.

На рис. 3 и 4 показан полет БПЛА в 3-х мерном измерении и его проекция на двумерное измерение. При заданных начальных условиях (табл. 1) квадрокоптер за 10

секунд поднимается по оси z на отметку 3,945 метров, и пролетает в режиме тангажа по оси y на 2,41591 метров.

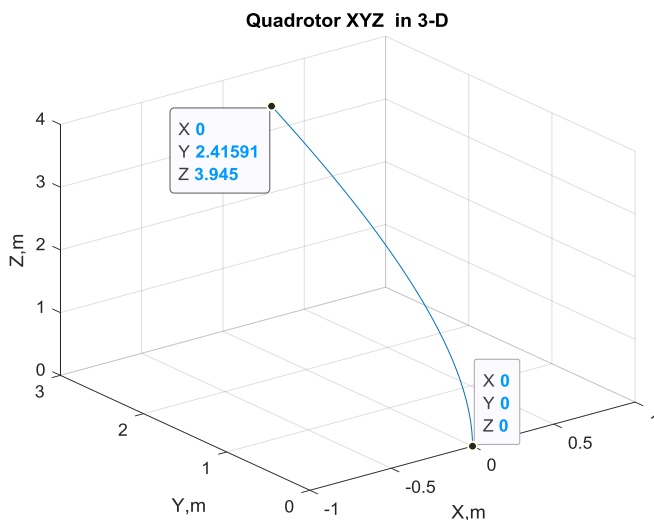


Рисунок 3. Модель в 3D, показывающий подъем дрона и тангаж. Данные согласно таблице 1.

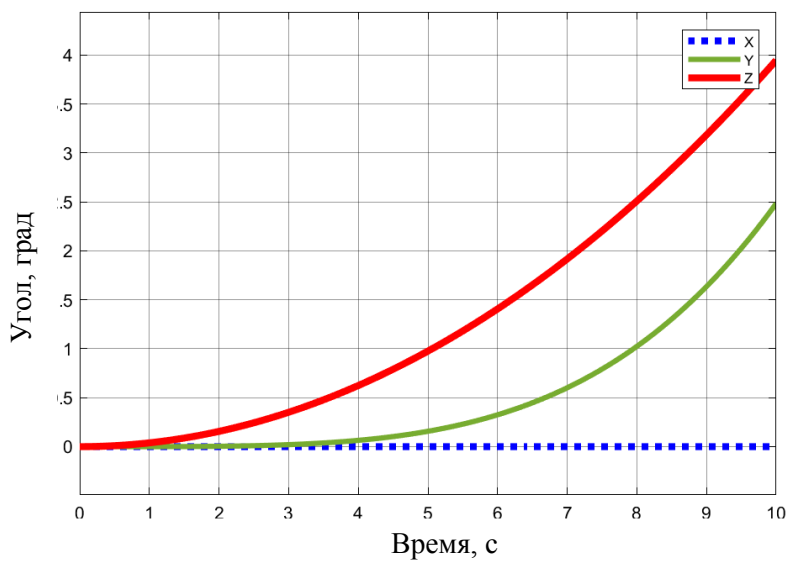


Рисунок 4. Проекция рисунка 3 на двухмерное измерение. Траектории квадрокоптера по x,y,z при начальных значениях из таблицы 1: красным обозначен подъем БПЛА вдоль оси z; зеленым – тангаж, движение вдоль оси y

На рис. 5 видно, что изменился угол только по тангажу, а углы по крену и рысканию нулевые. Рис. 6 отражает изменение угловых скоростей.

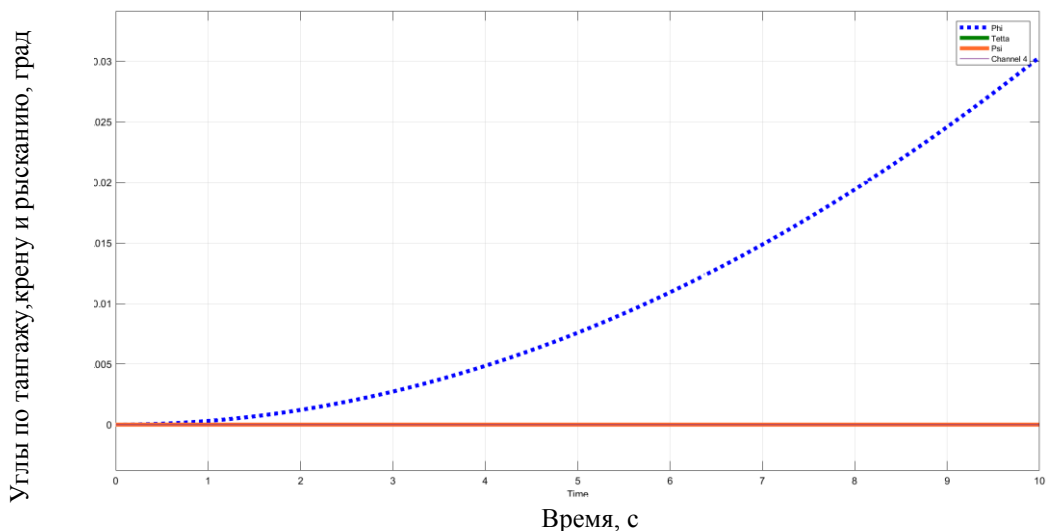


Рисунок 5. Углы по тангажу, крену, рысканию

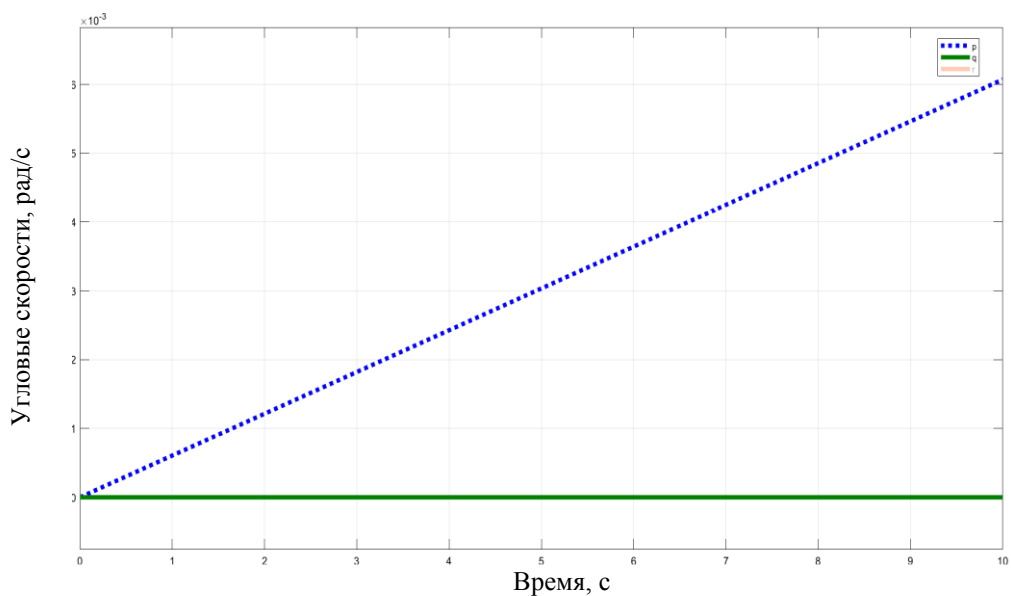


Рисунок 6. Движение по наклону, крену и рысканию

Замкнутый цикл, ПИД-регулятор. В системе с обратной связью желаемый выход зависит от входа. Такая система называется замкнутой системой с обратной связью (рис. 7).

После того, как полученная математическая модель квадрокоптера была проверена с использованием имитации разомкнутого контура, среда имитационного моделирования расширяется за счет включения контроллеров высоты, ориентации, курса и положения.

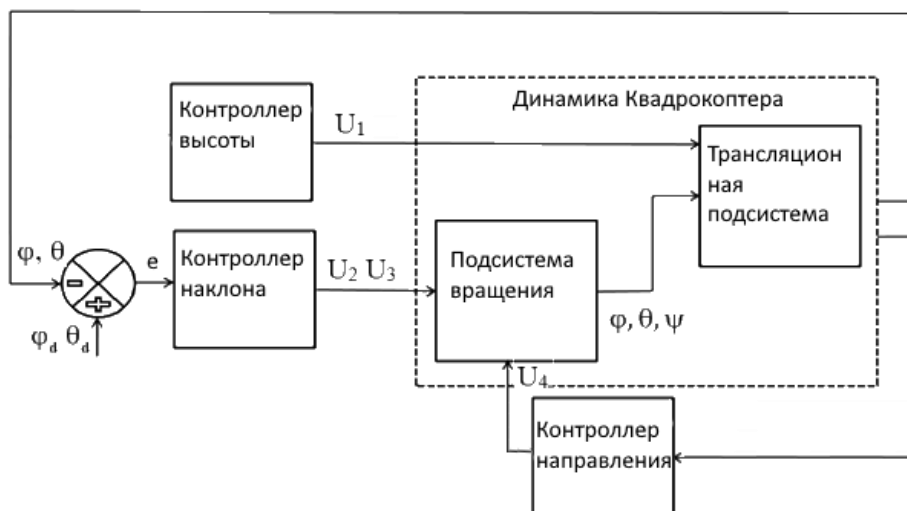


Рисунок 7. Система замкнутого цикла с обратной связью

Здесь используются входные данные по тангажу, крену и скорости рыскания, которые проходят через два ПИД-регулятора. Согласно модели (рис. 1) этими входами являются тангаж, крен, рыскание. Внешний цикл минимизирует ошибку информации об угле, а внутренний цикл минимизирует ошибку информации о скорости. Однако рыскание состоит только из одного ПИД-регулятора и сводит к минимуму только ошибку скорости рыскания.

В целом результаты показывают, что математическая модель точно отражает динамику квадрокоптера.

Таблица 1. Входные данные для расчета полета квадрокоптера

m	0,82		P	I	D
g	9,8	PID	0,12	0,11	0,01
		PID каскадный	1	0	0
u1	8,1				
u2	0.000017	I _x	I _y	I _z	
		28,8*10 ⁽⁻³⁾	28,8*10 ⁽⁻³⁾	26*10 ⁽⁻³⁾	

Перечисленные коэффициенты усиления используются в ПИД контроллере, который реализован на квадрокоптере с использованием микроконтроллера и соответствующего программного обеспечения. Серия из трех значений K_p, K_i и K_d составляет единичный регулятор. В данном случае мы имеем 5 контроллеров. Во время полета квадрокоптера они представляют собой контроллеры ПИД, показанные в Simulink модели, и фиксируют динамику квадрокоптера в полете. В результате применения этих контроллеров математическая модель лучше учитывает полетные данные.

На рис. 8-9 показаны результаты моделирования для замкнутого цикла с обратной связью

зью.

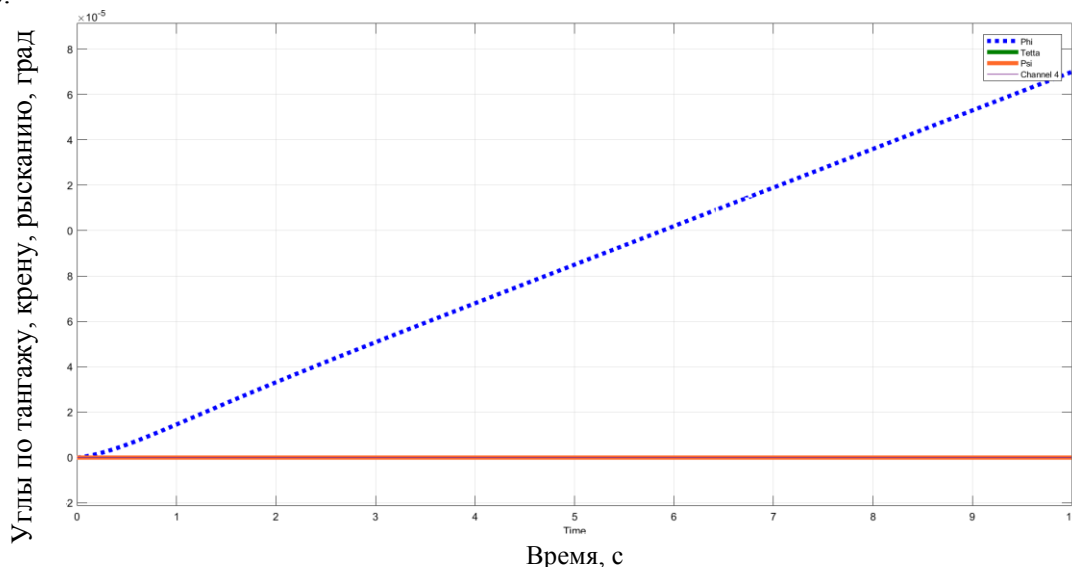


Рисунок 8. Углы по тангажу, крену, рысканию

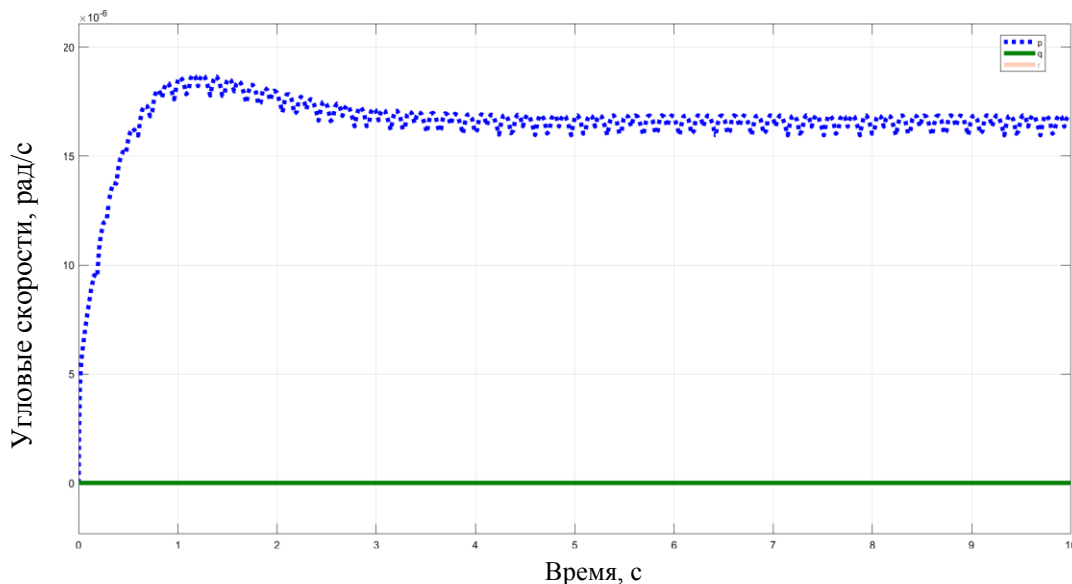


Рисунок 9. Движение по наклону, крену и рысканию

Представим каскадную архитектуру управления, в которой использовался внутренний цикл, который передает информацию об угловой скорости, и внешний цикл, который передает информацию об ориентации. Здесь внутренний цикл и внешний цикл используют информацию о состоянии, созданную динамикой квадрокоптера во время моделирования, сравнивают ее с входными данными и пытаются минимизировать разницу. Он известен как сигнал ошибки, который определяется как разница между заданным входным сигналом и измеренными выходными данными [6]. Рис. 10-11 иллюстрируют эту архитектуру

каскадного управления.

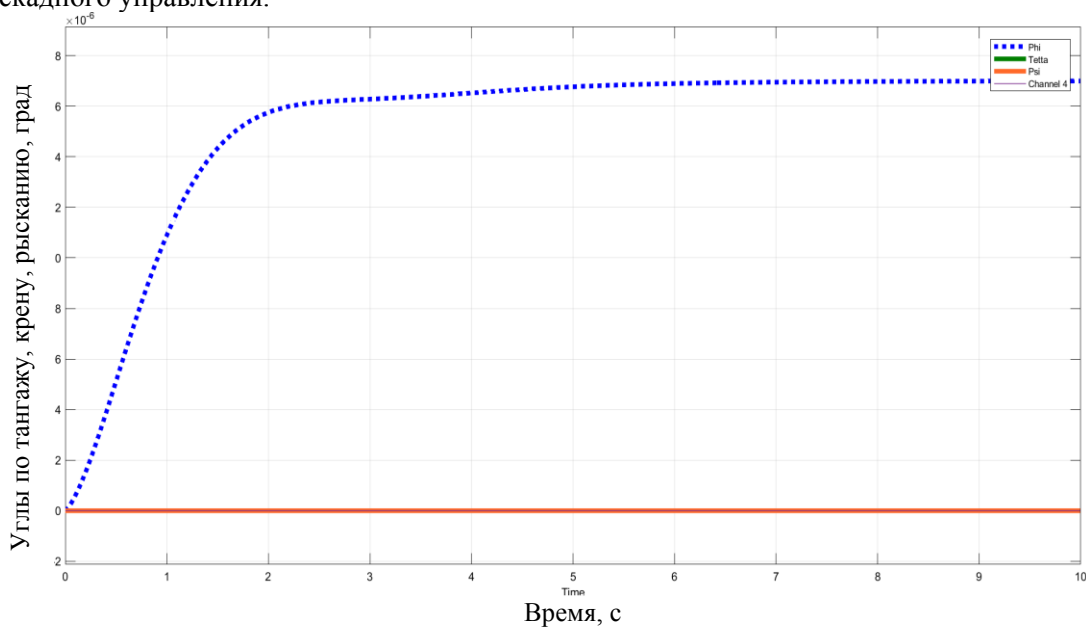


Рисунок 10. Углы по тангажу, крену, рысканию

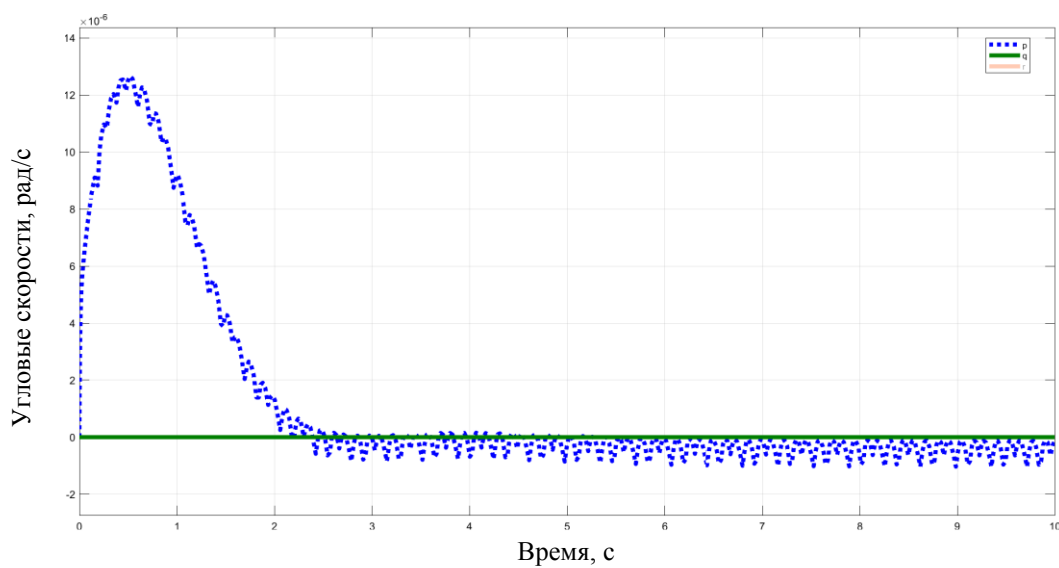


Рисунок 11. Движение по наклону, крену и рысканию

Заключение. В этом исследовании была разработана нелинейная математическая модель с ПИД-регулятором и каскадным П и ПИД в Simulink. Эта модель была проверена путем сравнения данных полета разомкнутого и замкнутого циклов, а полученные результаты показали более лучшие результаты изменения динамики полета квадрокоптера.

Результаты исследования продемонстрировали возможность управления полетом квадрокоптера с помощью построенной Simulink модели. Полученные параметры полетных данных удовлетворительны, при этом конструкция модели хорошо стабилизирует квадрокоптер при различных маневрах.

Список литературы

1. Francesco Sabatino. Quadrotor control: modeling, nonlinear control design, and simulation, Stockholm, Sweden June. – 2015.
2. Abdulkader Joukhadar, Mohammad Alchehabi, Adnan Jeje. Advanced UAVs Nonlinear Control Systems and Applications. – IntechOpen, 2019.
3. Simulated Annealing-Based Optimal Proportional-Integral-Derivative (PID) Controller Design: A Case Study on Nonlinear Quadcopter Dynamics. Kristofer Kevin Nemirsky. – San Jose State University, SJSU ScholarWorks, Spring 2017.
4. Claudia Mary, Luminita Cristiana Totu, Simon Konge Koldbæk, Modelling and Control of Autonomous Quad-Rotor. Masters Thesis, 2010.
5. Shim, H.D. Hierarchical flight control system synthesis for rotorcraft-based unmanned aerial vehicles: Ph.D. Thesis. – The University of California: Berkeley (2000).
6. M.A. Beisenbi, S.T. Suleimenova, A.A. Taurbekova, Research of robust stability of control systems with m inputs and n outputs in the case of catastrophe elliptical umbilic // Journal bulletin of the national academy of sciences of the republic of Kazakhstan. – Issue 5. – P. 142-147. – Publisher Natl Acad Sci Republic Kazakhstan, 2017/1/1.
7. M.A. Beisenbi, A.Z. Zakarina, V.V. Nikulin, Y.F. Bulatbayeva. Design of control system with increased potential of robust stability in a class of four-parameter structurally stable mappings for spacecraft model // International Journal of Applied Engineering Research. – V 11, Issue 22. – 2016.