



UCHUVCHISIZ UCHUVCHI APPARATLARI UCHISH DINAMIKASINI STABILLIGINI OSHIRISHDA PID SOZLAMALARINI O'RNI

Alimardonov Shohruh Erkin o'g'li

*O'zbekiston Respublikasi Mudofaa vazirligi Axborot-kommunikatsiya texnologiyalari
va aloqa harbiy instituti Radioelektron razvedka va kurash kafedrasida kursanti*

Annotatsiya. Maqolada birinchi navbatda, kvadrokopterning matematik modeli yaratiladi va u Nyuton-Eyler usuli yordamida momentning harakat va kuchlari tenglamasiga asoslanadi. Ikkinchidan, kaskadli PID kontrolleri berilgan traektoriyani kuzatish uchun mo'ljallangan. Tanlangan model chiziqli bo'lmagan model chiziqli bo'lgan balandlikda harakatlanish uchun qilingan. Bunga qo'shimcha ravishda, chiziqli va chiziqli bo'lmagan modelning javobi tahlil qilinadi va chiziqli bo'lmagan model uchun PID tekshirgichi ishlab chiqiladi va natijalar tahlil qilinadi. PID qanday ishlashini tushunish dronini haqiqiy salohiyatini ochishning muhim jihati hisoblanadi. Ushbu keng qamrovli PID sozlashda, biz uning parvoz samaradorligi, barqarorligi va boshqaruviga qanday ta'sir qilishini o'rganamiz.

Kalit so'zlar: PID, Nyuton-Eyler usuli, dronni dinamik modellashtirish, kvadrokopterning matematik modelining umumiy tuzilishi, aerodinamik kuchlar, girokopik effektlar, inertial qarshi moment, o'rganilayotgan tizimga qo'llaniladigan kuchlar, dronga ta'sir etuvchi momentlar, kvadrokopterni boshqaradigan to'liq dinamik model.

Аннотация. Прежде всего, в статье создана математическая модель квадрокоптера, основанная на уравнении движения и сил момента с использованием метода Ньютона-Эйлера. Во-вторых, каскадный ПИД-регулятор предназначен для следования заданной траектории. Выбранная модель предназначена для перемещения на высоте, на которой нелинейная модель является линейной. Кроме того, анализируется отклик линейной и нелинейной модели, разрабатывается ПИД-регулятор для нелинейной модели и анализируются результаты. Понимание того, как работает PID, является важным аспектом раскрытия истинного потенциала вашего дрона. В этом подробном руководстве по настройке ПИД-регулятора мы рассмотрим, как это влияет на летные характеристики, стабильность и управляемость.

Ключевые слова: ПИД, метод Ньютона-Эйлера, динамическое моделирование дрона, общая структура математической модели квадрокоптера, аэродинамические силы, гироскопические эффекты, момент инерционного противодействия, силы, приложенные к изучаемой системе, моменты,





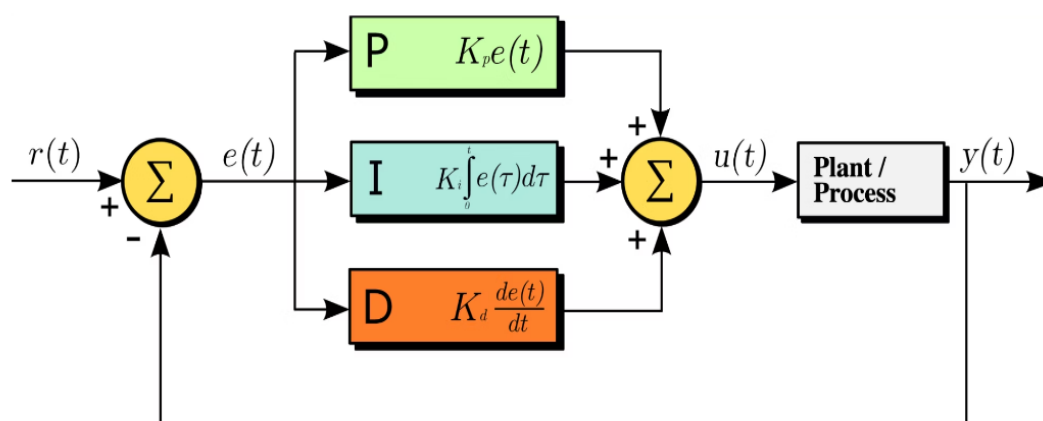
действующие на дрон, управление. полностью динамическая модель квадрокоптера.

Abstract. First of all, in the article, a mathematical model of the quadcopter is created and it is based on the equation of motion and forces of the moment using the Newton-Euler method. Second, the cascade PID controller is designed to follow a given trajectory. The selected model is designed to move at a height where the non-linear model is linear. In addition, the response of the linear and non-linear model is analyzed, and a PID controller for the non-linear model is developed and the results are analyzed. Understanding how PID works is an important aspect of unlocking your drone's true potential. In this comprehensive PID tuning tutorial, we'll explore how it affects flight performance, stability, and control.

Keywords: PID, Newton-Euler method, dynamic modeling of the drone, general structure of the mathematical model of the quadcopter, aerodynamic forces, gyroscopic effects, inertial counter moment, forces applied to the studied system, moments acting on the drone, controlling the quadcopter fully dynamic model.

PID - bu parvoz boshqaruvchisining dasturiy ta'minotidagi algoritm bo'lib, sensorlardan ma'lumotlarni o'qiydi va kerakli aylanish tezligiga erishish uchun kerakli vosita tezligini hisoblash uchun radio buyruqlarini qayta ishlaydi.

PID algoritmi boshqaruv tizimining muhim qismidir. PID tekshirgichida uchta atama mavjud: proporsional (P), integral (I) va derivative (D).



1-rasm. PID blok diagrammasi

P (proportsional) hozirgi xatoga tegishli. U parvoz boshqaruvchisi xatolarni tuzatish uchun ishlash intensivligini aniqlaydi. Xato qanchalik katta bo'lsa, u shunchalik qiyin bo'ladi - matematikada bu xatoga proporsionaldir.

D (derivative) kelajakdagi xatoni bashorat qiladi. U belgilangan nuqtaga qanchalik tez yaqinlashishini ko'rib chiqadi va maqsadga yaqinlashganda haddan





tashqari oshib ketishni minimallashtirish uchun P ga qarshi ta'sir qiladi - matematikada bu xatoning hosilasidir.

I (Integral) o'tgan xatolarni to'playdi. U vaqt o'tishi bilan yuzaga keladigan tashqi kuchlarni, masalan, shamol yoki markazdan tashqari og'irlik tufayli belgilangan nuqtadan uzoqlashayotgan dronga, unga qarshi turish uchun vosita tezligini sozlash orqali hal qiladi - matematik nuqtai nazardan, bu xatoning ajralmas qismidir.

PID ko'rsatkichlarini o'zgartirish kvadrokopterning parvoz harakatiga ta'sir qiladi. PIDning ichki ishlashini tushunish shart emas, lekin bu yutuqlarning o'zgarishi sizning droningizning ishlashiga qanday ta'sir qilishini bilish juda muhimdir. Biz PID haqida tushunchaga ega bo'lgandan keyin, kvadrokopterning dinamikasi hisobga olgan holda, uni matematik modulini ishlab chiqamiz.

Uchuvchisiz havo vositalari (UAVs) sifatida ham tanilgan kvadrokopter droni 4 rotor yordamida ko'tariladigan va harakatga keltiriladigan ko'p rotorli uchuvchisiz uchish apparatidir. U turli o'lcham va shakllarda ham mavjud. [1], [2], [3], [4], [5]. So'nggi yillarda tadqiqotchilar yugurish nuqtasi atrofida dinamikani chiziqli qilish orqali chiziqli manipulyatsiya usullaridan foydalangan holda kvadrokopterni boshqarish mumkinligini ko'rsatdi [6]. Biroq, barcha parvoz zonalarida avtomobil dinamikasining umumiy shakli hisoblangan chiziqli bo'lmagan boshqaruv usullaridan foydalangan holda yanada kengroq parvoz va yaxshi ko'rsatkichlarga erishish mumkin.

Ushbu ishda kvadrokopterning dinamikasini hisobga olgan holda matematik modeli ishlab chiqilgan. Kvadrokopterning asosiy harakati va kuchlari tenglamalari olinadi va berilgan kvadrokopter uchun dizayn parametrlari tanlanadi. Model kvadrokopter uchun nochiziqli bo'lishi uchun Nyuton-Eyler usuli yordamida momentning harakat va kuchlari tenglamasi asosida yaratilgan. Balandlikni nazorat qilish uchun [7], [8], [9] va [10] kvadrotorni boshqarish uchun PID kontrolleri ishlatilgan. Biroq, ushbu maqolada PID-kontroller sxemasi nafaqat balandlikni, balki kvadrokopterning kosmosdagi pozitsiyasini, yo'nalishini va holatini ham boshqarish uchun qo'llanilgan. Tanlangan model chiziqli bo'lmagan model chiziqli bo'lgan balandlikda harakatlanish uchun qilingan. Maqsad, kvadrokopterning holatlarini vaqt bo'yicha har xil mos yozuvlar holatlarining ixtiyoriy to'plamiga yaqinlashishiga imkon beruvchi boshqaruvchi usulini topishdir. Shunday qilib, chiziqli bo'lmagan model uchun PID tekshirgichi ishlab chiqilgan va natijalar tahlil qilinadi. Shuningdek, amalga oshirishni osonlashtirish uchun traektoriyani kuzatish uchun oddiy kaskadli PID kontrolleri taklif etiladi.

Ushbu maqola quyidagicha tashkil etilgan. Birinchi bo'lim dronni dinamik modellashtirishga bag'ishlangan va kvadrokopterning matematik modelining umumiy





tuzilishi tavsifini taklif qiladi. Haqiqatan ham, dronning dinamik modeli ishlab chiqilgan va ushbu tizimni boshqarishning davlat modeli berilgan.

Ikkinchi bo'lim Simulink dasturi ostida tayyorlangan dronning umumiy sxemasiga bag'ishlangan. Keyinchalik, dronni boshqarish uchun PID kontroller texnikasini qo'llash ko'rib chiqiladi. Biroq, Simulink simulyatsiyasi natijalari uchinchi bo'limda ko'rsatilgan.

1-jadval

Nomenklatura

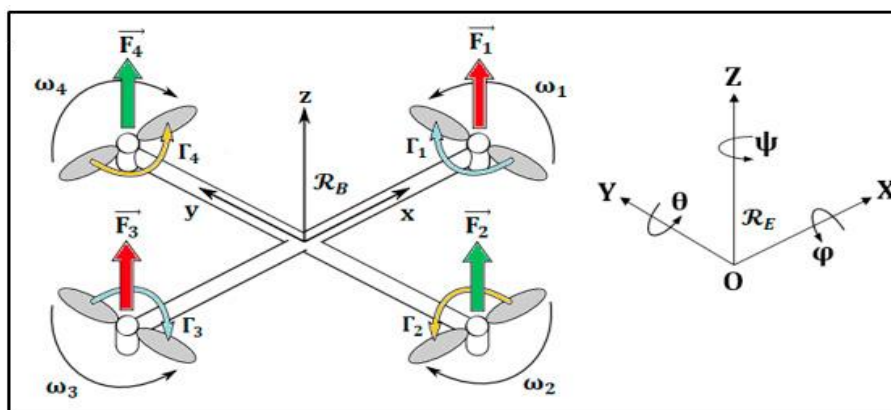
$(\varphi, \theta, \psi) \in \mathbb{R}^3$	Eyler burchaklari
\mathcal{R}_B	body frame Flat (yassi tana ramkasi)
\mathcal{R}_E	earth frame (yer ramkasi)
$\xi \in \mathbb{R}^3$	Yassi yer koordinatasidagi massa markazining holati
$\eta \in \mathbb{R}^3$	Yassi yer koordinatasidagi tana ramkasining burchaklari. Burchak
$\omega_i \in \mathbb{R}$	i pervanelining tezligi
$V \in \mathbb{R}^3$	Tana ramkasidagi (body frame) tezlik Aylanish
$R \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$	matritsani o'zgartirish
$\Omega \in \mathbb{R}^3$	Tana ramkasidagi (body frame) jami burchak tezligi
$F \in \mathbb{R}^3$	kvadrokopterga ta'sir qiluvchi kuch
$M \in \mathbb{R}^3$	Kvadrokopterga ta'sir qiluvchi umumiy moment va moment
$I \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$	Simmetrik inertsiya matritsasi
$m \in \mathbb{R}$	Kvadrokopterning massasi
$g \in \mathbb{R}$	Gravitatsion tezlashuv
$b \in \mathbb{R}$	Trust constant (doimiy)
$Cd \in \mathbb{R}^3$	Translational drag coefficients (qarshilik koeffitsientlari)
$l \in \mathbb{R}$	Dvigatel o'qi va kvadrokopter massasining markazi orasidagi masofa
$d \in \mathbb{R}$	Drag factor





$C_a \in \mathbb{R}^3$	Aerodinamik koeffitsientlari	ishqalanish
$J_r \in \mathbb{R}$	Rotor inertsiyasi	
$(K_p, K_I, K_D) \in \mathbb{R}^3$	Proportsional, integral va hosilaviy daromad xatosi	
$e(t)$	Xato funksiyasi	
$y(t)$	Dinamik modelning chiqishi	

Dronning matematik modelini ishlab chiqishdan oldin 2-rasmda ko'rsatilganidek, ikkita $R_E(O, \vec{i}, \vec{j}, \vec{k})$ va $R_B(O, \vec{i}, \vec{j}, \vec{k})$ belgilarini bajarish kerak. Shunday qilib, mos yozuvlar R_E yerga bog'langan va R_B mos yozuvlar dron korpusiga bog'langan ramka bo'lib, uning markazi dronning massa markaziga to'g'ri keladi.



2-rasm. Kvadrokopterning tuzilishi va koordinata tizimlari

Haqiqiy kvadrokopter modeli bilan ishlash uchun tortishish va surish kuchidan tashqari aerodinamik kuchlarni ham kiritish kerak. Kvadrokopterning harakatlari mexanik yoki aerodinamik ta'sirlar bilan boshqariladi. Dronga asosiy ta'sirlar 2-jadvalda ko'rsatilgan.

2-jadval

Mexanik harakatlar va manbalar

Mexanik harakat	Manba
Aerodinamik effekt	Pervanellarning aylanishi
Inertial qarshi moment	Pervanellarning tezligini o'zgartirish
Gravitatsiya	Umumjahon tortishish qonuni
Giroskopik effektlar	Kvadrokopterning yo'nalishini o'zgartirish





Ishqalanish	Havo qarshiligi
-------------	-----------------

O'rganilayotgan tizimning harakat tenglamalarini olish uchun quyidagi taxminlar qilingan:

- Kvadrokopter qattiq korpus bo'lib, u simmetrik tuzilishga ega.
- Og'irlik markazi va massa markazi kvadrokopterning geometrik markaziga to'g'ri keladi.
- Parvonalarining inersiya momenti e'tiborga olinmaydi.

Kvadrokopterning matematik modelini takrorlash uchun Nyuton-Eyler formuladan [11] foydalaniladi. Tenglamalarni quyidagicha ifodalash mumkin:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{F} \\ \mathbf{M} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{mI}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{V}} \\ \dot{\boldsymbol{\Omega}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{\Omega} \wedge \mathbf{mV} \\ \boldsymbol{\Omega} \wedge \mathbf{I}\boldsymbol{\Omega} \end{bmatrix} \quad (1)$$

Tenglama (1) ikki qismga bo'linadi, birinchisi kuch dinamikasi (Nyutonning ikkinchi qonuni) va ikkinchisi aylanish dinamikasi (Eylerning aylanish tenglamalari).

O'rganilayotgan tizimga qo'llaniladigan kuchlar:

Dronning og'irligi:

$$\mathbf{W} = [0 \ 0 \ -mg]^T \quad (2)$$

Rotorlarning ishonchi:

$$\mathbf{F}_t = R \sum_{i=1}^4 \mathbf{F}_i = b \sum_{i=1}^4 \omega_i^2 \begin{bmatrix} \cos\psi \sin\theta \cos\varphi + \sin\psi \sin\varphi \\ \cos\varphi \sin\psi \sin\theta - \cos\psi \sin\varphi \\ \cos\theta \cos\varphi \end{bmatrix} \quad (3)$$

Tortish kuchi va havo ishqalanishi:

$$\mathbf{F}_d = C_d \dot{\boldsymbol{\xi}} = \begin{bmatrix} -C_{dx} & 0 & 0 \\ 0 & -C_{dy} & 0 \\ 0 & 0 & -C_{dz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} C_{dx} & \dot{x} \\ C_{dy} & \dot{y} \\ C_{dz} & \dot{z} \end{bmatrix} \quad (4)$$

Nyutonning ikkinchi qonunini qo'llash orqali ($\mathbf{F} = m\ddot{\boldsymbol{\xi}} = \mathbf{W} + \mathbf{F}_t + \mathbf{F}_d$) kvadrokopterning translyatsion harakatini boshqaradigan harakat tenglamasi quyidagicha ifodalanadi:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{b}{m} (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) (\cos\psi \sin\theta \cos\varphi + \sin\psi \sin\varphi) - \frac{C_{dx}}{m} \dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{b}{m} (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) (\cos\varphi \sin\psi \sin\theta - \cos\psi \sin\varphi) - \frac{C_{dy}}{m} \dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{b}{m} (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \cos\theta \cos\varphi - \frac{C_{dz}}{m} \dot{z} - g \end{cases} \quad (5)$$

Dronga ta'sir etuvchi momentlar:

Aylanish momenti:





$$\tau_x = \begin{bmatrix} 0 \\ -l \\ 0 \end{bmatrix} \wedge \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ l \\ 0 \end{bmatrix} \wedge \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} lb(w_4^2 - w_2^2) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

Pitch momenti:

$$\tau_y = \begin{bmatrix} l \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \wedge \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -l \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \wedge \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ lb(w_3^2 - w_1^2) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

Aylanish momenti:

$$\tau_z = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (8)$$

Aerodinamik ishqalanish natijasida yuzaga keladigan moment:

$$\tau_a = C_a \begin{bmatrix} \dot{\varphi}^2 \\ \dot{\theta}^2 \\ \dot{\psi}^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{ax} & 0 & 0 \\ 0 & C_{ay} & 0 \\ 0 & 0 & C_{az} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varphi}^2 \\ \dot{\theta}^2 \\ \dot{\psi}^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{ax} & \dot{\varphi}^2 \\ C_{ay} & \dot{\theta}^2 \\ C_{az} & \dot{\psi}^2 \end{bmatrix} \quad (9)$$

Parvonadan giroskopik effekt:

$$\tau_{gp} = J_r \dot{\eta} \Lambda \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \sum_{i=1}^4 (-1)^{i+1} \omega_i \end{bmatrix} = J_r \Omega_r \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ -\dot{\varphi} \\ 0 \end{bmatrix} \text{ with } \Omega_r = \sum_{i=1}^4 (-1)^{i+1} \omega_i \quad (10)$$

Eylarning aylanish tenglamalarini qo'llash orqali kvadrokopterning aylanish harakatini boshqaradigan harakat tenglamasi quyidagicha ifodalanadi:

$$\begin{aligned} \ddot{\varphi} &= \frac{lb(\omega_4^2 - \omega_2^2)}{I_x} - \frac{C_{ax}}{I_x} \dot{\varphi}^2 - \frac{J_r \Omega_r}{I_x} \dot{\theta} - \frac{(I_z - I_y)}{I_x} \dot{\theta} \dot{\psi} \\ \ddot{\theta} &= \frac{lb(\omega_3^2 - \omega_1^2)}{I_y} - \frac{C_{ay}}{I_y} \dot{\theta}^2 - \frac{J_r \Omega_r}{I_y} \dot{\varphi} - \frac{(I_x - I_z)}{I_y} \dot{\varphi} \dot{\psi} \\ \ddot{\psi} &= \frac{d}{I_z} (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) - \frac{C_{az}}{I_z} \dot{\psi}^2 - \frac{(I_y - I_x)}{I_z} \dot{\varphi} \dot{\theta} \end{aligned} \quad (11)$$

Natijada, kvadrotorni boshqaradigan to'liq dinamik model quyidagicha:



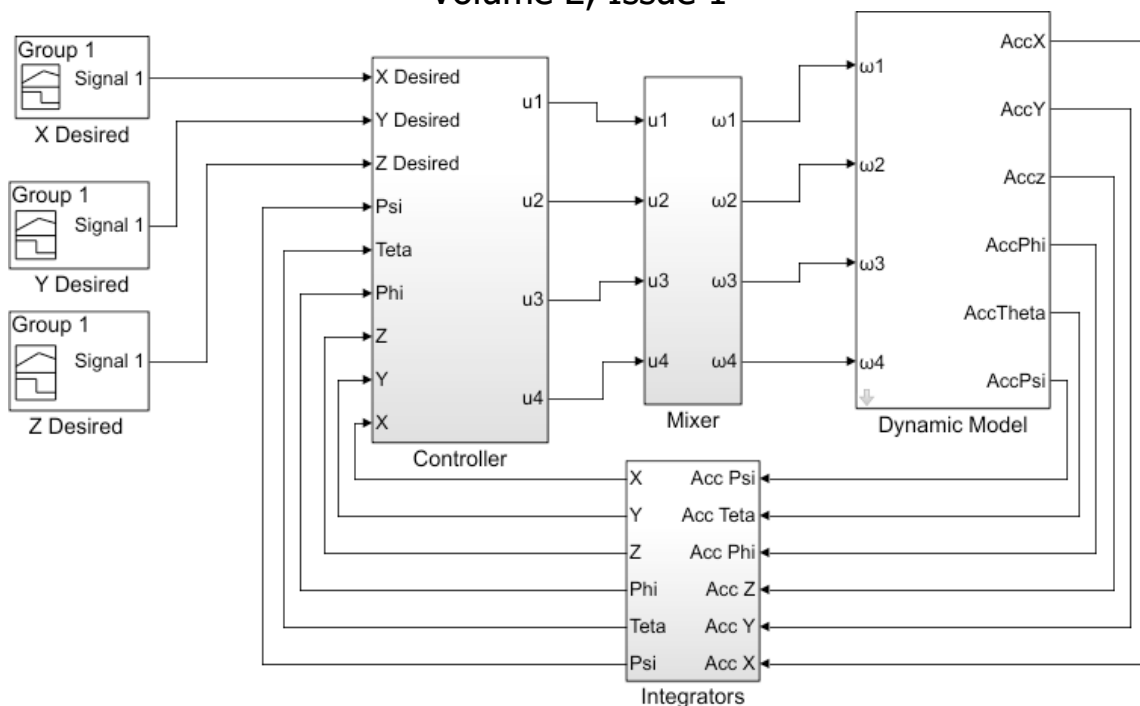


$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x} = \frac{u_1 u_x}{m} - \frac{C_{dx}}{m} \dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{u_1 u_y}{m} - \frac{C_{dy}}{m} \dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{u_1}{m} - \cos\theta \cos\varphi - \frac{C_{dz}}{m} \dot{z} - g \\ \ddot{\varphi} = \frac{u_2}{I_x} - \frac{C_{ax}}{I_x} \dot{\varphi}^2 - \frac{J_r \Omega_r}{I_x} \dot{\theta} - \frac{(I_z - I_y)}{I_x} \dot{\theta} \dot{\psi} \\ \ddot{\theta} = \frac{u_3}{I_y} - \frac{C_{ay}}{I_y} \dot{\theta}^2 + \frac{J_r \Omega_r}{I_y} \dot{\varphi} - \frac{(I_x - I_z)}{I_y} \dot{\theta} \dot{\psi} \\ \ddot{\psi} = \frac{u_4}{I_z} - \frac{C_{az}}{I_z} \dot{\psi}^2 - \frac{(I_y - I_x)}{I_z} \dot{\varphi} \dot{\theta} \end{array} \right. \text{with} \left\{ \begin{array}{l} u_x = \cos\psi \sin\theta \cos\varphi + \sin\psi \sin\varphi \\ u_y = \cos\varphi \sin\psi \sin\theta - \cos\psi \sin\varphi \\ u_1 = b\omega_1^2 + b\omega_2^2 + b\omega_3^2 + b\omega_4^2 \\ u_2 = -lb\omega_2^2 + lb\omega_4^2 \\ u_3 = -lb\omega_1^2 + lb\omega_3^2 \\ u_4 = d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{array} \right. \quad (12)$$

Kvadro rotor unchalik faol bo'lmagan tizimdir [12], ya'ni kosmosdagi oltita erkinlik darajasi faqat to'rtta dvigatel bilan boshqariladi. Shu sababli, ushbu dronlarni boshqarish erkinlik darajasining to'rtta qismi uchun o'rnatilishi kerak. Bundan tashqari, X va Y koordinatalarini boshqarish mos ravishda qadam va roll yo'nalishiga bog'liq. Ushbu bog'lanishni ko'rib chiqishda kvadrotorni boshqarish odatda koordinatalarning ikki xil kichik to'plami uchun amalga oshiriladi.

Buyruq uchta pozitsiya koordinatalari va yaw orientatsiyasi uchun amalga oshiriladi. Shunga qaramay, boshqaruv rejimi ham roll, ham pitch orientatsiyasi kontrollerlaridan foydalanadi. Umumiy qilib aytganda, uchta pozitsiyani boshqaruvchining boshqaruv signallari inertial koordinatalar tizimidagi kuch vektorini (surish) belgilaydi. Ushbu vektorning yo'nalishi roll va pitch kontrollerlariga yuborilgan belgilangan nuqtani belgilaydi. 2-rasmdagi diagramma ilgari tasvirlangan narsalarni umumlashtiradi.

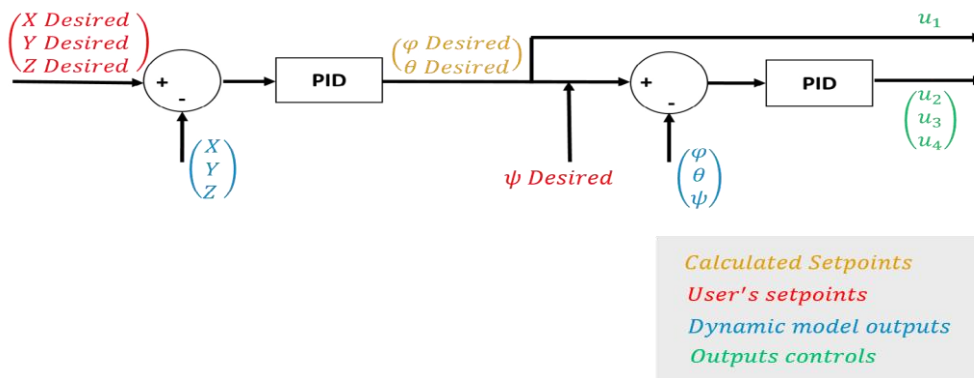




3-rasm. Simulink yordamida kvadropterning to'liq arxitekturasi

Tanlangan boshqaruvchi PID turi [13] bo'lib, uni amalga oshirish juda oson va u hali ham sanoatda keng qo'llaniladi. PID boshqaruvchisi uchta alohida parametрни o'z ichiga oladi: mutanosib atama, integral atama va hosila atama. Proportsional atama hisoblangan xatoga nisbatan to'g'ridan-to'g'ri harakatni belgilaydi, integral atama reaksiyaga kirishish uchun oxirgi xatolar yig'indisini ko'rib chiqadi va hosila atama xatoning o'zgarish tezligiga nisbatan reaksiyani aniqlaydi. Regulyatorning tenglamasi quyidagi formula bilan berilgan:

$$U(t) = K_p e(t) + K_i \int e(t) dt + K_D \frac{de(t)}{dt} \text{ such us } e(t) = \text{Setpoint} - y(t) \quad (13)$$



4-rasm. Tekshirish blokining arxitekturasi

Dronlarning o'ziga xos holati uchun PID boshqaruv arxitekturasi (4-rasmda ko'rsatilgan) kaskadda o'rnatilgan ikkita regulyatoridan iborat. Joylashuv



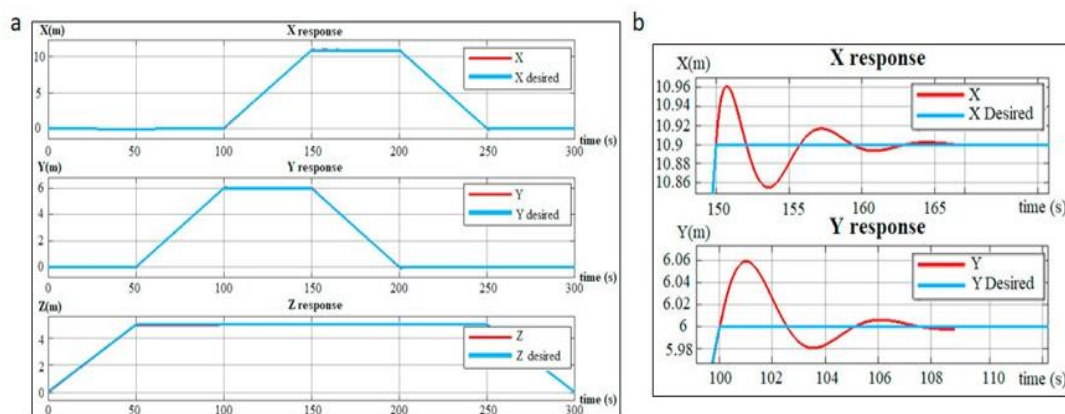


ma'lumotlariga (X Desired, Y Desired va Z Desired) qarab, birinchi PID barqarorlashtirish va gorizontil siljishlar uchun orientatsiya ko'rsatmalarini (φ Desired va θ Desired) hosil qiladi, shuningdek u_1 surish regulyatorini yaratadi. Ushbu ko'rsatmalarni aylanish, pitch va yaw bo'yicha bajarish bir soniyaning vazifasidir u_2 , u_3 va u_4 buyruqlarini yaratishga imkon beruvchi PID.

Nihoyat, blok mikser boshqaruv chiqishlarini har bir dvigatelning aylanish tezligiga aylantirishni ta'minlaydi.

Ushbu yondashuv vertolyotlar [14], [15] va koaksiyal rotorli dronlar kabi bir nechta eksperimental platformalarda muvaffaqiyatli sinovdan o'tkazildi [16].

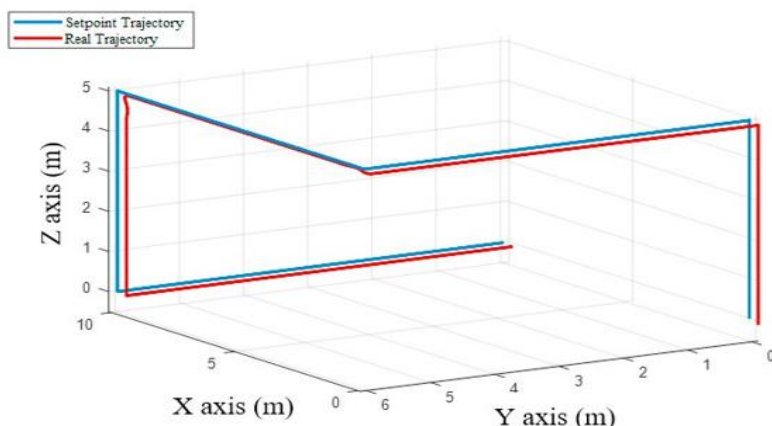
Dronga foydalanuvchi kiritgan yo'ldan borishiga ruxsat berish uchun uchta belgilangan nuqtani yaratish o'rnatildi va PID kontrollerning o'sishini rostlashdan va 3-jadvalda ko'rsatilgan parametrlardan foydalangandan so'ng, 5(a)-rasmdagi simulyatsiya amalga oshirildi.



5(a)-rasm. Dronning foydalanuvchining belgilangan nuqtalariga javobi; (b) X va Y ning javobi

5(b)-rasmdan tizimning javobi juda qoniqarli ekanligini ko'rishimiz mumkin. U juda kichik oshib ketish (X uchun 0,6% va Y uchun 1%) va juda past javob vaqti (X uchun 15 soniya va Y uchun 10 soniya) bilan tavsiflanadi.





6-rasm. Belgilangan nuqta va haqiqiy traektoriya

6-rasmda ko'rsatilgan natija PID kontrollerning traektoriyani kuzatish samaradorligini ko'rsatadi.

3-jadval

Simulyatsiyada ishlatiladigan kvadrokopterning parametrlari

Parameter	Value (qiymat)	Unit (birlik)
I	$diag(3.8 \times 10^{-3} \ 3.8 \times 10^{-3} \ 7.1 \times 10^{-3})$	$kg \cdot m^2$
m	5.2	kg
g	9.81	$m \cdot s^{-2}$
b	3.13×10^{-5}	$kg \cdot m$
Cd	$diag(0.1 \ 0.1 \ 0.15)$	$kg \cdot s^{-1}$
l	0.32	m
d	7.5×10^{-7}	$kg \cdot m$
Ca	$diag(0.1 \ 0.1 \ 0.15)$	$kg \cdot m$
Jr	6×10^{-5}	$kg \cdot m^2$

PID kontrollerlari boshqaruv tizimlarida aniqlik va ko'p qirralilikni ifodalaydi va turli jarayonlar va ilovalarda tengsiz tartibga solishni taklif qiladi. Ushbu ishning maqsadi tizimga ta'sir qiluvchi turli xil mexanik harakatlar va buzilishlarni hisobga olgan holda dronning matematik modelini berish, shu tariqa Simulink ostida dronning harakatini simulyatsiya qilish, bu kaskadli PID kontrollerdan foydalanishni talab qiladi. Silliq amalga oshirish uchun traektoriyani kuzatish uchun dronning manipulyatsiyasini boshqarish. Amalga oshirilgan simulyatsiya natijalari juda qoniqarli bo'ldi va dron foydalanuvchi ko'rsatmalarini mukammal bajarishga muvaffaq bo'ldi.





FOYDALANILGAN ADABIYOTLAR RO'YXATI:

- [1] R. Lozano, Unmanned Aerial Vehicles: Embedded Control. ISTE Ltd and John Wiley and Sons Inc, (2010).
- [2] R. K. Barnhart, S. B. Hottman, D. M. Marshall et E. Shappee, Introduction to Unmanned Aircraft Systems. Taylor and Francis, (2012).
- [3] K. Nonami, F. Kendoul, S. Suzuki, W. Wang et D. Nakazawa, Autonomous Flying Robots - Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles, Springer, (2010).
- [4] R. Austin, Unmanned Aircraft Systems - UAVS Design, Development and Deployment, Wiley, (2010).
- [5] K. P. Valavanis, Advances in Unmanned Aerial Vehicles - State of the Art and the Road to Autonomy, Springer, (2007).
- [6] J. Kim, M. Kang, and S. Park, Accurate modeling and robust hovering control for a quadrotor vtol aircraft, Journal of Intelligent and Robotic Systems, 57(1-4): (2010) 9-26.
- [7] H. Bolandi, M. Rezaei, R. Mohsenipour, H. Nemati, and S. M. Smailzadeh, Attitude Control of a Quadrotor with Optimized PID Controller, Intelligent Control and Automation (4): (2013) 335-342.
- [8] A. L. Salih, M. Moghavvemi, H. A. Mohamed, and K. S. Gaeid, Modelling and PID controller design for a quadrotor unmanned air vehicle, 2010 IEEE International Conference on Automation, Quality and Testing, Robotics (AQTR), Cluj-Napoca: (2010) 1-5.
- [9] R. A. Garcia, F. R. Rubio, M. G. Ortega, Robust PID control of the quadrotor helicopter, IFAC Proceedings Volumes (45): 229234 (2012).
- [10] G. Bo, L. Xin, Z. Hui, W. Ling, Quadrotor helicopter Attitude Control using cascade PID, Chinese Control and Decision Conference (CCDC), Yinchuan: (2016) 5158-5163.
- [11] S. János, G. Martinovic, Navigation of Mobile Robots Using WSN's RSSI Parameter and Potential Field Method, Acta Polytechnica Hungarica, Journal of Applied Sciences Vol.10, No.4. (2013) 107-118.
- [12] H. Hou, J. Zhuang, H. Xia, G. Wang, and D. Yu, A simple controller of minisize quad-rotor vehicle. In Mechatronics and Automation (ICMA), International Conference on, (2010) 1701 doi:10.1109/ICMA.2010.5588802.





[13] M.M. Atheer, L.Salih, A.F.Mohamed and K.S.Gaeid, Modelling and PID Controller Design for a Quadrotor Unmanned Air Vehicle, in IEEE International Conference on Automation Quality and Testing Robotics (AQTR) Cluj-Napoca (2010).

[14] D.H.Shim, T.J.Koo, F.Hoffmann et S.S.Sastry, A Comprehensive Study of Control Design for an Autonomous Helicopter, Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision and Control, Tampa, Florida, USA, vol. 4, (1998) 3653-3658.

[15] H.J.Kim et D.H.Shim, A Flight Control System for Aerial Robots: Algorithms and Experiments, Control Engineering Practice, vol. 11, no. 12, (2003) 1389-1400.

[16] L.Lipera, J.Colbourne, M.Tischler, M.H.Mansur, M.Rotkowitz et P.Patangui, The Micro Craft iSTAR Micro Air Vehicle: Control System Design and Testing, Proceedings of the 57th Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington, District of Columbia, USA, (2001) 1-11.

