



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

DOI DOI 10.51885/1561-4212_2021_1_20
MPHTI 50.43.17

А.А. Аубакиров

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

E-mail: arman-a86@mail.ru

**ИССЛЕДОВАНИЕ НЕЛИНЕЙНОЙ МОДЕЛИ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА БПЛА
С ШЕСТЬЮ СТЕПЕНЯМИ СВОБОДЫ ПО КРЕНУ С ПИД-РЕГУЛЯТОРОМ**
**ПИД-РЕТТЕУІШПЕН ҚИСАЙТУ 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 ROLL WITH A PID CONTROLLER**

Аннотация. В работе изучена нелинейная модель с шестью степенями свободы (6DOF) управления траекторией полета квадрокоптера, беспилотного летательного аппарата (БПЛА). Изучены механизмы и каскадные схемы регуляторов для корректировки полета БПЛА. Рассмотрена математическая модель с 6-ю степенями свободы, для которой построили модель в Simulink'e. Определено влияние управляющих факторов на динамику полета квадрокоптера. Перечислены коэффициенты усиления с использованием микроконтроллера и соответствующего программного обеспечения. Исследован режим крена полета квадрокоптера. Приведены результаты модельных экспериментов для замкнутого цикла с обратной связью для режима крена.

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

Аңдатпа. Жұмыста квадрокоптердің, ұшқышсыз ұшу аппаратының (ҰҰА) ұшу траекториясын басқарудың алты еркіндік дәрежесі (6DOF) бар сызықтық емес моделі зерттелді. ҰҰА ұшу траекториясын түзету үшін, реттегіштердің тетіктері және каскадты сұлбасы зерттелінді. Simulink бағдарламасында 6 еркіндік дәрежесі бар математикалық модель қарастырылды. Квадрокоптердің ұшу динамикасына басқару факторларының әсері анықталды. Микроконтроллерді және тиісті бағдарламалық жасақтаманы қолдана отырып, пайда коэффициенттері келтірілген. Квадрокоптердің ұшуының қисаю тәртібі зерттелді. Қисаю тәртібі үшін кері байланысы бар жабық цикліне арналған модельдік тәжірибелердің нәтижелері келтірілген.

Түйін сөздер: ҰҰА, квадрокоптер, сызықтық емес 6DOF моделі, реттегіш, каскадты реттегіш.

Abstract. The paper studies a nonlinear model with six degrees of freedom (6DOF) for controlling the flight path of a quadcopter, an unmanned aerial vehicle (UAV). The mechanisms and cascade schemes of regulators for adjusting the UAV flight are studied. A mathematical model with 6 degrees of freedom is considered, for which a model was built in Simulink. The influence of control factors on the dynamics of the quadcopter flight is determined. The gain factors using the microcontroller and the corresponding software are listed. The roll mode of the quadcopter flight is investigated. The results of model experiments for a closed loop with feedback for the roll mode are presented.

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

Введение. Научно-практические исследования небольших беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) привели к разработке их нескольких видов. Самыми распространенными среди них являются квадрокоптеры, которые имеют четыре роторных двигателя, прикрепленных к жесткой раме. Эти четыре ротора позволяют управлять всеми маневрами квадрокоптера. Основными управляющими факторами являются крен, тангаж и рыскание [1].

Целью данного исследования является нахождение необходимых настроек пропорционально-интегрально-дифференциальных (ПИД) регуляторов по крену, которые позволяют стабилизировать траекторию полета дрона.

Материал и методы исследования. Динамика полета квадрокоптера нелинейная и может быть исследована методами, лежащими в основе динамики, и методами теории управления. Анализ работ показывает, что динамика квадрокоптера нестабильна и демонстрирует неприемлемые летные характеристики в отсутствие контроллера [2]. У нелинейной модели квадрокоптера имеется три поступательных и три вращательных степени свободы. Четыре ротора задают четыре входа U_1, U_2, U_3 и U_4 . Они обозначают факторы вертикальной тяги, крена, тангажа и рыскания. У системы 6DOF есть шесть степеней свободы, а управляющих фактора четыре, задающих поступательные и вращательные движения, из-за этого система является недостаточно активной. В этом случае квадрокоптер является недостаточно задействованной системой, поскольку существует больше степеней движения, чем имеется управляющих механизмов для создания каждого [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 получить ценную информацию о летных характеристиках. Это также позволит инженерам определить, полностью ли управляема система и каким образом каждый вход влияет на систему в целом.

Для нашего исследования рассмотрим модель с шестью степенями свободы (1). Для этой математической модели мы построили модель в Simulink'е в общем виде (рис. 1). Адекватность выбранной математической модели на соответствие реальной динамики квадрокоптера определяется теоретическими экспериментами [4-7].

Положение квадрокоптера в системе координат Земли определяется векторами $[x, y, z, \varphi, \theta, \psi]$ и $[u, v, w, p, q, r]^T$, содержащими линейные и угловые скорости в системе координат самого тела.

Модель в пространстве состояний организована следующим образом:

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

Можно переписать уравнения динамики квадрокоптера в пространстве состояний

$$\left\{ \begin{aligned}
 \dot{\varphi} &= p + r[c(\varphi)t(\theta)] + q[s(\varphi)t(\theta)] \\
 \dot{\theta} &= q[c(\varphi)] - r[s(\varphi)] \\
 \dot{\psi} &= r \begin{bmatrix} c(\varphi) \\ c(\theta) \end{bmatrix} + q \begin{bmatrix} s(\varphi) \\ c(\theta) \end{bmatrix} \\
 \dot{p} &= rq \left[\frac{I_y - I_z}{I_x} \right] + \left[\frac{U_2}{I_x} \right] \\
 \dot{q} &= rq \left[\frac{I_z - I_x}{I_y} \right] + \left[\frac{U_3}{I_y} \right] \\
 \dot{r} &= rq \left[\frac{I_x - I_y}{I_z} \right] + \left[\frac{U_4}{I_z} \right] \\
 \dot{u} &= rv - qw - g[s(\theta)] \\
 \dot{v} &= pw - ru + g[s(\varphi)c(\theta)] \\
 \dot{w} &= qu - pv + g[c(\varphi)c(\theta)] + U_1 \\
 \dot{x} &= w[s(\varphi)s(\psi) + c(\varphi)c(\psi)s(\theta)] - u[c(\varphi)s(\psi) - s(\varphi)c(\psi)s(\theta)] + u[c(\psi)c(\theta)] \\
 \dot{y} &= v[c(\varphi)c(\psi) + s(\varphi)s(\psi)s(\theta)] - w[s(\varphi)c(\psi) - c(\varphi)s(\psi)s(\theta)] + u[s(\psi)c(\theta)] \\
 \dot{z} &= w[c(\varphi)c(\theta)] - u[s(\theta)] + v[c(\varphi)c(\theta)]
 \end{aligned} \right. \quad (1)$$

где функции c - $\cos()$, s - $\sin()$, t - $\tan()$. Роторов четыре, и мы контролируем 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. U_1, U_2, U_3, U_4 являются входами и связаны с силой тяги, тангажем, креном и рысканием соответственно (рис. 1).

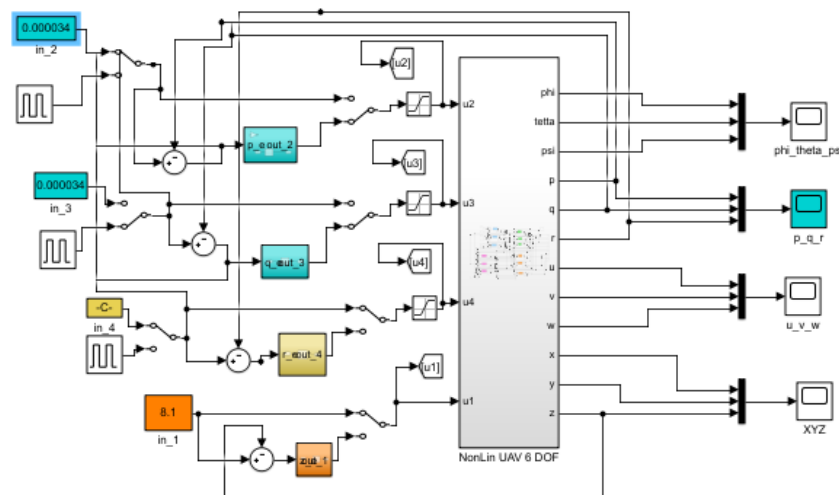


Рисунок 1. Модель в Simulink

Иследуем разработанную модель для разомкнутого и замкнутого циклов полета БПЛА в режиме крена.

Результаты и их обсуждения. В системе замкнутого цикла среда имитационного моделирования расширяется за счет включения контроллеров высоты, ориентации, курса и положения.

Существует несколько методов управления, которые можно использовать для управления квадрокоптером: от классического линейного ПИД или пропорционально-

дифференциального (ПД) контроллера до более сложных нелинейных схем, таких как контроллеры обратного или скользящего режима. Наиболее распространенным методом управления является ПИД или ПД регулятор, линейный регулятор, используемый для нелинейной системы с несколькими переменными квадрокоптерами.

Далее мы рассмотрим влияние управляющих факторов на динамику полета квадрокоптера.

Здесь используются входные данные по крену и скорости рыскания, которые проходят через ПИД регулятор. Согласно модели (рис. 1), этими входами являются крен, рыскание.

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	2	0	0,0007
U1	8,1	Ix	Iy	Iz	
U3	0.000034	$28.8 \cdot 10^{-3}$	$28.8 \cdot 10^{-3}$	$26 \cdot 10^{-3}$	

Перечисленные коэффициенты усиления используются в ПИД-контроллере, который может быть 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 рисунках 2-5 показаны результаты модельных экспериментов для замкнутого цикла с обратной связью для режима крена.

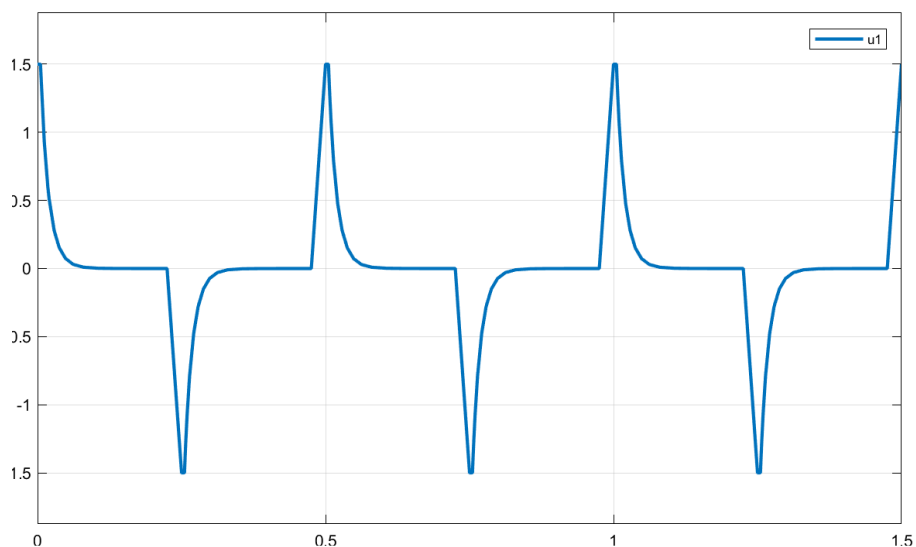


Рисунок 2. Характер изменения сигнала управления по крену до начала вычислений в системе. Входной сигнал управления подается в импульсном виде для изучения проведения модели

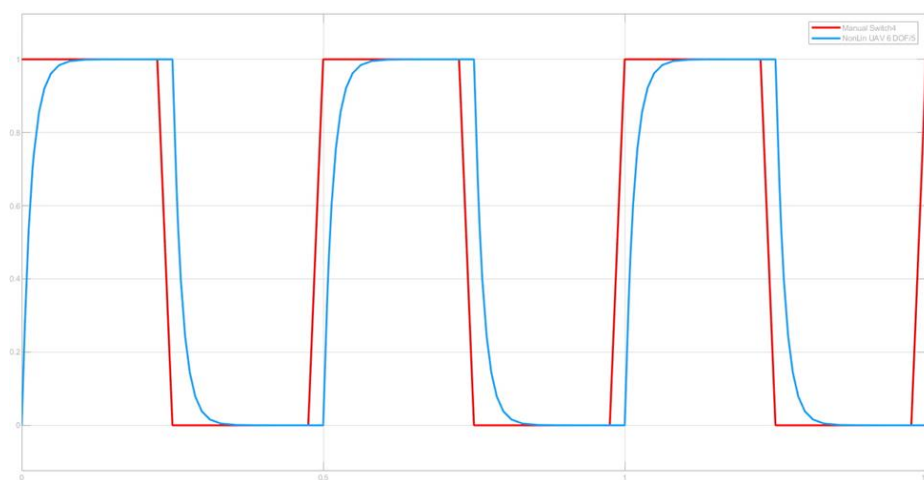


Рисунок 3. Поведение входного сигнала начальных значений для определения управления: красная линия – импульсный сигнал управления на входе; синяя линия – сигнал, полученный после вычисления ПИД регулятора. Подобранные коэффициенты управления показывают адекватное поведение траектории БПЛА заданным характеристикам

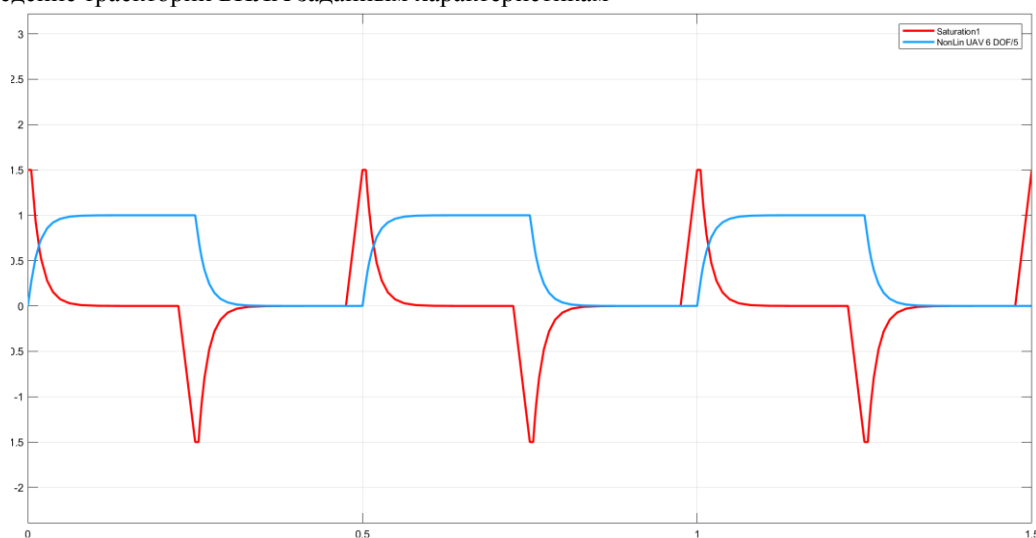


Рисунок 4. Поведение выходных сигналов после применения управления: красная линия – сигнал управления до входа в систему; синяя линия – сигнал управления после ПИД регулятора. ПИД регулятор сглаживает резкие изменения импульса, поддерживая полет в пределах допустимых границ

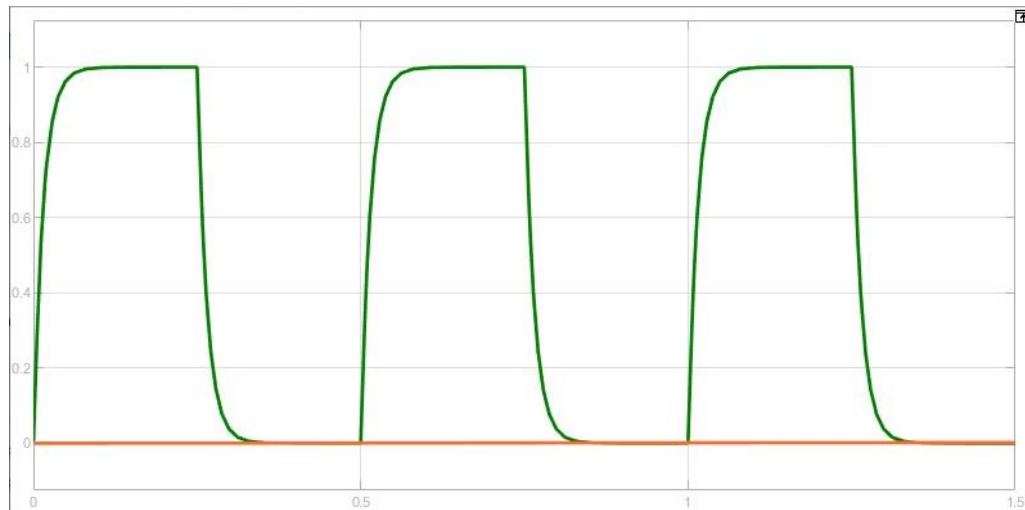


Рисунок 5. Характер изменения угловых скоростей при заданном управлении (движение по наклону, крену и рысканию при применении ПИД регулятора): зеленая линия – вектор скорости по крену (ПИД регулятор сглаживает неровности скорости); красная линия – рыскание

Заключение. В данной статье показана нелинейная математическая модель с ПИД регулятором и каскадным П и ПД в Simulink. Модельные данные полета в разомкнутом и замкнутом циклах и полученные результаты показали, что применение регуляторов улучшает результаты изменения динамики полета квадрокоптера. Продемонстрирована возможность управления полетом квадрокоптера с помощью, построенной Simulink модели. Результирующие параметры полетных данных показывают эффективность ПИД регулятора и в данной модели стабилизируют 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.