

Original Research Paper

Design and Control of a Fully Actuated Quadrotor with Thrust Vectoring Arms for Improving Translational Dynamic Stability

Pedram Kabiri and Hossein Sadati* 

Faculty of Mechanical Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 12 July 2025

Revised 16 September 2025

Accepted 18 November 2025

Published online 02 December 2025

Keywords:

Fully actuated UAV

Thrust vectoring quadrotor

Omnidirectional aerial vehicle

Nonlinear control

Translational dynamic stability

ABSTRACT

Quadrotors, due to their simple mechanical structure, high agility, and ability to perform a wide range of aerial missions, have become one of the most prominent platforms among vertical takeoff and landing (VTOL) systems. However, their conventional configuration is underactuated and generates thrust only in the direction perpendicular to the propeller plane. Consequently, lateral motion requires the application of roll and pitch angles, which results in coupling between translational and rotational dynamics, reduced pathtracking accuracy, and higher sensitivity to environmental disturbances. To overcome this fundamental limitation, this study introduces a novel fully actuated architecture that incorporates a thrustredirecting arm with one degree of freedom, enabling independent generation of lateral thrust components without interference from the attitudecontrol subsystem. In the first stage, the new mechanical configuration was developed based on conceptual design principles, and its complete dynamic model was derived using the Euler–Lagrange formulation. This model features decoupled position and attitude control blocks and increases the number of independent actuators from four to six. Subsequently, for both subsystems, a sliding mode controller (SMC) was designed and implemented to ensure high robustness and accuracy in the presence of disturbances and model uncertainties. To evaluate performance, simulation scenarios were executed in MATLAB/Simulink for linear and sinusoidal trajectories along two horizontal axes at constant altitude. The comparison results with a conventional quadrotor demonstrated that the proposed configuration, without requiring roll or pitch maneuvers, tracked the reference trajectories with 58% shorter settling time, 64% lower RMS pathtracking error, and 69% lower overshoot. Moreover, translational dynamic stability under lateral disturbances was improved, and variations in attitudecontrol inputs remained nearly zero. These quantitative and qualitative improvements, in addition to the effective decoupling of dynamics, demonstrate that the proposed fully actuated structure is a practical option for precision missions, flight in confined spaces, and scenarios requiring high stability against disturbances.

* Corresponding Author's E-mail: sadati@kntu.ac.ir**How to Cite this Article:**

P. Kabiri and H. Sadati, "Design and control of a fully actuated quadrotor uav with a thrust-redirecting arm for improved translational dynamic stability," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 10, No. 2, pp. 78-94, 2026, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2026.10.2.6>

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by ARI. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

طراحی و کنترل پهباد چهارپره (Fully Actuated) با بازوی تغییر جهت دهنده رانش برای بهبود پایداری دینامیکی انتقالی

پدرام کبیری^۱ و سیدحسین ساداتی^{۲*} 

۱- دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

۲- دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

چکیده

پهباد چهارپره‌ها به دلیل ساختار مکانیکی ساده، چابکی بالا، و توانایی انجام مأموریت‌های متنوع هوایی، به یکی از مهم‌ترین پلتفرم‌های عمود پرواز تبدیل شده‌اند. با این حال، پیکربندی سنتی آن‌ها Underactuated است و نیروی پیشران را تنها در راستای عمود بر صفحه پروانه‌ها تولید می‌کند؛ بنابراین برای ایجاد حرکت جانبی، نیازمند اعمال زوایای غلتشی و پیچش بوده که این امر موجب درهم‌تنیدگی دینامیک‌های انتقالی و چرخشی، کاهش دقت مسیر، و حساسیت بالاتر به اغتشاشات محیطی می‌شود. برای غلبه بر این محدودیت بنیادی، در این پژوهش یک ساختار Fully Actuated نوین معرفی شده است که بر مبنای افزودن یک بازوی پیشران متحرک با یک درجه آزادی، امکان تغییر جهت تراست و تولید مؤلفه‌های نیروی جانبی مستقل از زیرسامانه وضعیت را فراهم می‌سازد. در مرحله اول، پیکربندی مکانیکی جدید بر اساس اصول طراحی مفهومی توسعه یافته و مدل‌سازی دینامیکی کامل آن با بهره‌گیری از روش اویلر-لاگرانژ انجام شده است. این مدل شامل جداسازی بلوک‌های کنترل موقعیت و وضعیت و افزایش تعداد ورودی‌های کنترلی از چهار به شش عملکرد مستقل است. در ادامه، برای هر دو زیرسامانه، کنترل‌کننده مود لغزشی طراحی و پیاده‌سازی شده که با در نظر گرفتن اغتشاشات و عدم قطعیت‌های مدل، استحکام و دقت بالایی را تضمین می‌کند. به منظور ارزیابی عملکرد، سناریوهای شبیه‌سازی در نرم‌افزار متلب / سیمولینک برای مسیرهای خطی و سینوسی در دو محور افقی، در شرایط ثابت ماندن ارتفاع، اجرا شده‌اند. نتایج مقایسه با پهباد چهارپره مرسوم نشان داد که پیکربندی پیشنهادی بدون نیاز به زاویه‌گیری غلتش و پیچش، مسیرهای مرجع را با زمان نشست ۵۸٪ کوتاه‌تر، خطای RMS مسیر ۶۴٪ کمتر، و فراجش ۶۹٪ کمتر دنبال می‌کند. همچنین، پایداری دینامیکی انتقالی در حضور اغتشاشات جانبی بهبود یافته و تغییرات ورودی‌های کنترلی وضعیت در حد تقریباً صفر باقی‌مانده است. این بهبودهای کمی و کیفی، علاوه بر جداسازی مؤثر دینامیک‌ها، نشان می‌دهد که ساختار Fully Actuated پیشنهادی گزینه‌ای کاربردی برای مأموریت‌های دقیق، پرواز در محیط‌های محدود، و سناریوهای نیاز به پایداری بالا در مقابل اغتشاشات محسوب می‌شود.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۱ تیر ۱۴۰۴
بازنگری ۲۵ شهریور ۱۴۰۴
پذیرش ۲۷ آبان ۱۴۰۴
اولین انتشار ۱۱ آذر ۱۴۰۴

واژه‌های کلیدی:

پهباد کاملاً محرک
پهباد چهارپره با تغییر جهت رانش (بردار رانش)
وسیله پرند همه‌جهته
کنترل غیرخطی
پایداری دینامیکی انتقالی

* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: sadati@kntu.ac.ir

How to Cite this Article:

P. Kabiri and H. Sadati, "Design and control of a fully actuated quadrotor uav with a thrust-redirecting arm for improved translational dynamic stability," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 10, No. 2, pp. 78-94, 2026, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2026.10.2.6>

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by ARI. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



۱. مقدمه

با این حال کوادروتور متداول یک محدودیت ساختاری بنیادی دارد. چهار روتور آن نیروی پیشران را تنها در راستای عمود بر بدنه تولید می‌کنند؛ از این رو سکو با شش درجه‌ی آزادی و تنها چهار ورودی کنترلی، سیستمی کم‌محرك^۱ است و هر جابه‌جایی افقی ناگزیر از تغییر زوایای غلتش و پیچش می‌گذرد. این وابستگی، دینامیک انتقالی و چرخشی را به یکدیگر گره می‌زند. پیامدهای عملی آن محسوس است: در مانورهای تند، تولید مسیر و کنترل باید به‌طور هم‌زمان قید وضعیت و موقعیت را برآورده کند که مسئله را به‌مراتب دشوارتر می‌سازد [۱۷]، و در مروری گسترده بر هدایت، ناوبری و کنترل رتورکرافت‌های بدون سرنشین، همین کم‌محركی به‌عنوان یکی از موانع پایدار طراحی کنترل معرفی شده است [۱۸]. اثر این محدودیت در مأموریت‌های واقعی نیز بازتاب دارد: کج شدن بدنه راستای حس‌گر و محور دید را در پروازهای پایش‌محور جابه‌جا می‌کند [۳]، [۴] و در دست‌کاری هوایی، حفظ وضعیت افقی بدنه هنگام اعمال نیرو به محیط شرط لازم دقت است [۸]، [۱۱]. پژوهش حاضر این مسئله را در سطح ریشه‌ی ساختاری آن دنبال می‌کند. در این مقاله آرایشی مکانیکی جدید برای کوادروتور معرفی می‌شود که با افزودن ورودی‌های کنترلی مستقل در راستاهای افقی، تولید نیروی جانبی را بدون تغییر وضعیت زاویه‌ای ممکن می‌سازد. بدین ترتیب دینامیک انتقالی و چرخشی از یکدیگر جدا می‌شوند و موقعیت پرنده مستقل از غلتش و پیچش قابل کنترل است. معادلات غیرخطی حرکت با رهیافت اویلر-لاگرانژ استخراج شده و بر پایه‌ی آن کنترل‌کننده‌ی مود لغزشی طراحی گردیده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد ساختار پیشنهادی نسبت به کوادروتور متداول از نظر دقت ردیابی، پایداری، سرعت پاسخ و بهره‌وری انرژی برتری محسوسی دارد و مانورهای زاویه‌ای کمتری را تحمیل می‌کند.

۲. پیشینه پژوهش

نخستین نسل کنترل‌کننده‌های کوادروتور بر خطی‌سازی حول نقطه‌ی کار استوار بود. بوعبدالله و همکاران در مقایسه‌ای تجربی میان PID و کنترل بهینه‌ی مربعی نشان دادند PID در پرواز درجای یک میکروکوادروتور داخلی عملکرد قابل قبولی دارد، در حالی که رهیافت LQ به دقت مدل و شناسایی پارامترها به‌شدت وابسته است و در حضور عدم قطعیت افت می‌کند [۱۹]. آلتوگ و همکاران با بهره‌گیری از بازخورد بصری و دوربین خارجی، کنترل موقعیت و وضعیت را محقق کردند و نشان دادند بخشی از دشواری کنترل، از کیفیت تخمین حالت ناشی می‌شود نه صرفاً از قانون کنترل [۲۰].

پرنده‌های بدون سرنشین (UAV) در دو دهه‌ی گذشته از موضوعی پژوهشی به سکوهایی عملیاتی قابل اعتماد تبدیل شده‌اند. یکی از نخستین حوزه‌های بلوغ این فناوری، پایش حریق جنگل بود؛ کاسبیر و همکاران نشان دادند تیمی از پرنده‌های کوچک می‌تواند به‌صورت مشارکتی جبهه‌ی آتش را ردیابی کنند [۱] و مرینو و همکاران سامانه‌ای برای پایش و اندازه‌گیری خودکار مشخصه‌های آتش توسعه دادند [۲]. در همین راستا، پرنده‌های سبک مجهز به دوربین برای پشتیبانی از عملیات جست‌وجو و نجات در مناطق طبیعی به کار گرفته شدند [۳]، و با پیشرفت ناوبری بینایی‌محور، پرواز خودمختار همراه با نقشه‌برداری سه‌بعدی چگال در محیط‌های ناشناخته ممکن شد [۴]. گسترش کاربردها به مأموریت‌های تماسی و باربری نیز رسید. پاوندز و همکاران طراحی سامانه‌های تحویل بار بر پایه‌ی کوادروتور را بررسی کردند [۵]، یون و همکاران روش‌هایی برای حمل دقیق بار هوایی با سکوهایی چندروتوره ارائه دادند [۶] و در حوزه‌ی صنعتی، رنگ‌پاشی سطوح بزرگ ساختمانی با پهپاد به‌عنوان جایگزین داربست و کار در ارتفاع معرفی شد [۷]. افزودن بازوی رباتیک به بدنه، حوزه‌ی دست‌کاری هوایی را پدید آورد؛ روجیرو و همکاران مروری جامع از این حوزه ارائه کردند [۸]، آختلیک و همکاران ارزیابی تجربی دست‌کاری با سکوهایی چندملخه را انجام دادند [۹]، اورساگ و همکاران مفهوم ربات هوایی چابک با قابلیت دست‌کاری متحرک را پیش بردند [۱۰] و کیم و همکاران کوادروتور مجهز به بازوی دو درجه‌ی آزادی را پیاده‌سازی کردند [۱۱]. در مأموریت‌های چندسکویی نیز قوانین هدایت زمان‌مقید برای تضمین رسیدن هم‌زمان چند پرنده به هدف توسعه یافته‌اند [۱۲].

در میان معماری‌های موجود، کوادروتور به‌دلیل سادگی مکانیکی، نبود اتصالات متحرک پیچیده، هزینه‌ی ساخت پایین و مانورپذیری بالا رایج‌ترین گزینه است. مبانی مدل‌سازی و کنترل آن به‌طور گسترده تثبیت شده است: کاستیلو و همکاران چارچوبی جامع برای مدل‌سازی و کنترل پرنده‌های کوچک ارائه کردند [۱۳]، ماهونی و همکاران در مروری مرجع مسائل مدل‌سازی، تخمین حالت و کنترل را دسته‌بندی نمودند [۱۴] و بسترهای شبیه‌سازی استاندارد برای ارزیابی طرح‌های کنترلی پیش از آزمون پروازی توسعه یافت [۱۵]. در سرعت‌های بالا، اثرهای آیرودینامیکی نظیر رانش تیغه و جریان القایی، فاصله‌ی معناداری میان مدل‌های ساده‌شده و رفتار واقعی ایجاد می‌کنند [۱۶].

1. Underactuated

پیاده‌سازی کردند و بهبود پایداری آن را گزارش نمودند؛ اما تداخل جریان هوا میان دو روتور هم‌محور، کاهش راندمان پيشران را در پی دارد [۲۹]. بررسی پیشنهادی پژوهش نشان می‌دهد کارهای انجام‌شده در دو راستای کلی طبقه‌بندی می‌شوند: یا با پیچیده کردن مکانیکی سیستم (مانند روتورهای متمایل با عملگرهای اضافی [۲۸] و ساختار هم‌محور [۲۹]) تلاش می‌کنند بر کم‌محركی غلبه کنند که به کاهش بهره‌وری انرژی و افزایش وزن می‌انجامد؛ یا با پذیرش ساختار کم‌محرك متداول، برای پایداری آن به الگوریتم‌های محاسباتی سنگین، یادگیری عمیق و روش‌های هوشمند متوسل می‌شوند [۲۴]–[۲۷]. در حالت دوم، درهم‌تنیدگی دینامیک انتقالی و چرخشی حل نمی‌شود، بلکه با صرف توان و تلاش کنترلی بیشتر در حلقه‌ی کنترل پنهان می‌گردد. در این میان، جای خالی طراحی مکانیکی نوآورانه‌ای که بدون نیاز به عملگرهای پیچیده و متمایل‌کننده، ورودی‌های افقی مستقل ایجاد کند و دینامیک پرند را مجزا سازد، محسوس است؛ موضوعی که محور اصلی این مقاله را تشکیل می‌دهد.

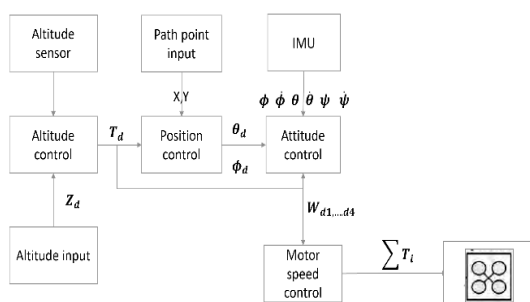
۳. مدل دینامیکی پهپاد چهارپره

۳.۱ کنترل پهپاد چهارپره

کنترل پهپاد چهارپره شامل سه قسمت زیر می‌باشد.

- i. کنترل موقعیت
- ii. کنترل وضعیت
- iii. کنترل ارتفاع

بلوک دیاگرام کنترلی پهپاد چهارپره به شکل شماره ۱ می‌باشد.



شکل ۱- شماتیک کنترلی پهپاد چهارپره.

Fig. 1. Control system schematic of a quadcopter.

همان‌طور که این دیاگرام نشان می‌دهد، به دلیل آنکه نیروها فقط در راستای عمود اعمال می‌شود، کنترل موقعیت وابسته به کنترل وضعیت است و بالعکس.

مدنی و بن‌الگ با روش پس‌گام^۱ ساختاری آبخاری ارائه کردند که سکو را به زیرسیستم‌های کاملاً پایداری را با پایداری را با تابع لیاپانوف تضمین می‌نماید [۲۱]. محدودیت مشترک این خانواده، حساسیت به غیرخطی‌های شدید، تغییر پارامترها و اغتشاش خارجی است. برای پوشش این ضعف، رهیافت‌های مقاوم مطرح شدند که در آن‌ها عدم قطعیت به صورت صریح در طراحی لحاظ می‌شود. کنترلی که بر پایه‌ی پارامترسازی اصلاح‌شده‌ی یولا همراه با قید دامنه‌ی عملگر طراحی می‌شود، پایداری حلقه‌بسته را در دامنه‌ی وسیعی از آشفتگی‌ها تضمین می‌کند [۲۲]. با این حال، ماهیت محافظه‌کارانه‌ی کنترل H_∞ و نیاز به توان محاسباتی بالا برای اجرای برخت روش‌هایی مانند کنترل پیش‌بین مدل (MPC)، از موانع به‌کارگیری آن‌ها روی پردازنده‌های معمولی پرواز است.

کنترل مود لغزشی^۲ به دلیل مقاومت ذاتی در برابر اغتشاش‌های خارجی منطبق و عدم قطعیت کران‌دار، به یکی از پرکاربردترین روش‌ها در کنترل UAV تبدیل شده است. شی و همکاران یک ساختار SMC تطبیقی برای پرند‌های چندملخه پیشنهاد کردند که در صورت بروز خرابی در عملگرها نیز عملکرد تحمل‌پذیر خرابی مطلوبی را حفظ می‌کند [۲۳]. لی و همکاران با تلفیق SMC تطبیقی و شبکه‌ی عصبی بازگشتی با بازخورد کامل^۳، همگرایی سریع‌تر خطا و کاهش اثر لرزش^۴ را گزارش کردند [۲۴]. آل‌اسحاق و همکاران دامنه‌ی کاربرد این روش را از اغتشاش فیزیکی به تهدید سایبری گسترش دادند و چارچوبی سایبری-فیزیکی برای ایمن‌سازی فرآیند کنترل در برابر حملات تزریق داده کاذب ارائه کردند [۲۵]. لی و وو روش مود لغزشی پایانی سوپرپیچشی مبتنی بر شبکه‌های عصبی بازگشتی متصل را برای پرواز در محیط‌های پیچیده با دینامیک‌های ناشناخته و غیرساختاری توسعه دادند [۲۶]. موازی با این روش‌ها، یادگیری تقویتی عمیق به عنوان جایگزینی داده‌محور مطرح شده است؛ ژانگ و همکاران در مروری جامع ظرفیت‌های یادگیری عمیق را در کنترل UAV دسته‌بندی کردند، هرچند چالش پیچیدگی محاسباتی و عدم تضمین پایداری ریاضی همچنان حل‌نشده باقی مانده است [۲۷].

برای غلبه بر محدودیت‌های ناشی از کم‌محركی که قوانین کنترل را با محدودیت مواجه می‌سازند، تغییر خود ساختار مکانیکی مورد توجه قرار گرفته است. شیه و سان نمونه‌ای از کوادروتور با گام متغیر و روتور متمایل را طراحی و آزمایش کردند؛ این طرح با تغییر زاویه‌ی روتورها، نیروی افقی تولید می‌کند ولی به وزن، پیچیدگی سازه و مصرف توان در عملگرهای چرخشی افزوده می‌شود [۲۸]. رن و همکاران نیز کوادروتور هم‌محور با روتورهای متمایل را طراحی و

با تعریف بردار حالت به صورت زیر

$$[x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6 \ x_7 \ x_8 \ x_9 \ x_{10} \ x_{11} \ x_{12}]^T \\ = [x \ \dot{x} \ y \ \dot{y} \ z \ \dot{z} \ \phi \ \dot{\phi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi}]^T$$

معادله بالا را می توان به فرمت ماتریسی به شکل زیر نوشت:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \\ \dot{x}_5 \\ \dot{x}_6 \\ \dot{x}_7 \\ \dot{x}_8 \\ \dot{x}_9 \\ \dot{x}_{10} \\ \dot{x}_{11} \\ \dot{x}_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{\dot{x}} \\ \dot{y} \\ \dot{\dot{y}} \\ \dot{z} \\ \dot{\dot{z}} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\dot{\phi}} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\dot{\theta}} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\dot{\psi}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_2 \\ (cos\phi_d \sin\theta_d \cos\psi - \sin\phi_d \sin\psi)U_1/m \\ x_4 \\ (cos\phi_d \sin\theta_d \sin\psi - \sin\phi_d \cos\psi)U_1/m \\ x_6 \\ g - (c\phi c\theta)U_1/m \\ x_8 \\ \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}}x_{10}x_{12} + \frac{\ell}{I_{xx}}U_2 \\ x_{10} \\ -\frac{I_{xx} - I_{zz}}{I_{yy}}x_8x_{12} + \frac{\ell}{I_{yy}}U_3 \\ x_{12} \\ \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}}x_8x_{10} + \frac{1}{I_{zz}}U_4 \end{bmatrix}$$

معادله فضایی حالت را به صورت متغیرهای حالت می نویسیم.

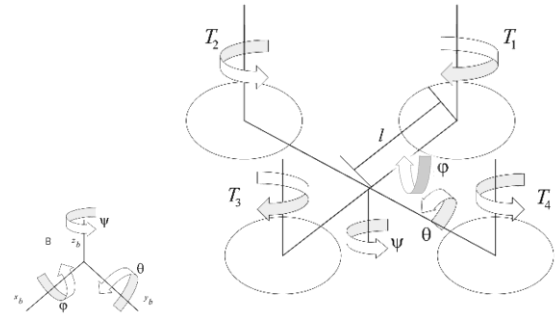
با تعریف ورودی های U_x و U_y به شکل زیر، می توان معادلات بالا را به صورت ساده تر زیر نوشت:

$$\begin{aligned} U_x &= (\cos x_7 \sin x_9 \cos x_{11} + \sin x_7 \sin x_{11}) \\ U_y &= (\cos x_7 \sin x_9 \sin x_{11} - \sin x_7 \cos x_{11}) \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \\ \dot{x}_5 \\ \dot{x}_6 \\ \dot{x}_7 \\ \dot{x}_8 \\ \dot{x}_9 \\ \dot{x}_{10} \\ \dot{x}_{11} \\ \dot{x}_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_2 \\ U_x U_1/m \\ x_4 \\ U_y U_1/m \\ x_6 \\ g - (\cos x_7 \cos x_{11}) U_1/m \\ x_8 \\ \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}}x_{10}x_{12} + \frac{\ell}{I_{xx}}U_2 \\ x_{10} \\ -\frac{I_{xx} - I_{zz}}{I_{yy}}x_8x_{12} + \frac{\ell}{I_{yy}}U_3 \\ x_{12} \\ \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}}x_8x_{10} + \frac{1}{I_{zz}}U_4 \end{bmatrix} \quad (4)$$

همان طور که از معادله حالت قابل استناد است، برای متغیر $\dot{x}_2$ و $\dot{x}_4$ که مربوط به جابه جایی در راستای x و y است هیچ ورودی مستقیمی نداریم. به این صورت که برای رسیدن به x_d و y_d باید دو مولفه ϕ_d و θ_d را تعریف کنیم.

به عبارتی دیگر، کنترل موقعیت و تغییر مکان پهپاد، مرهون ایجاد گرفتن زاویه غلتش و پیچ دلخواه می باشد. بدین صورت، برای رفتن به موقعیت x_d و y_d باید ابتدا به پهپاد زوایای ϕ_d و θ_d داده شود.



شکل ۲- دیاگرام آزاد پهپاد چهارپره.

Fig. 2. Free body diagram of a quadrotor.

۲.۳ معادلات دینامیکی پهپاد چهارپره

در شکل شماره طبق مقاله [۴]، معادلات حاکم بر حرکت پهپاد چهارپره به صورت زیر می باشد:

$$\begin{aligned} m\ddot{x} &= (s\psi s\phi + c\psi s\theta c\phi) \sum_{i=1}^4 T_i \\ m\ddot{y} &= (-c\psi s\phi + s\psi s\theta c\phi) \sum_{i=1}^4 T_i \\ m\ddot{z} &= mg - (c\psi c\phi) \sum_{i=1}^4 T_i \\ I_{xx}\ddot{\phi} &= \dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) + \ell(-T_2 + T_4) \\ I_{yy}\ddot{\theta} &= \dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) + \ell(T_1 - T_3) \\ I_{zz}\ddot{\psi} &= \dot{\phi}\dot{\theta}(I_{xx} - I_{yy}) + d(T_1 - T_3 + T_2 - T_4) \end{aligned} \quad (1)$$

که در این معادلات (x, y, z) ، نشان دهنده موقعیت و (ϕ, θ, ψ) زوایای اوایل هستند. که به ترتیب به نام زاویه غلتش (ϕ) زاویه پیچش، (θ) و زاویه چرخش (ψ) شناخته می شوند. به علاوه m جرم پهپاد چهارپره و g شتاب گرانشی زمین است. همچنین ℓ نصف طول، d ثابت کشش پهپاد و I_{xx} ، I_{yy} و I_{zz} اینرسی در راستای محورهای سه گانه مختصاتی هستند.

در معادلات بالا ورودی های کنترلی U_1 ، U_2 ، U_3 ، U_4 بر حسب نیروهای رانش T_1 ، T_2 ، T_3 ، T_4 به زیر می باشند.

$$\begin{aligned} U_1 &= \sum_{i=1}^4 T_i \\ U_2 &= -T_2 + T_4 \\ U_3 &= T_1 - T_3 \\ U_4 &= d(T_1 - T_3 + T_2 - T_4) \end{aligned} \quad (2)$$

پارامتر q_{1d} مسیر مرجع می باشد. یک سطح لغزش را به این شکل تعریف می نماییم:

$$s = e + \lambda \dot{e} \quad (10)$$

در این رابطه، $\lambda > 0$ یک ثابت است.

اکنون از این عبارت نسبت به زمان مشتق می گیریم:

$$\dot{s} = \dot{e} + \lambda \ddot{e} = \dot{e} + \lambda(\ddot{q}_1 - \ddot{q}_{1d}) = \dot{e} + \lambda(f + g u - \ddot{q}_{1d}) \quad (11)$$

با صفر قراردادن عبارت بالا، قسمت کنترلر معادل به دست می آید:

$$\begin{aligned} \dot{e} + \lambda(f + g u_{eq} - \ddot{q}_{1d}) &= 0 \\ u_{eq} &= -(\lambda g)^{-1}(\dot{e} + \lambda f - \lambda \ddot{q}_{1d}) \end{aligned} \quad (12)$$

کنترلر مود لغزشی یک قسمت switching هم دارند که به صورت زیر تعریف می نماییم:

$$u_{sw} = -(\lambda g)^{-1}(K \tanh(s)) \quad (13)$$

در این رابطه، $K > 0$ یک ماتریس مثبت معین است. ورودی کنترلی نهایی عبارت است از:

$$u = u_{eq} + u_{sw} = -(\lambda g)^{-1}(\dot{e} + \lambda f - \lambda \ddot{q}_{1d} + K \tanh(s)) \quad (14)$$

۴.۲ اثبات پایداری کنترلر طراحی شده

تابع لیاپانوف زیر را در نظر می گیریم:

$$V = \frac{1}{2} s^2 > 0, s \neq 0 \quad (15)$$

با مشتق گیری از آن نسبت به زمان داریم:

$$\dot{V} = s \dot{s} = s(\dot{e} + \lambda(f(x) + g(x)u - \ddot{r})) \quad (16)$$

با جای گذاری ورودی کنترلی در آن خواهیم داشت:

$$\dot{V} = s(-K \tanh(s)) \quad (17)$$

از آنجا که $K > 0$ ، نتیجه می شود که:

$$\dot{V} < 0$$

و در نتیجه پایداری سیستم برقرار است.

۵. ارائه یک مدل پیشنهادی

به دنبال حل مشکل پهپاد مرسوم، یک دینامیک پیشنهادی با مشخصات زیر ارائه شده است.

(۱) ایجاد یک بلوک دیاگرام سه فازی و کاملاً مستقل از همدیگر

(مستقل کردن بلوک کنترل موقعیت از کنترل وضعیت)

(۲) افزایش تعداد ورودی های سیستم از چهار عدد به شش عدد

(۳) کنترل پهپاد در حالت نزدیک به شناور^۱

۴. طراحی کنترل کننده مود لغزشی بر

روی پهپاد چهارپره

برای کنترل پهپاد ابتدا دینامیک پهپاد را به فرم زیر تعریف می نماییم:

$$\begin{aligned} \frac{dq_1}{dt} &= q_2 \\ \frac{dq_2}{dt} &= f + gu \end{aligned} \quad (5)$$

در اینجا:

$$\begin{aligned} q_1 &= [x, y, z, \phi, \theta, \psi]^T \\ q_2 &= [\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T \end{aligned} \quad (6)$$

اکنون معادلات پهپاد چهارپره را طبق رابطه زیر می نویسیم:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= f_1 + g_1 u_1 \\ \ddot{y} &= f_2 + g_2 u_2 \\ \ddot{z} &= f_3 + g_3 u_3 \\ \ddot{\phi} &= f_4 + g_4 u_4 \\ \ddot{\theta} &= f_5 + g_5 u_5 \\ \ddot{\psi} &= f_6 + g_6 u_6 \end{aligned} \quad (7)$$

که در معادلات f و g به صورت زیر است:

$$\begin{aligned} f_1 &= \frac{1}{m}(\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi)u_1, \quad g_1 = 0 \\ f_2 &= \frac{1}{m}(\cos \phi \sin \theta \cos \psi - \sin \phi \sin \psi)u_1, \quad g_2 = 0 \\ f_3 &= -g_0, \quad g_3 = \frac{1}{m}(\cos \phi \cos \theta) \\ f_4 &= \dot{\theta} \psi \frac{I_y - I_z}{I_x}, \quad g_4 = \frac{\ell}{I_x} \\ f_5 &= \dot{\phi} \psi \frac{I_z - I_x}{I_y}, \quad g_5 = \frac{\ell}{I_y} u_3 \\ f_6 &= \dot{\phi} \dot{\theta} \frac{I_x - I_y}{I_z}, \quad g_6 = \frac{\ell}{I_z} \end{aligned} \quad (8)$$

مسئله کنترلی در این مقاله، ردیابی موقعیت پهپاد چهارپره به وسیله کنترل کننده مود لغزشی است.

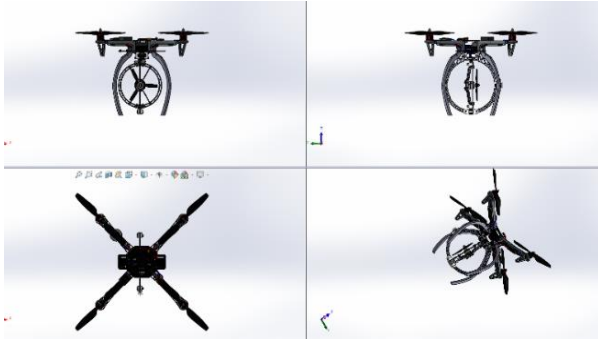
۴.۱ تعریف متغیرهای مود لغزشی

به جهت طراحی کنترل کننده ما یک خط سیر را با مشخصات زیر در نظر می گیریم:

خطای تعقیب را به این صورت تعریف می کنیم:

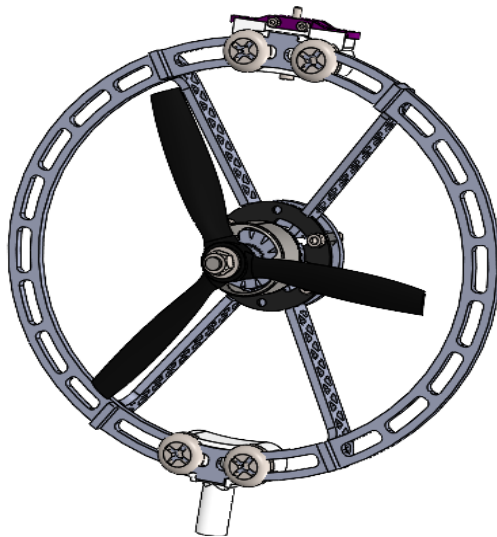
$$e = q_1 - q_{1d} \quad (9)$$

براشلس به همراه کنترل کننده سرعت^۱ و ملخ مناسب برای ایجاد تراست و از یک سروو sg90 برای تغییر زاویه استفاده شده است.



شکل ۵- شماتیک دینامیکی پهپاد پیشنهادی.

Fig. 5. Dynamic schematic of the proposed quadrotor.



شکل ۵- شماتیک محور سوم پهپاد.

Fig. 5. Schematic of the quadrotor third axis.

در نهایت سیستم کنترل موقعیت در مرکز پهپاد قرار می گیرد.

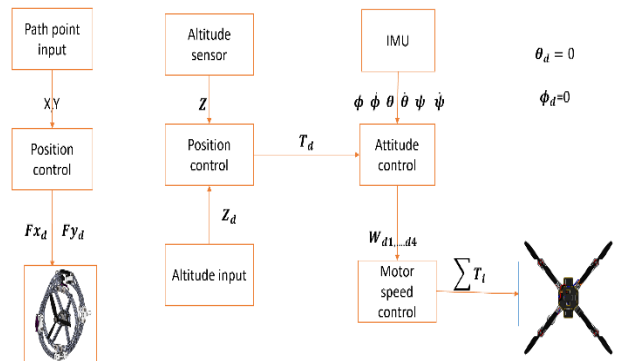
۲.۵ فرضیات مدل سازی

به منظور ساده سازی تحلیل و کاهش پیچیدگی محاسبات، مفروضات زیر در فرآیند مدل سازی پهپاد پیشنهادی اعمال شده است: شرایط پروازی در حالت نزدیک به شناور (NearHover) در نظر گرفته شده است.

اثر نیروی درگ جانبی و مقاومت آیرودینامیکی بدنه نادیده گرفته شده است، زیرا اندازه آن نسبت به نیروی تراست تولیدی روتورها ناچیز می باشد.

۴) ایجاد یک سیستم مکانیکی برای کنترل موقعیت مستقل از دینامیک چرخشی.

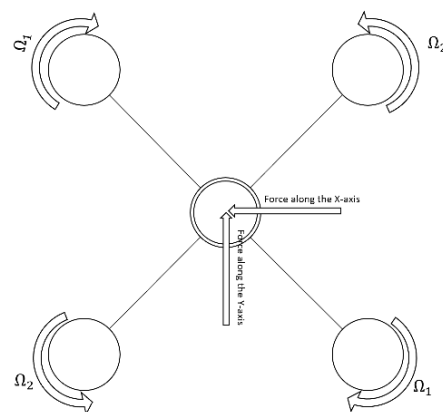
بلوک دیاگرام کنترلی در شکل زیر نشان داده شده است.



شکل ۳- دیاگرام کنترلی پهپاد.

Fig. 3. Control diagram of the UAV.

به این صورت که چهار عدد روتور که دارای نیرو در راستای ارتفاع هستند، مسئول کنترل ارتفاع، و کنترل وضعیت (با صفر نگه داشتن زاویه های غلتش و پیچ) خواهند بود، و یک سیستم کنترل موقعیت با اعمال دونیرو مطابق شماتیک زیر مسئول کنترل موقعیت خواهد بود.



شکل ۴- دیاگرام نیرو پهپاد جدید.

Fig. 4. Force diagram of the proposed quadcopter.

۱. طراحی مفهومی سیستم کنترل موقعیت

برای طراحی این سیستم، لازم است که یک موتور پیشران با یک درجه آزادی داشته باشیم، تا توانایی ایجاد تراست را در دو جهت طبق شکل ۴ به ما بدهد.

بدین منظور سیستم زیر طراحی شده است که از یک موتور

$$T_{rot} = \frac{1}{2} I_x \dot{\phi}^2 + \frac{1}{2} I_y \dot{\theta}^2 + \frac{1}{2} I_z \dot{\psi}^2 \quad (23)$$

در نتیجه، انرژی جنبشی کل عبارت است از:

$$T = \frac{1}{2} m(\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2) + \frac{1}{2} I_x \dot{\phi}^2 + \frac{1}{2} I_y \dot{\theta}^2 + \frac{1}{2} I_z \dot{\psi}^2 \quad (24)$$

اکنون معادله انرژی پتانسیل را می نویسیم:

$$V = mgz \quad (25)$$

لاگرانژین این سیستم عبارت است از:

$$L = T - V = \frac{1}{2} m(\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2) + \frac{1}{2} I_x \dot{\phi}^2 + \frac{1}{2} I_y \dot{\theta}^2 + \frac{1}{2} I_z \dot{\psi}^2 - mgz \quad (26)$$

معادلات لاگرانژ اویلر عبارتند از:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} = Q_i \quad (27)$$

در نتیجه برای هر معادله دیفرانسیل داریم:

$$\begin{bmatrix} \frac{d}{dt} (m\dot{x}) \\ \frac{d}{dt} (m\dot{y}) \\ \frac{d}{dt} (m\dot{z}) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ -F_z \end{bmatrix} \quad (28)$$

نیروی F_z نیز تراست کل است.

$$F_z = T_1 + T_2 + T_3 + T_4 \quad (29)$$

برای متغیرهای وضعیت نیز داریم:

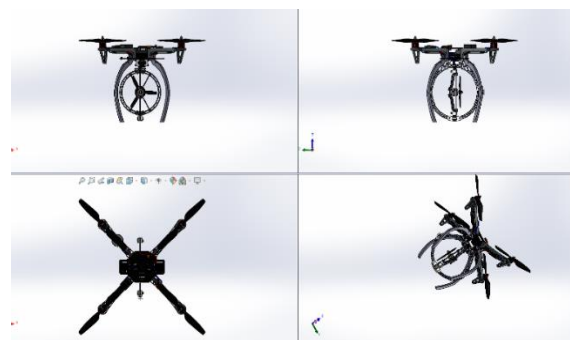
$$\begin{bmatrix} \frac{d}{dt} (I_x \dot{\phi}) \\ \frac{d}{dt} (I_y \dot{\theta}) \\ \frac{d}{dt} (I_z \dot{\psi}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_x - \dot{\theta} \dot{\psi} (I_z - I_y) \\ M_y - \dot{\phi} \dot{\psi} (I_x - I_y) \\ M_z - \dot{\phi} \dot{\theta} (I_y - I_x) \end{bmatrix} \quad (30)$$

در این رابطه:

$$\begin{aligned} M_x &= \ell(T_2 - T_4) \\ M_y &= \ell(T_3 - T_1) \end{aligned} \quad (31)$$

$$M_z = d(T_1 - T_2 + T_3 - T_4)$$

که ℓ و d به ترتیب طول بازو و ثابت کشش هستند. برای یک پهپاد چهارپره معمولی، به دلیل این که چهار عملگر موجود است، برای یک مانور باید پرنده از حرکات غلتش و پیچ استفاده کند، ولی برای این پرنده



شکل ۶- نحوه قرارگیری موتور در پهپاد.

Fig. 6. Motor placement in the drone.

کوپل‌های القایی بین محورهای حرکتی (yaw-pitch-roll coupling) و اثرات متقابل جریان بین ملخ‌ها حذف شده‌اند. توزیع جرم و ممان‌های اینرسی در طول پرواز ثابت فرض شده است.

تغییرات محیطی مانند تغییر چگالی هوا، وزش باد شدید یا اثر زمین در نظر گرفته نشده است.

۳.۵ مدل‌سازی دینامیک جدید

برای مدل‌سازی این جسم، به سه متغیر حالت موقعیت x, y, z و سه متغیر حالت وضعیت ϕ, θ, ψ نیاز داریم:

$$\begin{aligned} q_1 &= [x, y, z, \phi, \theta, \psi]^T \\ q_2 &= [\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T \end{aligned} \quad (18)$$

همچنین بردار نیروها عبارتند از:

$$Q = [F_x, F_y, T_1, T_2, T_3, T_4] \quad (19)$$

برای این که بتوانیم مدل‌سازی به‌روش لاگرانژ - اویلر را انجام دهیم، باید انرژی‌های جنبشی و پتانسیل جسم را بنویسیم.

انرژی جنبشی انتقالی در ادامه نوشته شده است:

$$T_{trans} = \frac{1}{2} m(\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2) \quad (20)$$

برای انرژی جنبشی دورانی باید در ابتدا معادله سرعت‌های زاویه‌ای را بنویسیم:

$$T_{rot} = \frac{1}{2} [\dot{\phi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi}] [I] \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (21)$$

در این رابطه، I ماتریس ممان اینرسی است:

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (22)$$

پس خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} q_1 &= [x, y, z, \phi, \theta, \psi]^T \\ q_2 &= [\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T \end{aligned} \quad (34)$$

در این روابط:

$$f = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \\ -\dot{\theta}\dot{\psi}(I_z - I_y)/I_x \\ -\dot{\phi}\dot{\psi}(I_x - I_z)/I_y \\ -\dot{\phi}\dot{\theta}(I_y - I_x)/I_z \end{bmatrix} \quad (35)$$

$$g = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1 & -1 & -1 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & \ell/I_x & 0 & -\ell/I_x & 0 & 0 \\ -\ell/I_y & 0 & \ell/I_y & 0 & 0 & 0 \\ d/I_z & -d/I_z & d/I_z & -d/I_z & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (36)$$

$$u = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \\ u_5 \\ u_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \end{bmatrix} \quad (37)$$

۶. طراحی کنترل کننده مود لغزشی

به جهت طراحی کنترل کننده ما یک خط سیر را با مشخصات زیر در نظر می گیریم:

خطای تعقیب را به این صورت تعریف می کنیم:

$$e = q_1 - q_{1d} \quad (38)$$

پارامتر q_{1d} مسیر مرجع می باشد. یک سطح لغزش را به این شکل تعریف می نماییم:

$$s = e + \lambda \dot{e} \quad (39)$$

در این رابطه، $\lambda > 0$ یک ثابت است.

اکنون از این عبارت نسبت به زمان مشتق می گیریم:

$$\begin{aligned} \dot{s} &= \dot{e} + \lambda \ddot{e} = \dot{e} + \lambda(\ddot{q}_1 - \ddot{q}_{1d}) \\ &= \dot{e} + \lambda(f + g u - \ddot{q}_{1d}) \end{aligned} \quad (40)$$

با صفر قراردادن عبارت بالا، قسمت کنترلر معادل به دست می آید:

$$\begin{aligned} \dot{e} + \lambda(f + g u_{eq} - \ddot{q}_{1d}) &= 0 \rightarrow u_{eq} \\ &= -(\lambda g)^{-1}(\dot{e} + \lambda f \\ &\quad - \lambda \ddot{q}_{1d}) \end{aligned} \quad (41)$$

کنترلر مود لغزشی یک قسمت switching هم دارند که به صورت زیر تعریف می نماییم:

$$u_{sw} = -(\lambda g)^{-1}(K \tanh(s)) \quad (42)$$

به دلیل وجود عملگرهای مخصوص برای محورها x و y دیگر نیازی به اجرای غلتش و پیچ برای جابه جایی نیست. معادله به دست آمده را می توان به این صورت نوشت:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \frac{1}{m} F_x \\ \ddot{y} &= \frac{1}{m} F_y \\ \ddot{z} &= -g_0 + \frac{1}{m} (-T_1 - T_2 - T_3 - T_4) \\ \ddot{\phi} &= \frac{1}{I_x} [\ell(T_2 - T_4) - \dot{\theta}\dot{\psi}(I_z - I_y)] \\ \ddot{\theta} &= \frac{1}{I_y} [\ell(T_3 - T_1) - \dot{\phi}\dot{\psi}(I_x - I_z)] \\ \ddot{\psi} &= \frac{1}{I_z} [d(T_1 - T_2 + T_3 - T_4) - \dot{\phi}\dot{\theta}(I_y - I_x)] \end{aligned} \quad (32)$$

پارامترهای دینامیکی و کنترلی پهناد به صورت زیر می باشد:

جدول ۱- پارامترهای دینامیکی و فیزیکی چهارپره کاملاً عملگر ارائه شده.

Table 1. Dynamic and physical parameters of the proposed fully actuated uav.

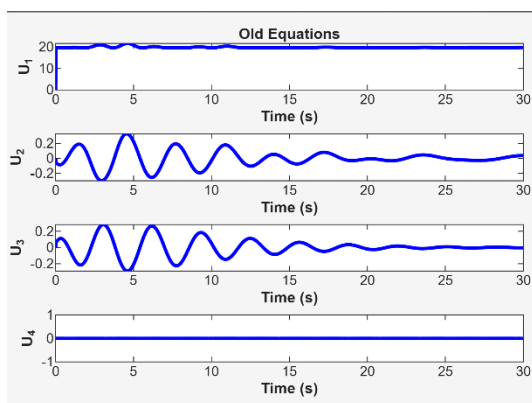
Parameter	Symbol	Value	Unit
Arm length	L	.20	M
Total mass	m	2.00	kg
Mass of position controller	M_p	0.02	kg
Gravitational acceleration	g	9.81	m/s ²
Moment of inertia (xaxis)	I_x	0.05	kg·m ²
Moment of inertia (yaxis)	I_y	0.05	kg·m ²
Moment of inertia (zaxis)	I_z	0.10	kg·m ²
Motor thrust coefficient	k	1.0×10^{-3}	N·m·s ² /rad ²
Motor drag coefficient	d	1.2×10^{-5}	N·m·s ² /rad ²

۶. طراحی کنترل کننده برای مدل جدید

$$\frac{dq_1}{dt} = q_2 \quad (33)$$

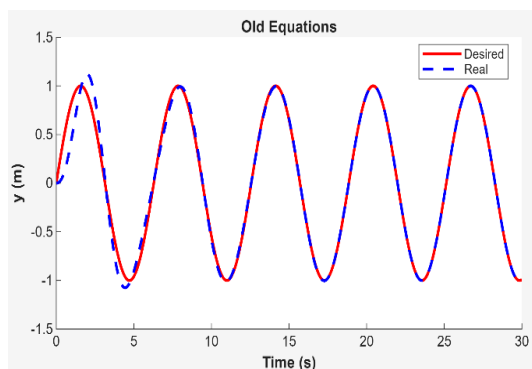
$$\frac{dq_2}{dt} = f + gu$$

در اینجا:



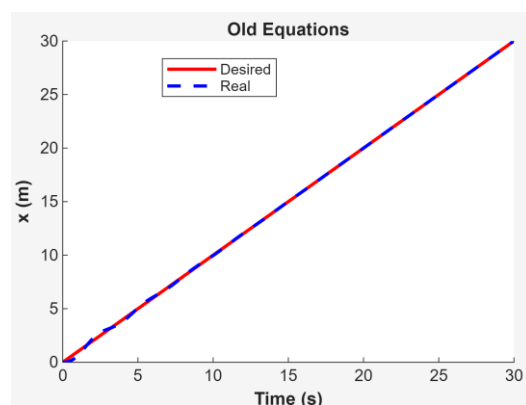
شکل ۸- ورودی‌های کنترلی پهپاد چهار پره.

Fig. 8. Control inputs of the quadrotor.



شکل ۹- نحوه دنبال کردن پهپاد چهار پره در راستای y.

Fig. 9. Quadrotor tracking along the yaxis.



شکل ۱۰- دنبال کردن سوژه توسط پهپاد چهار پره در راستای x.

Fig. 10. Quadrotor tracking along the xaxis.

در این رابطه، $K > 0$ یک ماتریس مثبت معین است. ورودی کنترلی نهایی عبارت است از:

$$u = u_{eq} + u_{sw} = -(\lambda g)^{-1}(\dot{e} + \lambda f - \lambda \ddot{q}_{1d} + K \tanh(s)) \quad (43)$$

۲.۶ اثبات پایداری

تابع لیاپانوف زیر را تعریف می‌کنیم:

$$V = \frac{1}{2}s^2 > 0 \quad (44)$$

مشتق این تابع عبارت است از:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s \dot{s} = s(\dot{e} + \lambda(f + g u - \ddot{q}_{1d})) \\ &= s(\dot{e} + \lambda(f + g\{-(\lambda g)^{-1}(\dot{e} + \lambda f - \lambda \ddot{q}_{1d} + K \tanh(s)) - \ddot{q}_{1d}\}) \\ &= s(-K \tanh(s)) < 0 \end{aligned} \quad (44)$$

در نتیجه کنترلر طراحی شده پایدار است.

۷. شبیه‌سازی‌ها و نتایج

۱.۷ شبیه‌سازی پهپاد چهارپره با استفاده از کنترل‌کننده مود لغزشی

به‌منظور ارزیابی عملکرد مدل پیشنهادی، مجموعه‌ای از شبیه‌سازی‌های عددی در محیط متلب/ سیمولینک انجام شد. سناریوی شبیه‌سازی به‌گونه‌ای طراحی شد که پهپاد در ارتفاع ثابت ۳ متر باقی‌مانده و مسیرهای مرجع در دو محور افقی X و Y را دنبال نماید. این مسیرها شامل یک مسیر خطی در محور X و یک مسیر سینوسی در محور Y بودند. کنترل وضعیت با استفاده از کنترل‌کننده مود لغزشی پیاده‌سازی شده است.

$$\begin{aligned} x_d &= t \\ y_d &= \sin(t) \end{aligned} \quad (46)$$

این کار را در ۳۰ ثانیه انجام می‌دهیم.

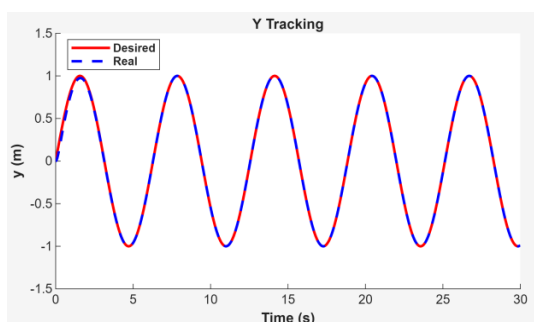
نتایج حاصل از این شبیه‌سازی در شکل‌های ۸ تا ۱۲ ذکر شده است.

۲.۷ شبیه‌سازی مدل جدید

در مرحله بعد، همین سناریو برای پهپاد چهارپره با ساختار پیشنهادی اجرا گردید.

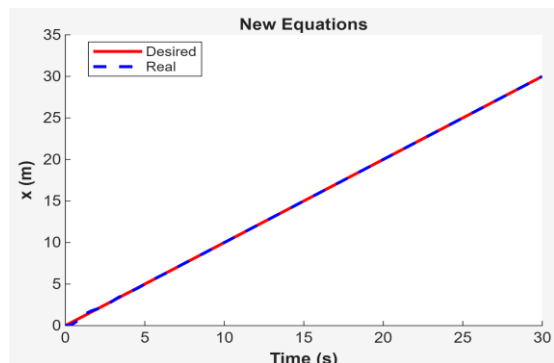
طبق شکل‌های شماره ۱۳ الی ۱۹ که موقعیت پهپاد پیشنهادی را در دنبال کردن سوژه نشان می‌دهد قابل استناد است که، پهپاد پیشنهادی بدون گرفتن زاویه غلتش و پیچش که توسط سیستم کنترل موقعیت مجزی، کنترل می‌شود.

دنبال کردن سوژه در راستای محور طول (Y):



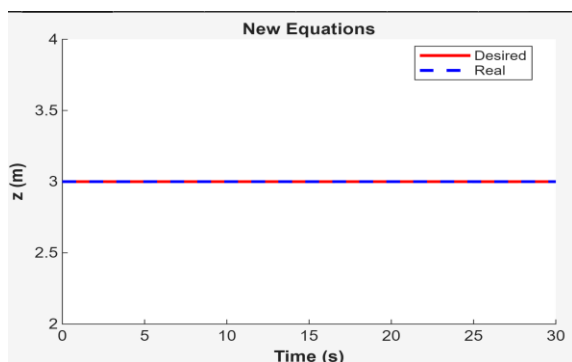
شکل ۱۳- دنبال کردن پهپاد پیشنهادی در راستای Y.

Fig. 13. Tracking of the proposed uav along the yaxis.



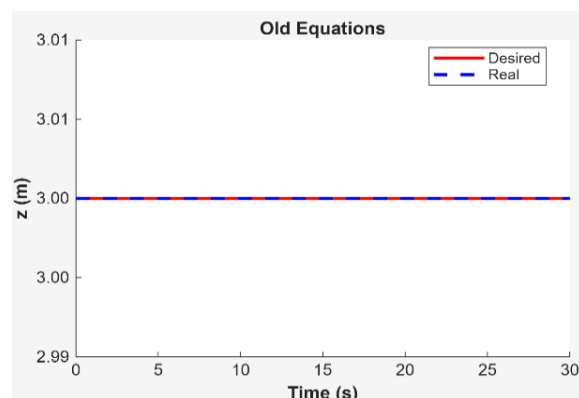
شکل ۱۴- دنبال کردن پهپاد پیشنهادی در راستای X.

Fig. 14. Tracking of the proposed uav along the xaxis.



شکل ۱۵- دنبال کردن پهپاد پیشنهادی در راستای Z.

Fig. 15. Tracking of the proposed uav along the zaxis.

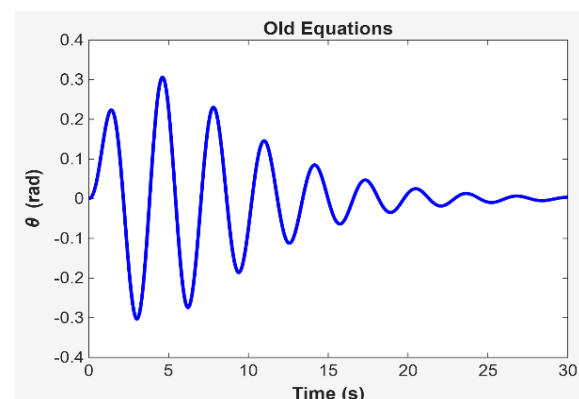
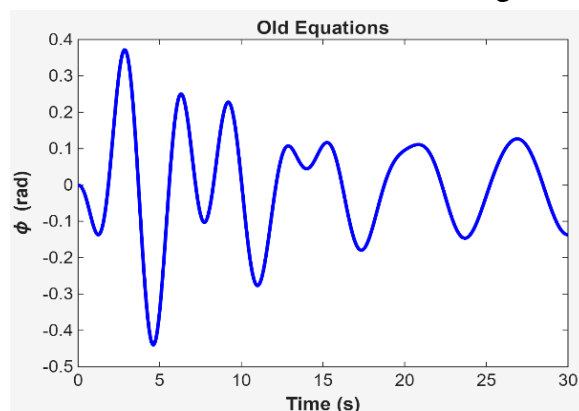


شکل ۱۱- دنبال کردن سوژه در راستای Z توسط پهپاد چهار پره.

Fig. 11. Quadrotor tracking along the zaxis.

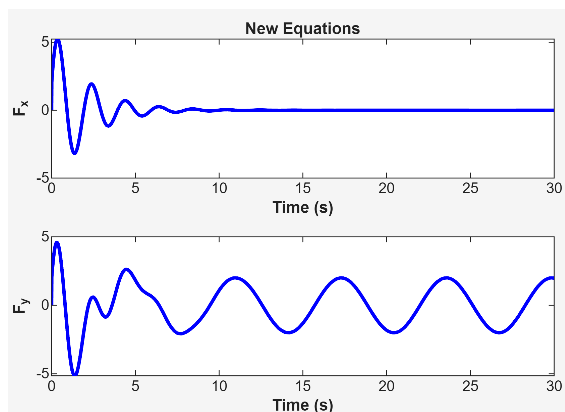
در ابتدا، شبیه‌سازی برای پهپاد چهارپره مرسوم انجام شد. نتایج نشان داد که برای دنبال کردن مسیر مرجع، نیاز به اعمال زوایای غلتش و پیچش به پهپاد وجود دارد. این تغییرات زاویه‌ای باعث ایجاد نوسانات موقتی در متغیرهای حالت و همچنین ورودی‌های کنترلی مربوط به وضعیت گردید. با وجود رسیدن به مسیر هدف، پایداری در حرکت و دقت مسیر دارای انحرافات کوچکی بود.

زاویه غلتش:



شکل ۱۲- زاویه پیچش و غلتش پهپاد چهار پره در سناریو نامی.

Fig. 12. Roll and pitch angles of the quadrotor in the nominal scenario.



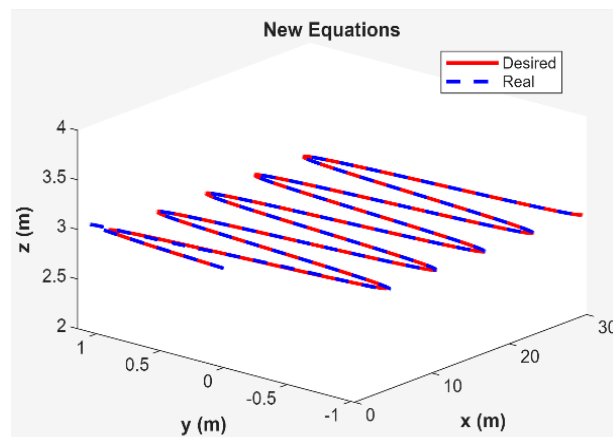
شکل ۱۹- ورودی‌های کنترلی جدید در راستای طول و عرض F_x و F_y .

Fig. 19. New control inputs along the longitudinal and lateral directions F_x and F_y .

نتایج حاکی از آن بود که متغیرهای موقعیت از همان لحظه ابتدایی شروع به تعقیب دقیق مسیر مرجع کردند، بدون آن که نیازی به تغییر در زوایای وضعیت (غلش و پیچش) وجود داشته باشد. در این مدل، ورودی‌های کنترلی وضعیت تقریباً برابر با صفر باقی‌مانده و تنها ورودی‌های مربوط به موقعیت فعال بودند. این موضوع بیانگر عملکرد مستقل و مؤثر بلوک کنترل موقعیت در ساختار جدید است. همچنین، نیروی تراست تولید شده در طول مدت شبیه‌سازی تقریباً ثابت باقی ماند که نشان‌دهنده حفظ پایدار ارتفاع پهپاد است. در مسیر X به دلیل خطی بودن، ورودی کنترلی به سرعت به مقدار صفر همگرا شد؛ در حالی که در مسیر Y به دلیل ماهیت سینوسی، ورودی کنترلی دارای نوسانات منظم و هماهنگ با شکل مسیر مرجع بود.

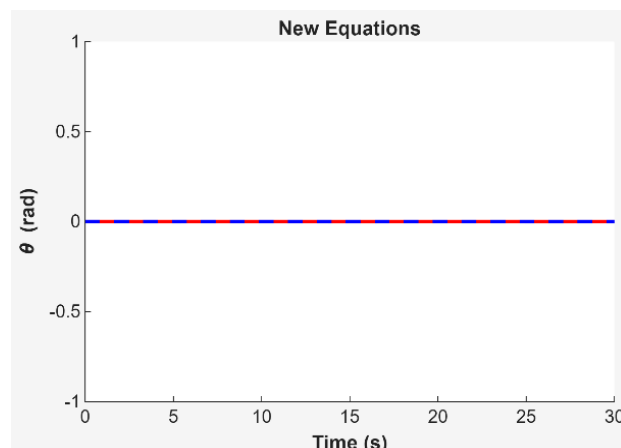
۳.۷ شبیه‌سازی دنبال کردن سوژه در حضور اغتشاش باد در راستای x (gust response)

به منظور ارزیابی عملکرد مدل پیشنهادی در شرایط محیطی نامساعد، سناریویی طراحی گردید که در آن پهپاد موظف به دنبال کردن یک مسیر مرجع در حضور اغتشاش نیروی باد می‌باشد. در این شبیه‌سازی، تابع اغتشاش به صورت یک نیروی ضربه‌ای کوتاه‌مدت در راستای محور x تعریف شده است که منطبق بر چارچوب مختصات اینرسی بوده و معادل با شتاب 10 m/s^2 به بدنه پهپاد وارد می‌گردد. این اغتشاش در بازه زمانی بین $t = 2 \text{ s}$ تا $t = 2.5 \text{ s}$ ثانیه فعال شده و پس از آن حذف می‌شود. مدل‌سازی این اغتشاش در بخش «External Gust disturbance» از معادلات حالت انجام شده است که در آن، تنها مؤلفه اول بردار اغتشاش فعال گردیده و سایر مؤلفه‌ها صفر در نظر گرفته شده‌اند. نتایج حاصل، که شامل پاسخ موقعیت، زوایای اوایلر و نیروها و گشتاورهای کنترلی می‌باشند، نشان می‌دهند کنترل‌کننده مود لغزشی طراحی شده قادر است تغییرات ناگهانی ناشی از باد را به سرعت جبران نموده و پهپاد را به مسیر مرجع بازگرداند. هرچند در



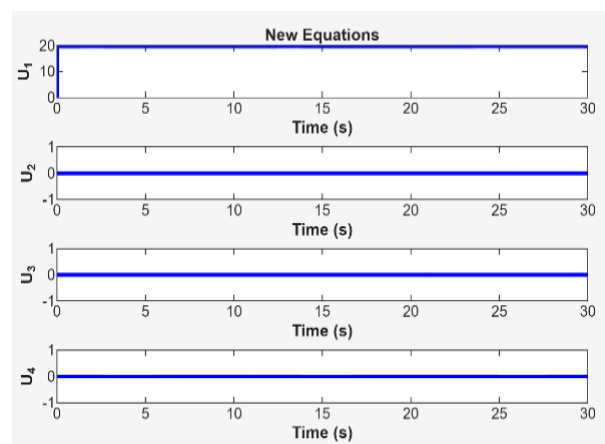
شکل ۱۶- دنبال کردن سوژه به صورت سه بعدی توسط پهپاد پیشنهادی.

Fig. 16. Threedimensional target tracking by the proposed quadrotor.



شکل ۱۷- زاویه‌های پیچش و غلش توسط پهپاد جدید.

Fig. 17. Pitch and roll angles of the proposed UAV.



شکل ۱۸- ورودی‌های کنترلی توسط پهپاد جدید.

Fig. 18. Control inputs of the proposed UAV.

۴.۷ شبیه‌سازی دنبال کردن سوژه در حضور اغتشاش (sensor noise injection)

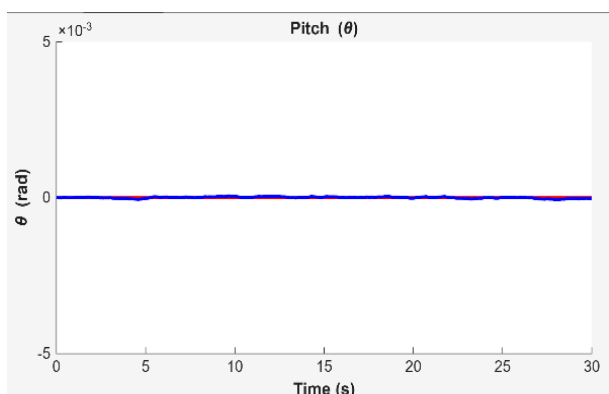
به‌منظور ارزیابی عملکرد سامانه کنترلی طراحی‌شده در شرایط نزدیک به واقعیت، سناریویی شامل دنبال کردن مسیر پرواز مرجع در حضور اغتشاش‌های خارجی شبیه‌سازی گردید. این اغتشاش‌ها به‌صورت نیروها و شتاب‌های ناگهانی با الگوی تصادفی، در محورها و راستاهای مختلف وارد مدل دینامیکی شدند تا اثر عواملی نظیر وزش باد، تلاطم جوی یا تغییرات ناگهانی بار شبیه‌سازی شود. خط‌سیر مرجع شامل حرکت یکنواخت در راستای محور X ، نوسان سینوسی در راستای محور Y و ارتفاع ثابت برابر ۳ متر در راستای محور Z تعریف گردید (۲۸). کنترل‌کننده مود لغزشی پیشنهادی وظیفه داشت با وجود نویز حسگر و اغتشاشات خارجی، خطای موقعیت و وضعیت را به حداقل رسانده و پایداری سیستم را حفظ نماید. برای در نظر گرفتن شرایط واقعی، نویز تصادفی با دامنه‌های مشخص به سنسورهای موقعیت و زاویه‌ها اضافه شد (جدول ۲).

جدول ۲- پارامترهای اغتشاش و نویز حسگر در شبیه‌سازی.

Table 2. Disturbance and sensor noise parameters in the simulation.

Parameter	Value	Unit	Description
posNoiseAmplitudeXY	0.01	M	Position sensor noise in the X and Y axes
posNoiseAmplitudeZ	0.01	M	Position sensor noise in the Z axis
angNoiseAmplitude	0.01	rad	Attitude (angle) sensor noise

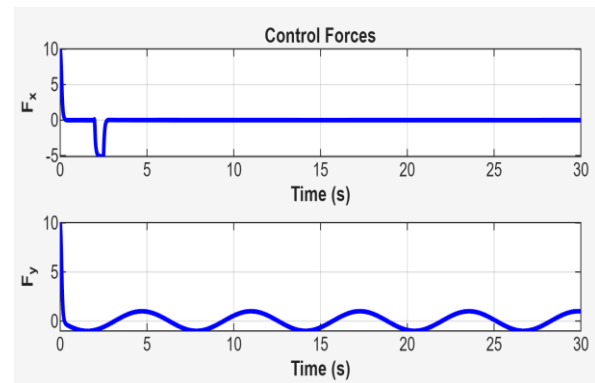
نتایج شبیه‌سازی در شکل‌های ۲۳ تا ۲۹ ارائه شده‌اند. این شکل‌ها شامل مسیرهای واقعی و مرجع در هر سه محور مختصات، زوایای اوپلر (غلط، خم، چرخش)، گشتاورهای کنترلی و نیروهای تولیدی هستند.



شکل ۲۳- زاویه غلطش در حضور اغتشاش.

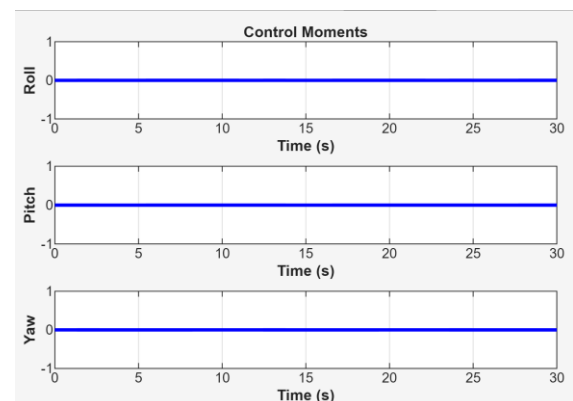
Fig 23. Roll angle in the presence of a disturbance.

لحظه اعمال اغتشاش، انحراف قابل‌ملاحظه‌ای در موقعیت و زوایای بدنه مشاهده می‌شود، اما دینامیک مقاوم سامانه موجب کاهش سریع خطا و بازگشت به حالت پایدار می‌گردد. این رفتار تأییدی بر توانایی ساختار پیشنهادی در حفظ عملکرد مأموریت در حضور اغتشاشات محیطی می‌باشد.



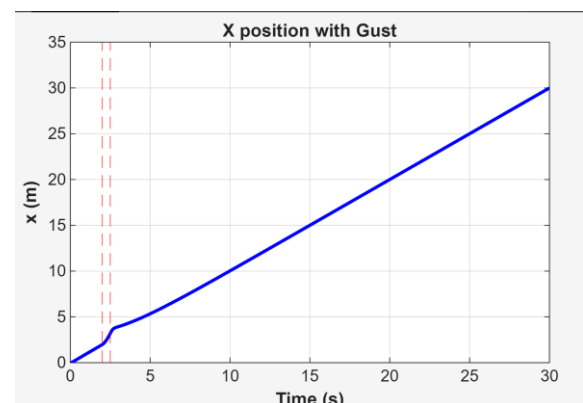
شکل ۲۰- غیر نیروهای افقی و عمودی در حضور اغتشاش پله‌ای.

Fig. 20. Horizontal and vertical forces in the presence of a step disturbance.



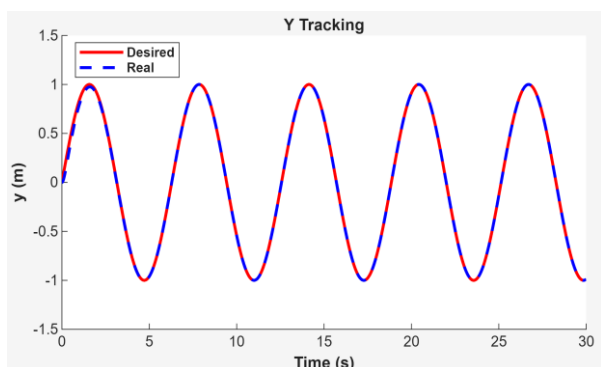
شکل ۲۱- زوایای اوپلر در حضور اغتشاش gust.

Fig. 21. Euler angles in the presence of a gust disturbance.



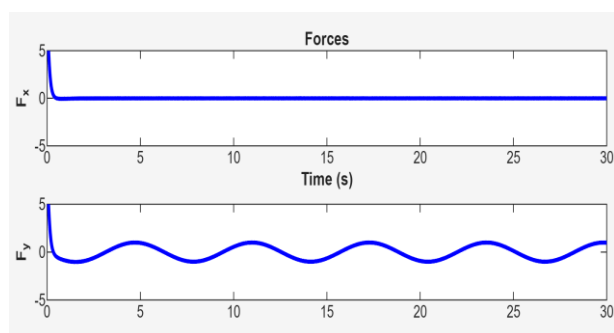
شکل ۲۲- دنبال کردن سوژه در حضور gust.

Fig. 22. Target tracking in the presence of a gust disturbance.



شکل ۲۸- دنبال کردن سوژه توسط پهپاد پیشنهادی در حضور اغتشاشات در راستای y.

Fig. 28. Target tracking by the proposed UAV along the yaxis in the presence of disturbances.



شکل ۲۹- نیروهای کنترل موقعیت در راستای محور طول و عرض در حضور اغتشاشات.

Fig. 29. Position control forces along the longitudinal and lateral axes in the presence of disturbances.

بررسی نتایج نشان داد که پهپاد حتی در حضور اغتشاشات و نویز حسگرها، مسیر مرجع را با دقت مناسبی دنبال نموده است. پاسخ گذرا کوتاه، و نوسانات پایدار کم دامنه بوده اند.

۷.۵ ارزیابی کمی عملکرد

به منظور اثبات بهبود عملکرد پهپاد با ساختار پیشنهادی، شبیه سازی های عددی تحت شرایط یکسان برای مدل مرسوم و مدل جدید انجام و چهار شاخص کمی مهم شامل خطای RMS تعقیب مسیر، زمان نشست، بیشترین فرایچهش و مصرف انرژی محاسبه گردید. تعریف هر شاخص به شرح زیر است:

(۱) خطای RMS تعقیب مسیر: مقدار میانگین مربعی اختلاف

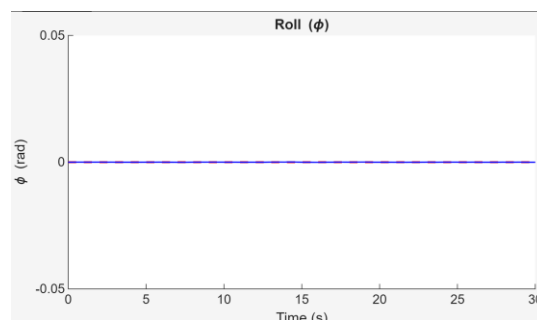
بین مسیر واقعی و مرجع در بازه شبیه سازی.

(۲) زمان نشست: مدت زمان لازم برای ورود پاسخ به محدوده

$\pm 5\%$ مقدار مرجع و ماندگاری در آن.

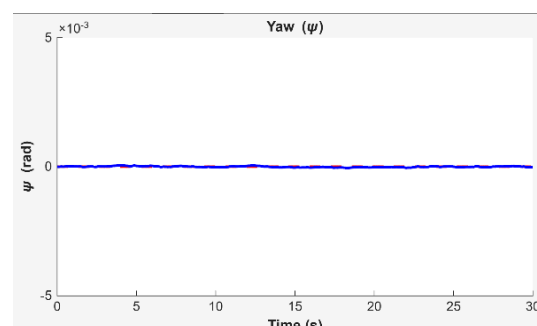
(۳) بیشترین فرایچهش: بیشترین اختلاف مثبت پاسخ نسبت به

مقدار مرجع بر حسب درصد.



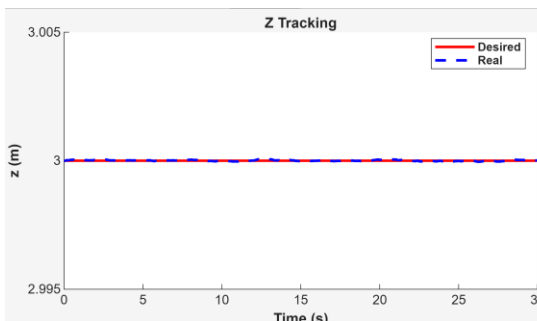
شکل ۲۴- زاویه پیچش در حضور اغتشاش.

Fig. 24. Pitch angle in the presence of a disturbance.



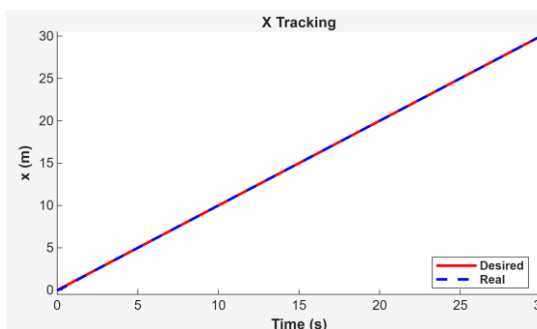
شکل ۲۵- زاویه خمش رد حضور اغتشاش.

Fig. 25. Yaw angle in the presence of a disturbance.



شکل ۲۶- دنبال کردن سوژه در راستای محور زد در حضور اغتشاش.

Fig. 26. Target tracking along the zaxis in the presence of a disturbance.



شکل ۲۷- دنبال کردن سوژه در راستای محور x با حضور اغتشاشات.

Fig. 27. Target tracking along the xaxis in the presence of disturbances.

در جابه‌جایی بارهای حساس (مانند تجهیزات اپتیکی یا قطعات صنعتی ظریف)، کاهش ارتعاشات بدنه و حذف حرکت‌های زاویه‌ای ناخواسته، باعث افزایش ایمنی محموله و بهبود دقت قراردعی آن می‌شود [۲۷]، [۲۹].

- عملیات امداد و نجات (Rescue Missions)

قابلیت واکنش سریع به اغتشاشات و پرواز ایمن و دقیق در محیط‌های خطرناک یا پر از موانع، از ویژگی‌های کلیدی برای مأموریت‌های امدادی است که ساختار پیشنهادی آن را تقویت می‌کند [۱۴]، [۱۵].

- هدف‌گیری هوشمند (Aiming)

در مأموریت‌هایی مانند تصویربرداری دقیق، نشانه‌روی لیزری، یا عملیات تاکتیکی، امکان تثبیت کامل موقعیت و حفظ جهت‌گیری ابزار هدف‌گیر یا دوربین بدون وابستگی به وضعیت کلی بدنه، دقت اجرای مأموریت را به‌شدت افزایش می‌دهد [۲۷]، [۲۸].

- نقاشی و اسپری کاری هوایی (Aerial Painting)

نصب نازل اسپری و پرواز بدون لرزش جانبی، امکان پوشش‌دهی یکنواخت سطوح عمودی را فراهم می‌کند. توانایی حرکت نرم در محورهای افقی، دقت نقش‌زنی و یکنواختی لایه رنگ را افزایش داده و هدررفت مواد را کاهش می‌دهد [۲۵].

- دست‌کاری هوایی (Aerial Manipulation)

در مأموریت‌هایی که پهباد نیاز به استفاده از بازوی مکانیکی یا ابزارگیر دارد، حرکت پایدار بدون زاویه‌گیری شدید بدنه باعث می‌شود که ابزار بتواند با دقت میلی‌متری روی سازه‌ها یا قطعات کار کند [۲۹].

- آتش‌نشانی هوایی (Aerial Firefighting)

حفظ تعادل در برابر جریان‌های حرارتی شدید ناشی از آتش و امکان نزدیک‌شدن ایمن به‌محل حریق، باعث می‌شود که پهباد بتواند مواد خاموش‌کننده را با دقت و اثربخشی بیشتری تخلیه کند [۱۰]، [۱۲].

۹. نتیجه‌گیری

در این پژوهش، یک معماری نوآورانه برای پهباد با هدف جداسازی کامل دینامیک‌های انتقالی و چرخشی، و ارتقاء دقت و پایداری پرواز معرفی و ارزیابی گردید. مدل پیشنهادی با افزودن ورودی‌های کنترلی مستقل در راستاهای افقی، امکان کنترل موقعیت را بدون نیاز به تغییر وضعیت زاویه‌ای فراهم آورد. پس از مدل‌سازی دقیق دینامیکی با روش اویلر-لاگرانژ، یک کنترل‌کننده مود لغزشی طراحی شده و عملکرد سامانه در سناریوهای نامی و مختل‌شده شبیه‌سازی گردید.

نتایج ارزیابی کمی نشان داد که در مقایسه با کوادکوپتر مرسوم، مدل پیشنهادی موفق به دستیابی به کاهش ۶۴/۶۴٪ در خطای RMS رهگیری مسیر، کاهش ۶۹/۰۲٪ در بیشینه فرجهش، و کاهش ۵۸/۵۹۶٪ در زمان نشست شد. این بهبودها به‌طور مستقیم بیانگر

(۴) مصرف انرژی: مقدار انتگرال مربع سیگنال‌های کنترلی کل

موتورها در طول شبیه‌سازی، به‌عنوان معیاری از توان مصرفی سامانه.

جدول ۳ مقادیر این شاخص‌ها را برای هر دو مدل، به‌همراه درصد بهبود مدل پیشنهادی نسبت به مدل مرسوم، نشان می‌دهد.

جدول ۳- جدول مقایسه شاخص‌های عملکردی پهباد چهارپره و پیشنهادی.

Table 3. Comparison of performance indices of the quadrotor and the proposed UAV.

Performance Index	Quadrotor	Proposed UAV	Improvement (%)
RMS	0.3521	0.1245	64.64%
Overshoot	18.40	5.70	69.02%
Settlingtime	14.21	5.83	58.96%

تحلیل داده‌ها بیانگر آن است که پهباد پیشنهادی کاهش قابل‌توجهی در خطای RMS، فرجهش، و زمان نشست داشته و همچنین مصرف انرژی آن نیز کمتر از مدل مرسوم است. این نتایج کمی، علاوه بر نمودارهای ارائه شده، برتری مطلق مدل پیشنهادی را از نظر دقت، سرعت پاسخ‌دهی و بهره‌وری انرژی تأیید می‌کنند.

۸. کاربردهای عملی پهباد پیشنهادی

با توجه به برتری‌های دینامیکی قابل‌توجه ساختار پیشنهادی، از جمله توانایی حرکت در راستاهای افقی بدون نیاز به ایجاد زاویه غلتش یا پیچش، جداسازی دینامیک‌های انتقالی و چرخشی، و کاهش محسوس ارتعاشات و اغتشاشات ناشی از تغییر وضعیت زاویه‌ای، پهباد طراحی‌شده در این پژوهش قابلیت اجرای مأموریت‌هایی را دارد که در مدل‌های متداول یا با دقت پایین‌تر انجام می‌شوند و یا به‌طور کلی ممکن نیستند. این ویژگی‌ها باعث می‌شوند پاسخ دینامیکی سریع‌تر، دقت تعقیب مسیر بالاتر، و پایداری حرکتی بیشتر حاصل گردد.

بر همین اساس، می‌توان انتظار داشت در مأموریت‌های عملی که نیازمند مانور در فضای محدود، دقت موقعیت بالا و مقاومت در برابر اغتشاشات محیطی هستند، ساختار پیشنهادی عملکردی به‌مراتب موفق‌تر ارائه دهد. مهم‌ترین این سناریوها عبارتند از:

- عملیات در فضاهای تنگ و محیط‌های شهری

در سناریوهایی که مسیر پرواز دارای موانع متعدد یا گذرگاه‌های محدود است، توانایی جابه‌جایی افقی بدون تغییرات زاویه‌ای محسوس، خطر برخورد با موانع را کاهش می‌دهد و امکان عبور از مسیرهای باریک را فراهم می‌کند [۲۵]، [۲۶].

- باربرداری و جابه‌جایی دقیق محموله

- [8] F. Ruggiero, V. Lippiello, and A. Ollero, "Aerial manipulation: A literature review," *IEEE Robotics and Automation Letters*, vol. 3, no. 3, pp. 1957–1964, 2018, <https://doi.org/10.1109/LRA.2018.2808541>.
- [9] M. Achtelik et al., "Experimental evaluation of multirotor aerial manipulation," in *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, Tokyo, Japan, 2013, pp. 4950–4955, <https://doi.org/10.1109/IROS.2013.6697072>.
- [10] M. Orsag et al., "Dexterous aerial robots—Mobile manipulation using unmanned aerial systems," *IEEE Transactions on Robotics*, vol. 33, no. 6, pp. 1453–1466, 2017, <https://doi.org/10.1109/TRO.2017.2750693>.
- [11] S. Kim, S. Choi, and H. J. Kim, "Aerial manipulation using a quadrotor with a two-DOF robotic arm," in *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, Tokyo, Japan, 2013, <https://doi.org/10.1109/IROS.2013.6697077>.
- [12] Z. Cheng et al., "A composite impact-time-control guidance law and simultaneous arrival," *Aerospace Science and Technology*, vol. 80, pp. 403–412, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.05.009>.
- [13] P. Castillo, R. Lozano, and A. E. Dzul, *Modelling and Control of Mini-Flying Machines*. London, U.K.: Springer, 2005, <https://doi.org/10.1007/1-84628-179-2>.
- [14] R. Mahony, V. Kumar, and P. Corke, "Multirotor aerial vehicles: Modeling, estimation, and control of quadrotor," *IEEE Robotics and Automation Magazine*, vol. 19, no. 3, pp. 20–32, 2012, <https://doi.org/10.1109/MRA.2012.2206474>.
- [15] S. Park and J. Kim, "A simulation framework for quadrotor UAVs in MATLAB/Simulink," in *8th International Conference on Ubiquitous Robots and Ambient Intelligence (URAI)*, Incheon, South Korea, 2011, pp. 443–444.
- [16] G. Hoffmann, H. Huang, S. Waslander, and C. Tomlin, "Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment," in *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, Hilton Head, SC, USA, 2007, Paper 2007-6461, <https://doi.org/10.2514/6.2007-6461>.
- [17] D. Mellinger, N. Michael, and V. Kumar, "Trajectory generation and control for precise aggressive maneuvers with quadrotors," *The International Journal of Robotics Research*, vol. 31, no. 5, pp. 664–674, 2012, <https://doi.org/10.1177/0278364911434236>.
- [18] F. Kendoul, "Survey of advances in guidance, navigation, and control of unmanned rotorcraft systems," *Journal of Field Robotics*, vol. 29, no. 2, pp. 315–378, 2012, <https://doi.org/10.1002/rob.20414>.

افزایش قابل توجه دقت مسیر، کاهش نوسانات گذرا و ارتقاء سرعت پاسخ سیستم هستند. همچنین حذف نیاز به مانورهای غلت و پیچ در مسیرهای افقی، پایداری وضعیت را حفظ نموده و امکان پرواز دقیق‌تر در محیط‌های محدود یا سناریوهای مأموریت حساس را فراهم ساخته است. بنابراین، ساختار پیشنهادی را می‌توان گامی عملی و مؤثر در مسیر توسعه نسل آینده پهپادها دانست که ترکیبی از سادگی مکانیکی، انعطاف‌پذیری کنترل و کارایی حرکتی بالا را ارائه می‌دهد. ادامه این تحقیق می‌تواند شامل آزمون‌های میدانی و بررسی عملکرد در سناریوهای واقعی عملیاتی باشد.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] D. W. Casbeer et al., "Cooperative forest fire surveillance using a team of small unmanned air vehicles," *International Journal of Systems Science*, vol. 37, no. 6, pp. 351–360, 2006, <https://doi.org/10.1080/00207720500438480>.
- [2] L. Merino et al., "An unmanned aircraft system for automatic forest fire monitoring and measurement," *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 65, no. 1, pp. 533–548, 2012, <https://doi.org/10.1007/s10846-011-9560-x>.
- [3] M. A. Goodrich et al., "Supporting wilderness search and rescue using a camera-equipped mini UAV," *Journal of Field Robotics*, vol. 25, no. 1–2, pp. 89–110, 2008, <https://doi.org/10.1002/rob.20226>.
- [4] M. Faessler, F. Fontana, C. Forster, E. Mueggler, M. Pizzoli, and D. Scaramuzza, "Autonomous, vision-based flight and live dense 3D mapping with a quadrotor micro aerial vehicle," *Journal of Field Robotics*, vol. 33, no. 4, pp. 431–450, 2016, <https://doi.org/10.1002/rob.21581>.
- [5] P. Pounds, D. Bersak, and A. Dollar, "Design of quadrotor cargo delivery systems," *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, vol. 22, no. 6, pp. 2003–2013, Dec. 2017, <https://doi.org/10.1109/TMECH.2017.2766324>.
- [6] S. Yoon et al., "Precise aerial load transportation using multirotors," *Robotics and Autonomous Systems*, vol. 92, pp. 257–275, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.robot.2017.03.016>.
- [7] M. Duis et al., "Drone-based spray painting of large-scale surfaces," *Automation in Construction*, vol. 115, Art. no. 103198, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.autcon.2020.103198>.

- network for quadrotor UAVs,” *Neurocomputing*, vol. 610, Art. no. 128592, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.neucom.2024.128592>.
- [25] M. S. Ale Isaac, P. Flores Peña, D. Gifu, and A. R. Ragab, “Advanced control strategies for securing UAV systems: A cyber-physical approach,” *Applied System Innovation*, vol. 7, no. 5, Art. no. 83, 2024, <https://doi.org/10.3390/asi7050083>.
- [26] J. Li and L. Wu, “A multiple connected recurrent neural network based super-twisting terminal sliding mode control for quadrotor UAV,” *European Journal of Control*, vol. 83, Art. no. 101220, 2025, <https://doi.org/10.1016/j.ejcon.2024.101220>.
- [27] H. Zhang, B. Wang, and Z. Wu, “Intelligent control of UAVs using deep reinforcement learning: A survey,” *Aerospace Systems*, vol. 6, no. 1, pp. 1–20, 2023, <https://doi.org/10.1007/s42401-022-00161-w>.
- [28] X. Xie and L. Sun, “Design and experiment of a quadcopter with variable-pitch and tilt-rotors,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 110, Art. no. 106517, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106517>.
- [29] G. Ren, C. Xu, and G. Hu, “Design and implementation of a coaxial quadrotor with tilting rotors,” in *IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics (AIM)*, Banff, AB, Canada, 2016, <https://doi.org/10.1109/AIM.2016.7576774>.
- [19] S. Bouabdallah, A. Noth, and R. Siegwart, “PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor,” in *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, Sendai, Japan, 2004, <https://doi.org/10.1109/IROS.2004.1389776>.
- [20] E. Altug, J. P. Ostrowski, and R. Mahony, “Control of a quadrotor helicopter using visual feedback,” in *IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, Washington, DC, USA, 2002, <https://doi.org/10.1109/ROBOT.2002.1013341>.
- [21] T. Madani and A. Benallegue, “Backstepping control for a quadrotor helicopter,” in *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, Beijing, China, 2006, <https://doi.org/10.1109/IROS.2006.282433>.
- [22] A. Lanzon and I. R. Petersen, “A modified Youla parameterization for stabilization and control with bounded controllers,” *International Journal of Control*, vol. 81, no. 4, pp. 537–546, 2008, <https://doi.org/10.1080/00207170802111100>.
- [23] J. Shi, J. Wang, and W. Qian, “Fault-tolerant control for multirotor UAVs using adaptive sliding mode,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 128, Art. no. 107016, 2022, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107016>.
- [24] J. Li, Z. Zhao, and X. Qin, “Adaptive sliding mode control using a novel fully feedback recurrent neural