



Original Research Paper

Design and Control of a Fully Actuated Quadrotor UAV with a Thrust-Redirecting Arm for Improved Translational Dynamic Stability

Pedram Kabiri* and Hossein Sadati

Mechanical Engineering Department, K. N. Toosi University of Technology, Tehran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 12 July 2025

Revised 16 September 2025

Accepted 18 November 2025

Published online 02 December 2025

Keywords:

Hybrid UAV

Guided UAV

UAV Control

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 take-off 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 path-tracking accuracy, and higher sensitivity to environmental disturbances. To overcome this fundamental limitation, this study introduces a novel fully actuated architecture that incorporates a thrust-redirecting arm with one degree of freedom, enabling independent generation of lateral thrust components without interference from the attitude-control 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 path-tracking error, and 69% lower overshoot. Moreover, translational dynamic stability under lateral disturbances was improved, and variations in attitude-control 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.

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*, (in Persian).

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. 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 پهپاد چهارپره (Fully Actuated) با بازوی تغییر جهت‌دهنده رانش برای بهبود پایداری دینامیکی انتقالی

پدرام کبیری^{*۱} و سید حسین ساداتی^۲

*۱- دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه خواجه نصیر الدین طوسی، تهران، ایران

۲- دانشیار، مکانیک، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه خواجه نصیر الدین طوسی، تهران، ایران

چکیده

پهپاد چهارپره‌ها به دلیل ساختار مکانیکی ساده، چابکی بالا، و توانایی انجام مأموریت‌های متنوع هوایی، به یکی از مهم‌ترین پلتفرم‌های عمودپرواز 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 توسعه‌یافته و مدل‌سازی دینامیکی کامل آن با بهره‌گیری از روش اولر-لاگرانژ انجام شده است. این مدل شامل جداسازی بلوک‌های کنترل موقعیت و وضعیت و افزایش تعداد ورودی‌های کنترلی از چهار به شش عملگر 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 MATLAB/Simulink برای مسیرهای خطی و سینوسی در دو محور افقی، در شرایط ثابت ماندن ارتفاع، اجرا شده‌اند. نتایج مقایسه با پهپاد 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 سناریوهایی با 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:

پهپاد چهارپره Fully Actuated

بازوی پیشران متحرک

جداسازی دینامیکی

کنترل مود لغزشی

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*, (in Persian).

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. 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/).



چارچوبی امنیتی بر پایه SMC برای مقابله با تهدیدات سایبری UAVها ارائه دادند که قابلیت انعطاف در شرایط حملات سایبری را بهبود می‌بخشد [۱۴]. علاوه بر این، Li و همکاران (۲۰۲۵) یک روش super-twisting ترکیب‌شده با شبکه‌های عصبی متصل پیشنهاد کردند که قابلیت کنترل UAVها در محیط‌های پیچیده و با دینامیک ناشناخته را ارتقا داد [۱۵]. این دستاوردها نشان‌دهنده پیشرفت چشمگیر در حوزه کنترل UAVها هستند، اما همچنان بسیاری از این رویکردها نیازمند منابع محاسباتی و سخت‌افزاری سنگین بوده و پیاده‌سازی عملی آن‌ها در پرنده‌های کوچک دشوار است.

از این رو، نیاز به طراحی ساختارهایی نوآورانه که ضمن سادگی و قابلیت پیاده‌سازی عملی، محدودیت‌های بنیادین پهپاد چهارپره‌های مرسوم را رفع کنند همچنان وجود دارد. پژوهش حاضر یک ساختار مکانیکی جدید برای پهپاد چهارپره معرفی می‌کند که با افزودن ورودی‌های کنترلی مستقل در راستاهای افقی، امکان جداسازی دینامیک‌های انتقالی و چرخشی را فراهم می‌سازد. در این چارچوب، کنترل موقعیت بدون نیاز به تغییر در وضعیت زاویه‌ای انجام می‌شود که مزیتی قابل توجه در مقایسه با طراحی‌های سنتی محسوب می‌شود. برای تحلیل این سیستم، معادلات غیرخطی حرکت به روش اولیور-لاگرانژ استخراج و یک کنترل‌کننده مود لغزشی طراحی می‌گردد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهند که مدل پیشنهادی علاوه بر افزایش دقت و پایداری، نسبت به پهپاد چهارپره‌های متداول از نظر پاسخ‌دهی سریع‌تر، کاهش نیاز به مانورهای زاویه‌ای و بهره‌وری انرژی‌برتری محسوس دارد.

۲ پیشینه پژوهش

طی سال‌های اخیر، پژوهش‌های متعددی در زمینه توسعه سامانه‌های پروازی عمودپرواز (VTOL) و پهپاد چهارپره‌ها صورت گرفته است که هدف اصلی آن‌ها بهبود قابلیت‌های مانوری و افزایش پایداری در محیط‌های پیچیده پروازی بوده است. طراحی‌های اولیه پهپاد چهارپره‌ها اگرچه به دلیل سادگی مکانیکی و هزینه پایین مورد استقبال قرار گرفتند، اما محدودیت‌هایی جدی مانند وابستگی حرکت‌های جانبی به تغییر وضعیت زاویه‌ای (غلش و پیچش) و درهم‌تنیدگی دینامیک‌های انتقالی و چرخشی را به همراه داشتند [۱۶]. این موضوع به‌ویژه در شرایط پروازی حساس نظیر مانورهای پرسرعت، پرواز در فضاها محدود و یا مأموریت‌های شناسایی در حضور اغتشاشات محیطی برجسته می‌شود.

۱ مقدمه

پهپادهای بدون سرنشین (UAVs) طی دو دهه اخیر به سرعت توسعه یافته‌اند و به بخش جدایی‌ناپذیر سیستم‌های خودکار مدرن تبدیل شده‌اند [۱]، [۲]. در میان گونه‌های مختلف UAVها، پهپاد چهارپره‌ها به دلیل سادگی مکانیکی، هزینه تولید نسبتاً پایین، قابلیت مانور بالا و انعطاف‌پذیری عملیاتی در طیف گسترده‌ای از مأموریت‌ها، توجه ویژه‌ای را به خود جلب کرده‌اند [۳]، [۴]. این پرنده‌ها در حوزه‌های متعددی نظیر پایش و شناسایی هوایی، بازرسی زیرساخت‌ها، کشاورزی دقیق، امداد و نجات در بلایای طبیعی، و خدمات تحویل خودکار مورد استفاده قرار می‌گیرند [۵]، [۶].

با وجود این مزایا، طراحی‌های متداول پهپاد چهارپره‌ها همچنان با محدودیت‌های بنیادی مواجه هستند. این پرنده‌ها تنها در راستای عمود نیروی پیشران تولید می‌کنند و برای ایجاد حرکت جانبی ناگزیر به تغییر وضعیت زاویه‌ای (غلش و پیچش) هستند. این وابستگی به تغییرات زاویه‌ای موجب درهم‌تنیدگی دینامیک‌های انتقالی و چرخشی می‌شود و کنترل سیستم را پیچیده‌تر می‌سازد [۷]، [۸]. در نتیجه، اجرای مانورهای پرسرعت، پرواز در محیط‌های محدود، و حفظ پایداری در حضور اغتشاشات خارجی به چالشی جدی بدل می‌شود [۹]، [۱۰].

برای غلبه بر این محدودیت‌ها، پژوهشگران در سال‌های اخیر دو رویکرد اصلی را دنبال کرده‌اند: نوآوری در ساختار مکانیکی و توسعه استراتژی‌های کنترلی پیشرفته. در حوزه مکانیکی، طراحی‌هایی مانند روتورهای متغیر زاویه [۱۱] و سازه‌های تغییرشکل‌پذیر معرفی شده‌اند. هرچند این راهکارها می‌توانند پایداری و چابکی را بهبود دهند، اما معمولاً پیچیدگی ساخت، وزن بیشتر یا مصرف انرژی بالاتر را نیز به همراه دارند. در حوزه کنترلی، الگوریتم‌های پیشرفته‌ای مانند کنترل پیش‌بین مدل (MPC)، کنترل مقاوم H^∞ و کنترل مود لغزشی (SMC) جایگزین کنترل‌کننده‌های ساده‌تر مانند PID شده‌اند [۱۲].

کنترل مود لغزشی به دلیل مقاومت در برابر اغتشاشات و عدم قطعیت‌های مدل، جایگاه ویژه‌ای در میان استراتژی‌های کنترلی UAVها پیدا کرده است. نسخه‌های جدیدتر این روش شامل SMC تطبیقی، مود لغزشی مرتبه بالا و ترکیب با روش‌های هوش مصنوعی هستند. برای مثال، Liu و همکاران (۲۰۲۴) یک کنترل‌کننده SMC مبتنی بر شبکه عصبی بازگشتی کامل (FFRNN) طراحی کردند که همگرایی سریع و پایداری بهتری را برای پهپاد چهارپره فراهم ساخت [۱۳]. Xu و همکاران (۲۰۲۴)

مبتنی بر SMC پیشنهاد کردند که پایداری UAV ها را در برابر حملات سایبری تضمین می‌کند [۲۵]. در ۲۰۲۵، Li و همکاران الگوریتم super-twisting ترکیب شده با شبکه‌های عصبی متصل را معرفی کردند که توانایی کنترل UAV ها در محیط‌های پیچیده و دینامیک‌های ناشناخته را به طور چشمگیری ارتقا داد [۲۶]. با وجود این دستاوردها، بخش قابل توجهی از پژوهش‌های موجود یا بر طراحی‌های پیچیده مکانیکی مانند Tailsitter، Tilt-Rotor و Coaxial تمرکز داشته‌اند که مستلزم عملگرهای سنگین، سیستم‌های کنترلی پیچیده و مصرف انرژی بالا هستند، یا بر الگوریتم‌های کنترلی مبتنی بر یادگیری عمیق که به توان محاسباتی بالا نیاز دارند. در نتیجه، همچنان نیاز به راهکارهایی احساس می‌شود که ضمن برخورداری از نوآوری، سادگی طراحی و قابلیت پیاده‌سازی عملی را حفظ کنند. پژوهش حاضر در همین راستا، با ارائه یک ساختار مکانیکی جدید که ورودی‌های کنترلی مستقل در راستاهای افقی اضافه می‌کند، گامی مؤثر در جداسازی دینامیک‌های انتقالی و چرخشی و رفع محدودیت‌های پهپاد چهارپره‌های مرسوم برداشته است.

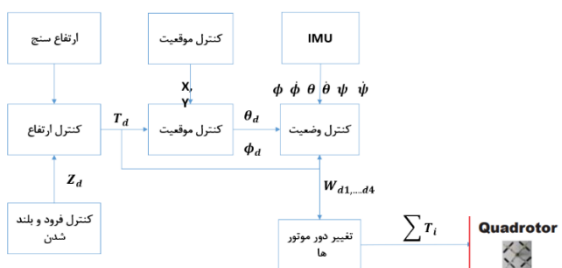
۳ مدل دینامیکی پهپاد چهارپره

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

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.

به عبارتی دیگر، کنترل موقعیت و تغییر مکان پهپاد، مرهون ایجاد گرفتن زاویه غلتش و پیچ دلخواه می‌باشد. بدین صورت، برای

به‌منظور رفع این محدودیت‌ها، پژوهشگران مسیرهای متنوعی را در حوزه طراحی مکانیکی دنبال کرده‌اند. یکی از این مسیرها، توسعه پهپادهای Tailsitter بوده است که در آن‌ها وسیله پرنده توانایی انتقال مستقیم از پرواز عمودی به پرواز افقی را داراست [۱۷]. اگرچه این طراحی امکان افزایش سرعت کروز و بهره‌وری آیرودینامیکی را فراهم می‌آورد، اما پیچیدگی کنترل در مرحله گذار و نیاز به سیستم‌های کنترلی چندحوزه‌ای، پیاده‌سازی عملی آن را دشوار می‌سازد. رویکرد دیگر، طراحی Tilt-Rotor است که با قابلیت چرخش روتورها در زوایای مختلف، امکان تولید نیرو در راستاهای افقی و عمودی را ایجاد می‌کند [۱۸]. این ساختار ضمن افزایش انعطاف‌پذیری، با مشکلاتی چون افزایش وزن، نیاز به عملگرهای قوی‌تر و مصرف انرژی بالاتر مواجه است. همچنین، طراحی‌های Coaxial با قرار دادن دو روتور هم‌محور در هر بازو به بهبود پایداری و افزایش ظرفیت بار کمک کرده‌اند [۱۹]، اما باز هم پیچیدگی مکانیکی و دشواری در خنک‌کاری و کنترل از جمله محدودیت‌های آن‌ها به شمار می‌رود.

به‌موازات این تلاش‌ها در حوزه مکانیکی، پیشرفت‌های چشمگیری نیز در حوزه استراتژی‌های کنترلی صورت گرفته است. در ابتدا، کنترل‌کننده‌های کلاسیکی چون PID و LQR در کنترل پرواز پهپاد چهارپره‌ها نقش مهمی ایفا کردند [۲۰]، اما در شرایط اغتشاشی و محیط‌های غیرخطی، محدودیت‌های آن‌ها آشکار شد. در ادامه، روش‌های مقاوم‌تری همچون کنترل H_∞ و کنترل پیش‌بین مدل (MPC) توسعه یافتند که توانستند بخشی از این محدودیت‌ها را رفع کنند [۲۱]. با این حال، روش کنترل مود لغزشی (SMC) به دلیل استحکام ذاتی در برابر اغتشاشات و عدم قطعیت‌ها، جایگاه ویژه‌ای در پژوهش‌ها یافت. نسخه‌های مدرن این روش شامل SMC تطبیقی، مد لغزشی مرتبه بالا، و ترکیب با روش‌های یادگیری ماشین و شبکه‌های عصبی بوده‌اند. برای مثال، Shi و همکاران (۲۰۲۲) یک ساختار مقاوم مبتنی بر SMC تطبیقی معرفی کردند که توانست در شرایط fault-tolerant عملکرد مطلوبی ارائه دهد Zhang [22]. (۲۰۲۳) و همکاران در یک مرور جامع نشان دادند که ادغام یادگیری عمیق با SMC موجب بهبود چشمگیر دقت و پایداری UAV ها شده است [۲۳].

در سال‌های اخیر، ادغام روش‌های هوش مصنوعی با کنترل مود لغزشی به نقطه تمرکز بسیاری از پژوهش‌ها تبدیل شده است. Liu و همکاران (۲۰۲۴) روشی نوین بر پایه شبکه عصبی بازگشتی کامل (FFRNN) برای طراحی کنترل‌کننده SMC ارائه کردند که باعث افزایش سرعت همگرایی و کاهش خطای پایدار در پهپاد چهارپره شد [۲۴]. Xu و همکاران (۲۰۲۴) نیز چارچوبی امنیتی

رفتن به موقعیت x_d و y_d باید ابتدا به پهپاد زوایای θ_d و ϕ_d داده شود.

با تعریف بردار حالت بصورت 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:

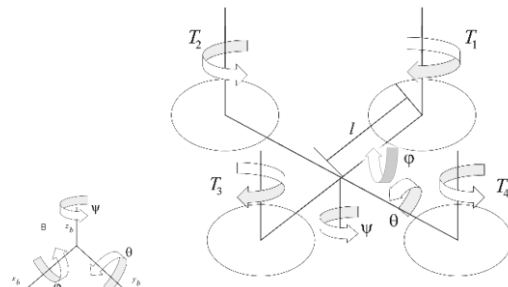
$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \\ \dot{x}_5 \\ \dot{x}_6 \\ \dot{x}_7 \\ \dot{x}_8 \\ \dot{x}_9 \\ \dot{x}_{10} \\ \dot{x}_{11} \\ \dot{x}_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{\dot{x}} \\ \dot{y} \\ \dot{\dot{y}} \\ \dot{z} \\ \dot{\dot{z}} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\dot{\phi}} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\dot{\theta}} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\dot{\psi}} \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} x_2 \\ (\cos\phi_d \sin\theta_d \cos\psi - \sin\phi_d \sin\psi)U_1/m \\ x_4 \\ (\cos\phi_d \sin\theta_d \sin\psi - \sin\phi_d \cos\psi)U_1/m \\ x_6 \\ g - (c\phi c\theta)U_1/m \\ x_8 \\ \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}}x_{10}x_{12} + \frac{\ell}{I_{xx}}U_2 \\ x_{10} \\ -\frac{I_{xx} - I_{zz}}{I_{yy}}x_8x_{12} + \frac{\ell}{I_{yy}}U_3 \\ x_{12} \\ \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}}x_8x_{10} + \frac{1}{I_{zz}}U_4 \end{bmatrix}$$

معادله فضای 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:

$$U_x = (\cos x_7 \sin x_9 \cos x_{11} + \sin x_7 \sin x_{11})$$

$$U_y = (\cos x_7 \sin x_9 \sin x_{11} - \sin x_7 \cos x_{11})$$



شکل ۲- دیاگرام آزاد پهپاد چهارپره

۲.۳ معادلات دینامیکی پهپاد چهارپره

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

$$m\ddot{x} = (s\psi s\phi + c\psi s\theta c\phi) \sum_{i=1}^4 T_i$$

$$m\ddot{y} = (-c\psi s\phi + s\psi s\theta c\phi) \sum_{i=1}^4 T_i$$

$$m\ddot{z} = mg - (c\psi c\phi) \sum_{i=1}^4 T_i$$

$$I_{xx}\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) + \ell(-T_2 + T_4)$$

$$I_{yy}\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) + \ell(T_1 - T_3)$$

$$I_{zz}\ddot{\psi} = \dot{\theta}\dot{\phi}(I_{xx} - I_{yy}) + d(T_1 - T_3 + T_2 - T_4)$$

که در این معادلات (x, y, z) ، نشان دهنده موقعیت و زوایای اوایلر هستند. که به ترتیب به نام زوایه غلتش (ϕ) ، زوایه پیچش، (θ) و زوایه 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 صورت زیر می باشند.

$$U_1 = \sum_{i=1}^4 T_i$$

$$U_2 = -T_2 + T_4$$

$$U_3 = T_1 - T_3$$

$$U_4 = d(T_1 - T_3 + T_2 - T_4)$$

$$f_2 = \frac{1}{m} (\cos \phi \sin \theta \cos \psi - \sin \phi \sin \psi) u_1, \quad g_2 = 0$$

$$f_3 = -g_0, \quad g_3 = \frac{1}{m} (\cos \phi \cos \theta)$$

$$f_4 = \dot{\theta} \psi \frac{I_y - I_z}{I_x}, \quad g_4 = \frac{\ell}{I_x}$$

$$f_5 = \psi \dot{\phi} \frac{I_z - I_x}{I_y}, \quad g_5 = \frac{\ell}{I_y} u_3$$

$$f_6 = \dot{\phi} \dot{\theta} \frac{I_x - I_y}{I_z}, \quad g_6 = \frac{\ell}{I_z}$$

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

۱.۴ تعریف متغیرهای مود لغزشی

به جهت طراحی کنترلی کننده ما یک خط سیر را با مشخصات زیر در نظر می‌گیریم:

خطای تعقیب را به این صورت تعریف می‌کنیم:

$$e = q_1 - q_{1d}$$

پارامتر q_{1d} مسیر مرجع می‌باشد. یک سطح لغزش را به این شکل تعریف می‌نماییم:

$$s = e + \lambda \dot{e}$$

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

اکنون از این عبارت نسبت به زمان مشتق می‌گیریم:

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

با صفر قراردادن عبارت بالا، قسمت کنترلی معادل به دست می‌آید:

$$\dot{e} + \lambda(f + g u_{eq} - \ddot{q}_{1d}) = 0$$

$$u_{eq} = -(\lambda g)^{-1}(\dot{e} + \lambda f - \lambda \ddot{q}_{1d})$$

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

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

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

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

۲.۴ اثبات پایداری کنترلی طراحی شده

تابع لیپانوف زیر را در نظر می‌گیریم:

$$V = \frac{1}{2} s^2 > 0, s \neq 0$$

با مشتق‌گیری از آن نسبت به زمان داریم:

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

با جای‌گذاری ورودی کنترلی در آن خواهیم داشت:

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

از آنجایی که $K > 0$ ، نتیجه می‌شود که:

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

همان‌طور که از معادله حالت قابل استناد است، برای متغیر

\dot{x}_4 و \dot{x}_2 که مربوط به جابه‌جایی 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.

۴ طراحی کنترلی کننده مود لغزشی بر روی

پهپاد چهارپره

برای کنترل پهپاد ابتدا دینامیک پهپاد را به فرم زیر تعریف می‌نماییم:

$$\frac{dq_1}{dt} = q_2$$

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

در اینجا:

$$q_1 = [x, y, z, \phi, \theta, \psi]^T$$

$$q_2 = [\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T$$

اکنون معادلات پهپاد چهارپره را طبق رابطه زیر می‌نویسیم:

$$\ddot{x} = f_1 + g_1 u_1$$

$$\ddot{y} = f_2 + g_2 u_2$$

$$\ddot{z} = f_3 + g_3 u_3$$

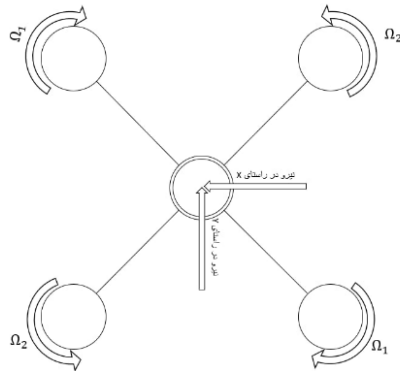
$$\ddot{\phi} = f_4 + g_4 u_4$$

$$\ddot{\theta} = f_5 + g_5 u_5$$

$$\ddot{\psi} = f_6 + g_6 u_6$$

که در معادلات f و g به صورت زیر است:

$$f_1 = \frac{1}{m} (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) u_1, \quad g_1 = 0$$

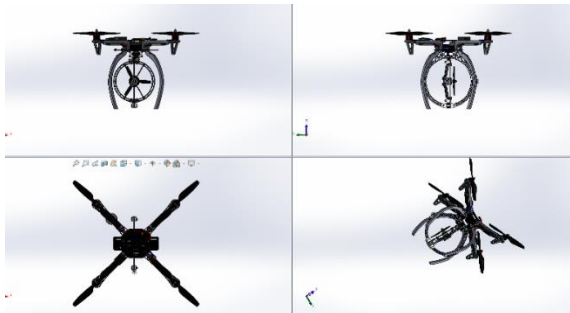


شکل ۴- دیاگرام نیرو پهپاد جدید

۵. 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 براسلس به همراه کنترل کننده سرعت^۲ و ملخ مناسب برای ایجاد تراست و از یک سروو sg90 برای تغییر زاویه استفاده شده است.



شکل ۵- شماتیک دینامیکی پهپاد پیشنهادی

$$\dot{V} < 0$$

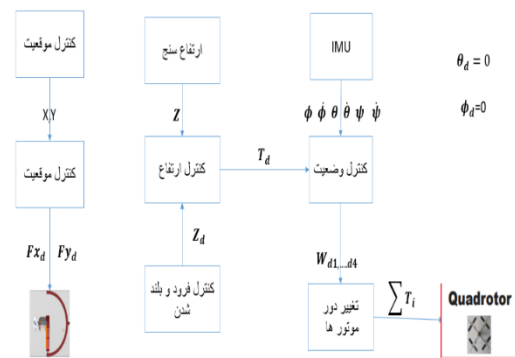
و در نتیجه پایداری سیستم برقرار است.

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 سه‌فازی و کاملاً مستقل از همدیگر (مستقل کردن بلوک کنترل موقعیت از کنترل وضعیت)
۲. افزایش تعداد ورودی‌های سیستم از چهار عدد به شش عدد
۳. کنترل پهپاد در حالت نزدیک به شناور^۱
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

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

۳.۵ مدل سازی دینامیک جدید

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

$$q_1 = [x, y, z, \phi, \theta, \psi]^T$$

$$q_2 = [\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T$$

همچنین بردار نیروها عبارت اند از:

$$Q = [F_x, F_y, T_1, T_2, T_3, T_4]$$

برای این که بتوانیم مدل سازی به روش لاگرانژ - اویلر انجام را انجام دهیم، باید انرژی های جنبشی و پتانسیل جسم را بنویسیم. انرژی جنبشی انتقالی در ادامه نوشته شده است:

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

برای انرژی جنبشی دورانی باید در ابتدا معادله سرعت های زاویه ای را بنویسیم:

$$T_{rot} = \frac{1}{2} [\dot{\phi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi}] [I] \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix}$$

در این رابطه، I ماتریس ممان اینرسی است:

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix}$$

پس خواهیم داشت:

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

در نتیجه، انرژی جنبشی کل عبارت است از:

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

اکنون معادله انرژی پتانسیل را می نویسیم:

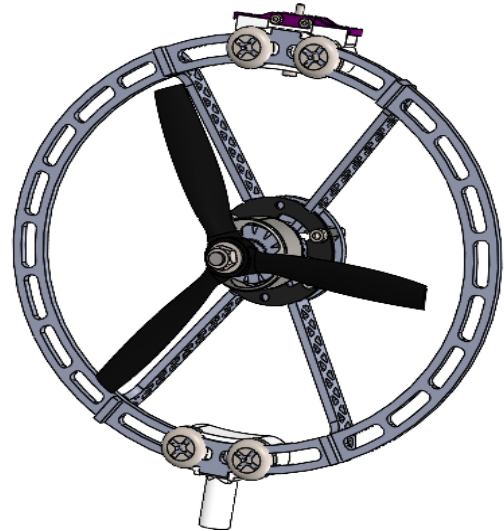
$$V = mgz$$

لاگرانژین این سیستم عبارت است از:

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

معادلات لاگرانژ - اویلر عبارت اند از:

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



شکل ۵- شماتیک محور سوم پهپاد

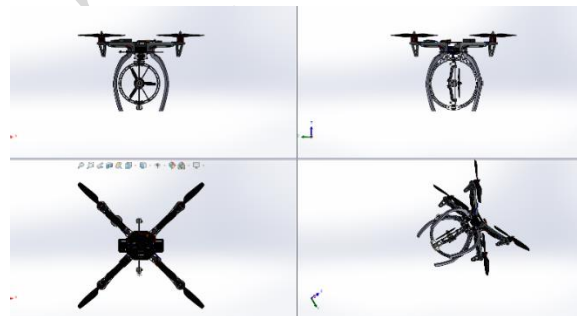
در نهایت سیستم کنترل موقعیت در مرکز پهپاد قرار می گیرد.

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 (Near-Hover) 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.



شکل ۶- نحوه قرارگیری موتور در پهپاد

کوپل های القایی بین محوره های حرکتی (yaw-pitch-roll coupling) و اثرات متقابل جریان بین ملخ ها حذف شده اند. توزیع جرم و ممان های 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.

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

پارامتر	نماد	مقدار	واحد
طول بازو	L	.20	M
جرم کل	m	2.00	kg
جرم کنترل کننده موقعیت	M_p	0.02	kg
شتاب گرانش	g	9.81	m/s ²
مومنتوم طول	I_x	0.05	kg·m ²
مومنتوم عرض	I_y	0.05	kg·m ²
مومنتوم ارتفاع	I_z	0.10	kg·m ²
ضریب تراست موتور	k	1.0×10^{-3}	N·m·s ² /rad ²
ضریب درگ موتور	d	1.2×10^{-5}	N·m·s ² /rad ²

۶ طراحی کنترل کننده برای مدل جدید

$$\frac{dq_1}{dt} = q_2$$

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

در اینجا:

$$q_1 = [x, y, z, \phi, \theta, \psi]^T$$

$$q_2 = [\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T$$

در این روابط

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

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

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

در نتیجه برای هر معادله دیفرانسیل داریم:

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

نیروی F_z نیز تراست کل است.

$$F_z = T_1 + T_2 + T_3 + T_4$$

برای متغیرهای وضعیت نیز داریم:

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

در این رابطه:

$$M_x = \ell(T_2 - T_4)$$

$$M_y = \ell(T_3 - T_1)$$

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

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 به دلیل وجود عملگرهای مخصوص برای محوره‌های x و y دیگر نیازی به اجرای غلتش و پیچ برای جابجایی نیست.

معادله به دست آمده را می‌توان به این صورت نوشت:

$$\ddot{x} = \frac{1}{m} F_x$$

$$\ddot{y} = \frac{1}{m} F_y$$

$$\ddot{z} = -g_0 + \frac{1}{m} (-T_1 - T_2 - T_3 - T_4)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{1}{I_x} [\ell(T_2 - T_4) - \dot{\theta}\dot{\psi}(I_z - I_y)]$$

$$\ddot{\theta} = \frac{1}{I_y} [\ell(T_3 - T_1) - \dot{\phi}\dot{\psi}(I_x - I_z)]$$

$$\ddot{\psi} = \frac{1}{I_z} [d(T_1 - T_2 + T_3 - T_4) - \dot{\phi}\dot{\theta}(I_y - I_x)]$$

پارامترهای دینامیکی و کنترلی پهپاد به صورت زیر می‌باشد:

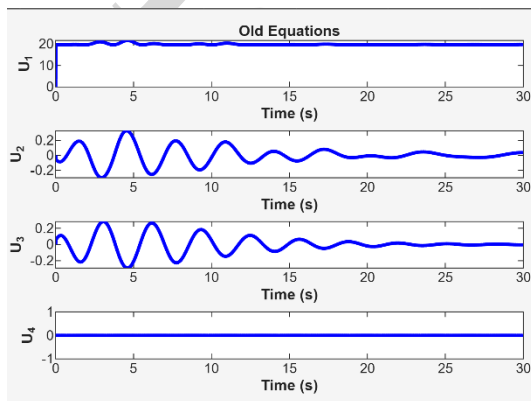
ثابت ۳ متر باقی مانده و مسیرهای مرجع در دو محور افقی X و Y را دنبال نماید. این مسیرها شامل یک مسیر خطی در محور X و یک مسیر سینوسی در محور Y بودند. کنترل وضعیت با استفاده از کنترل کننده مود لغزشی پیاده سازی شده است.

$$x_d = t$$

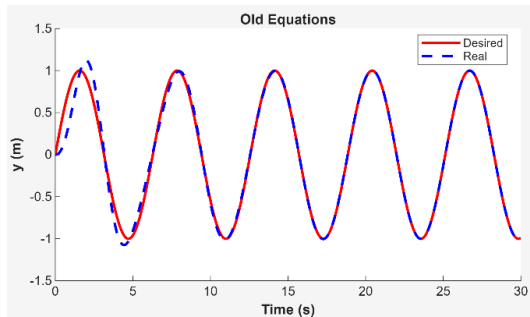
$$y_d = \sin(t)$$

این کار را در ۳۰ ثانیه انجام می دهیم.

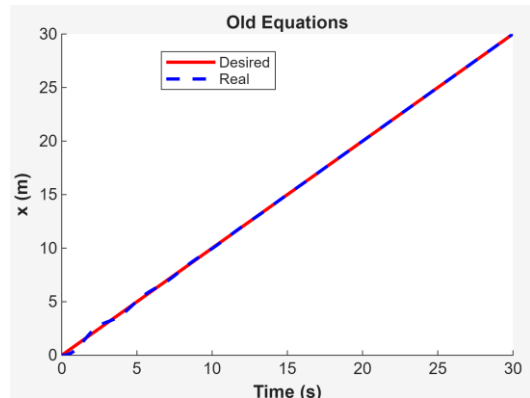
نتایج حاصل از این شبیه سازی در شکل های ۸ تا ۱۲ ذکر شده است.



شکل ۸- ورودی های کنترلی پهناد چهار پره



شکل ۹- نحوه دنبال کردن پهناد چهار پره در راستای y



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

۱.۶ 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:

$$e = q_1 - q_{1d}$$

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

$$s = e + \lambda \dot{e}$$

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

اکنون از این عبارت نسبت به زمان مشتق می گیریم:

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

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

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

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

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

در این رابطه، $K > 0$ یک ماتریس مثبت معین است. ورودی

کنترلی نهایی عبارت است از:

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

۲.۶ اثبات پایداری

تابع لیاپانوف زیر را تعریف می کنیم:

$$V = \frac{1}{2}s^2 > 0$$

مشتق این تابع عبارت است از:

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

$$= s(-K \tanh(s)) < 0$$

در نتیجه کنترلر طراحی شده پایدار است.

۷ شبیه سازی ها و نتایج

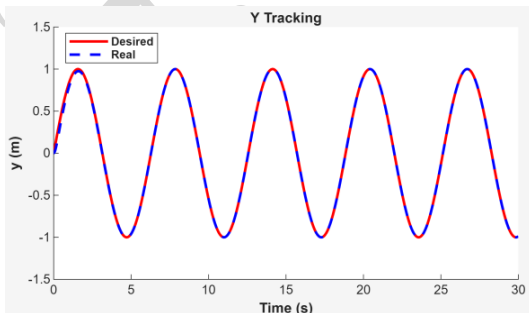
۱.۷ شبیه سازی پهناد چهار پره با استفاده از کنترل کننده مود لغزشی

به منظور ارزیابی عملکرد مدل پیشنهادی، مجموعه ای از شبیه سازی های عددی در محیط MATLAB/Simulink انجام شد. سناریوی شبیه سازی به گونه ای طراحی شد که پهناد در ارتفاع

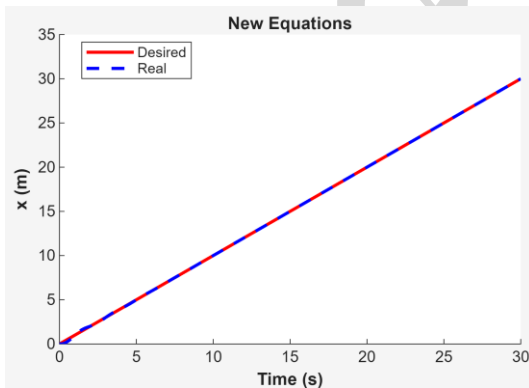
۲.۷ شبیه‌سازی مدل جدید

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

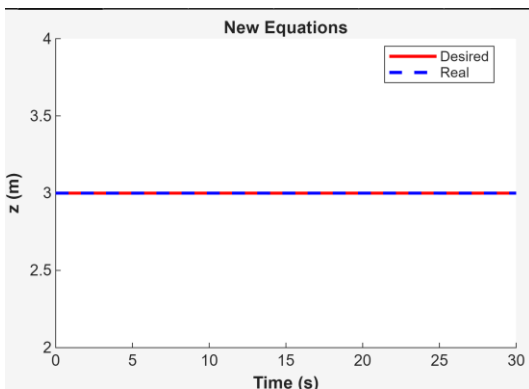
طبق شکل های شماره ۱۳ الی ۱۹ که موقعیت پهپاد پیشنهادی را در دنبال کردن سوژه نشان می دهد قابل استناد است که، پهپاد پیشنهادی بدون گرفتن زاویه غلتش و پیچش که توسط سیستم کنترل موقعیت مجزی، کنترل می شود. دنبال کردن سوژه در راستای محور طول (Y):



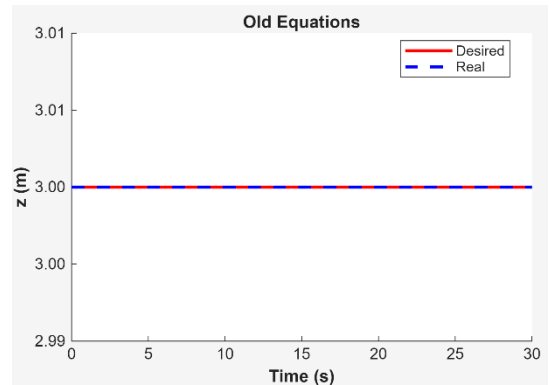
شکل ۱۳- دنبال کردن پهپاد پیشنهادی در راستای Y



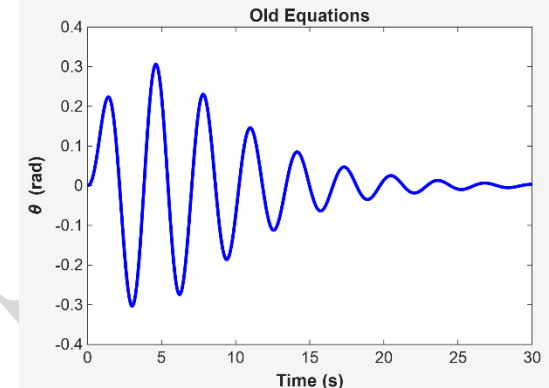
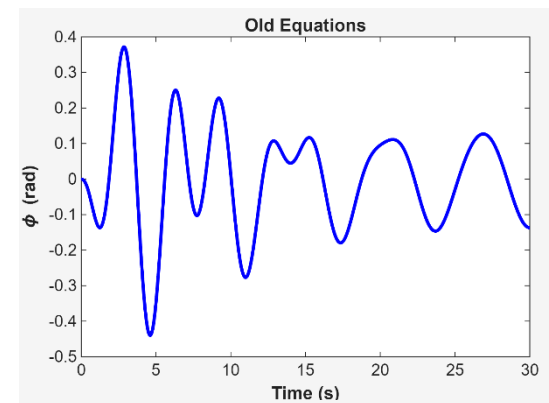
شکل ۱۴- دنبال کردن پهپاد پیشنهادی در راستای X



شکل ۱۵- دنبال کردن پهپاد پیشنهادی در راستای Z



شکل ۱۱- دنبال کردن سوژه در راستای Z توسط پهپاد چهار پره زاویه غلتش:



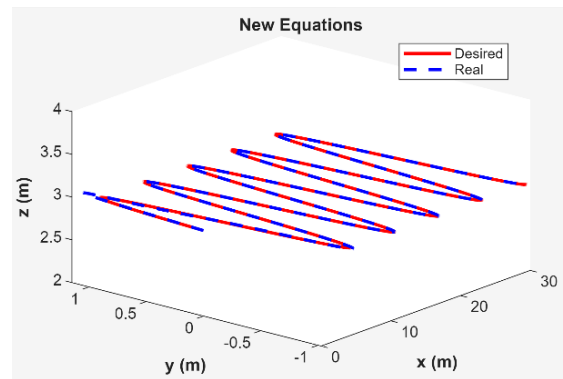
شکل ۱۲- زاویه پیچش و غلتش پهپاد چهار پره در سناریو نامی

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 زوایای 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.

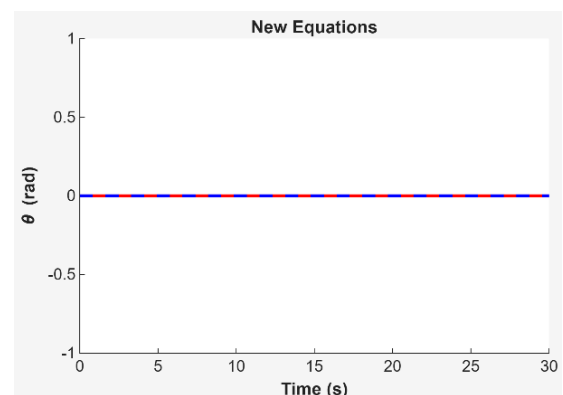
نتایج حاکی از آن بود که متغیرهای موقعیت از همان لحظه ابتدایی شروع به تعقیب دقیق مسیر مرجع کردند، بدون آن که نیازی به تغییر در زوایای وضعیت (غلش و پیچش) وجود داشته باشد. در این مدل، ورودی‌های کنترلی وضعیت تقریباً برابر با صفر باقی مانده و تنها ورودی‌های مربوط به موقعیت فعال بودند. این موضوع بیانگر عملکرد مستقل و مؤثر بلوک کنترل موقعیت در ساختار جدید است. همچنین، نیروی تراست تولیدشده 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)

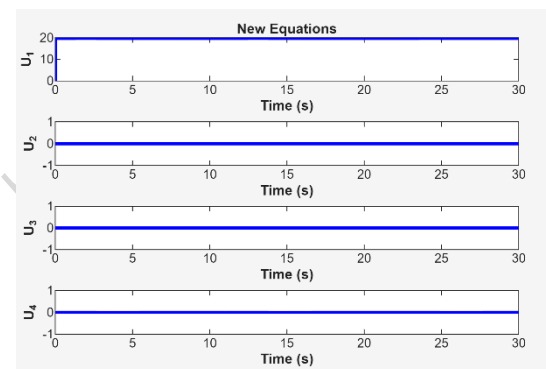
به منظور ارزیابی عملکرد مدل پیشنهادی در شرایط محیطی نامساعد، سناریویی طراحی گردید که در آن پهپاد موظف به دنبال کردن یک مسیر مرجع در حضور اغتشاش نیروی باد می‌باشد. در این شبیه‌سازی، تابع اغتشاش به صورت یک نیروی ضربه‌ای کوتاه‌مدت در راستای محور x تعریف شده است که منطبق بر چارچوب مختصات اینرسی بوده و معادل 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 لحظه اعمال اغتشاش، انحراف قابل ملاحظه‌ای 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.



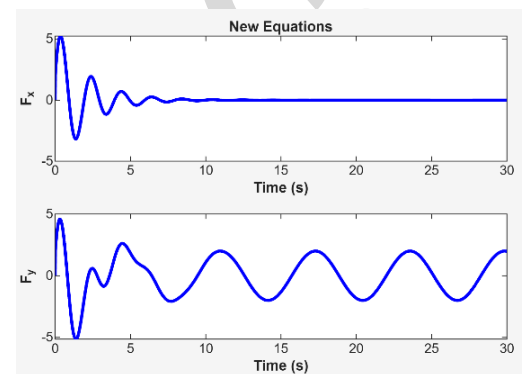
شکل ۱۶- دنبال کردن سوژه به صورت سه بعدی توسط پهپاد پیشنهادی



شکل ۱۷- زاویه‌های پیچش و غلش توسط پهپاد جدید



شکل ۱۸- ورودی‌های کنترلی توسط پهپاد جدید



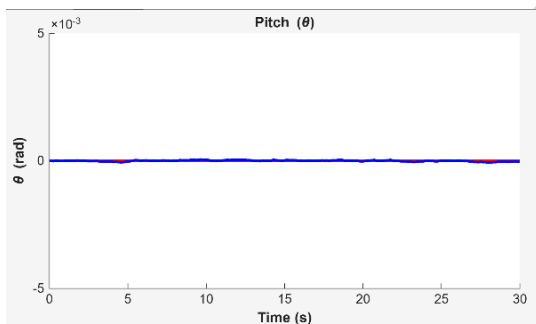
شکل ۱۹- ورودی‌های کنترلی جدید در راستای طول و عرض F_x و F_y

خطاسیر 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).

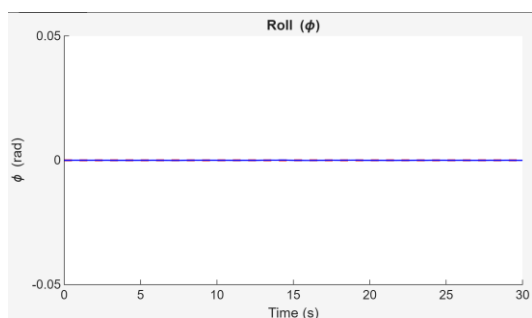
جدول ۲- پارامترهای اغتشاش و نویز حسگر در شبیه‌سازی

پارامتر	مقدار	واحد	توضیحات
posNoiseAmplXY	0.01	M	نویز حسگر موقعیت در محورهای X و Y
posNoiseAmplZ	0.01	M	نویز حسگر موقعیت در محور Z
angNoiseAmpl	0.01	rad	نویز حسگر زوایا

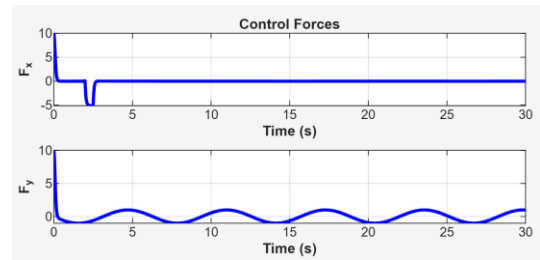
نتایج شبیه‌سازی در شکل‌های (شکل ۲۳) تا (شکل ۲۹) ارائه شده‌اند. این شکل‌ها شامل مسیرهای واقعی و مرجع در هر سه محور مختصات، زاویای اویلر (غلت، خم، چرخش)، گشتاورهای کنترلی و نیروهای تولیدی هستند.



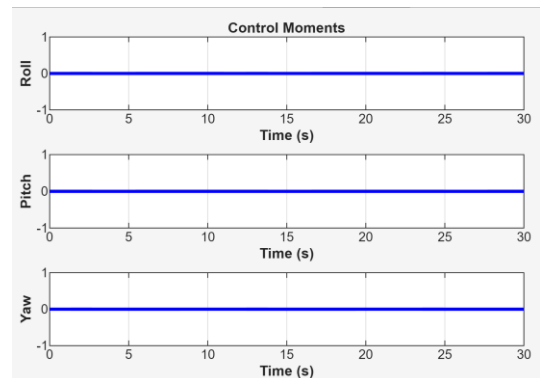
شکل ۲۳ - زاویه غلطش در حضور اغتشاش



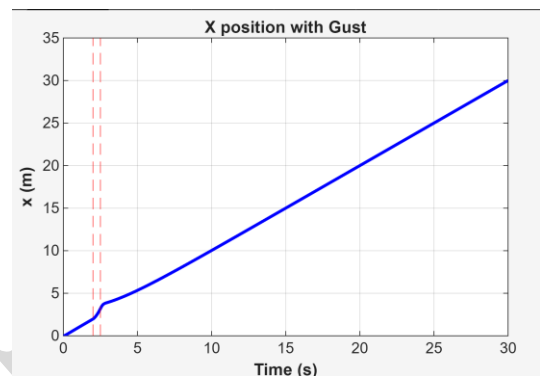
شکل ۲۴ - زاویه پیچش در حضور اغتشاش



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



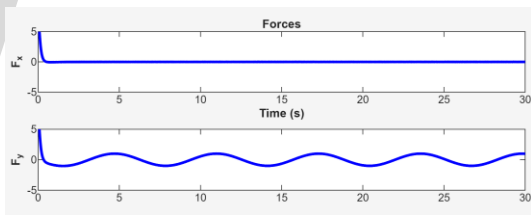
شکل ۲۱ - زوایای اویلر در حضور اغتشاش *quest*



شکل ۲۲ - دنبال کردن سوژه در حضور *quest*

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.



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

بررسی نتایج نشان داد که پهباد حتی در حضور اغتشاشات و نویز حسگرها، مسیر مرجع را با دقت مناسبی دنبال نموده است. پاسخ گذرا کوتاه، و نوسانات پایدار کم‌دامنه بوده‌اند.

۵.۷ ارزیابی کمی عملکرد

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

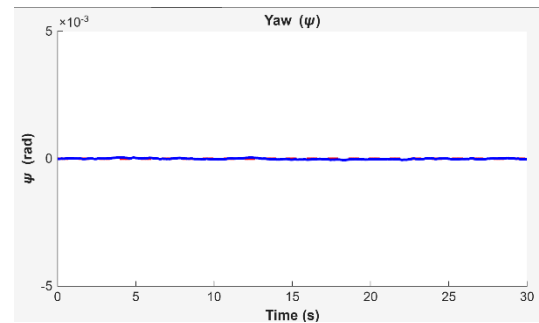
۱. خطای RMS تعقیب مسیر: مقدار میانگین مربعی اختلاف بین مسیر واقعی و مرجع در بازه شبیه‌سازی.
۲. زمان نشست: مدت‌زمان لازم برای ورود پاسخ به محدوده $\pm 5\%$ مقدار مرجع و ماندگاری در آن.
۳. بیشترین فرجهش: بیشترین اختلاف مثبت پاسخ نسبت به مقدار مرجع بر حسب درصد.
۴. مصرف انرژی: مقدار انتگرال مربع سیگنال‌های کنترلی کل موتورها در طول شبیه‌سازی، به‌عنوان معیاری از توان مصرفی سامانه.

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

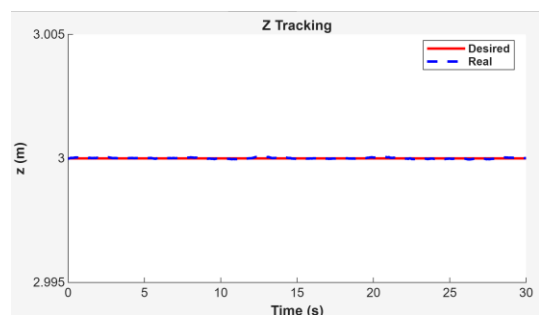
جدول ۳- جدول مقایسه شاخص‌های عملکردی پهباد چهارپره و پیشنهادی

شاخص عملکرد	پهباد چهار پره	پهباد پیشنهادی	درصد بهبود
RMS	۰.۳۵۲۱	۰.۱۲۴۵	٪۶۴.۶۴
اورشوت	۱۸.۴۰	۵.۷۰	٪۶۹.۰۲
زمان نشست	۱۴.۲۱	۵.۸۳	٪۵۸.۹۶

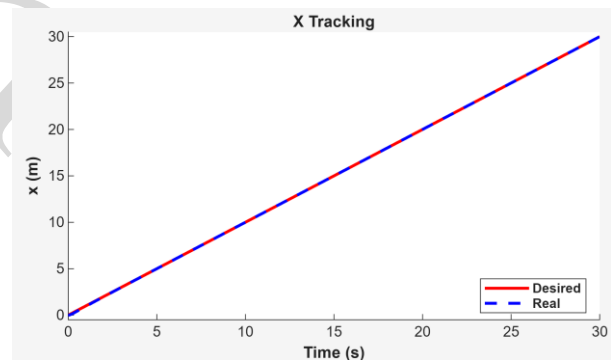
تحلیل داده‌ها بیانگر آن است که پهباد پیشنهادی کاهش قابل‌توجهی در خطای RMS، فرجهش، و زمان نشست داشته و همچنین مصرف انرژی آن نیز کمتر از مدل مرسوم است. این نتایج



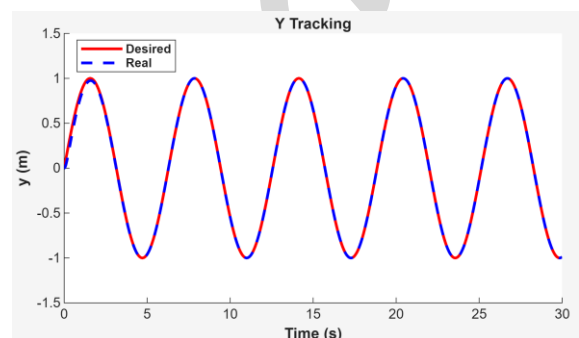
شکل ۲۵- زاویه خمش رد حضور اغتشاش



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



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



شکل ۲۸- دنبال کردن سوژه توسط پهباد پیشنهادی در حضور اغتشاشات در راستای Y

و حفظ جهت‌گیری ابزار هدف‌گیر یا دوربین بدون وابستگی به وضعیت کلی بدنه، دقت اجرای مأموریت را افزایش می‌دهد [۳۲]، [۳۳].

۵. نقاشی و اسپری کاری هوایی (Aerial Painting)

نصب نازل اسپری و پرواز بدون لرزش جانبی، امکان پوشش‌دهی یکنواخت سطوح عمودی مانند دیواره ساختمان‌های بلند یا سطوح صنعتی بزرگ را فراهم می‌کند. توانایی حرکت نرم در محورهای افقی، دقت نقش‌زنی و یکنواختی لایه رنگ را افزایش داده و هدررفت مواد را کاهش می‌دهد [۳۴].

۶. دستکاری هوایی (Aerial Manipulation)

در مأموریت‌هایی که پهپاد 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 [۳۵].

۷. آتش‌نشانی هوایی (Aerial Firefighting)

حفظ تعادل در جریان‌های حرارتی ناشی از آتش و امکان نزدیک‌شدن ایمن به محل حریق، باعث می‌شود که پهپاد بتواند مواد خاموش‌کننده را با دقت و اثربخشی بیشتری تخلیه کند و همزمان از آسیب به خود جلوگیری نماید [۳۷]، [۳۸].

۹ نتیجه‌گیری

در این پژوهش، یک معماری نوآورانه برای پهپاد 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 مختل شده 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 افزایش قابل‌توجه دقت مسیر، کاهش

کمی، علاوه بر نمودارهای ارائه شده، برتری مطلق مدل پیشنهادی را از نظر دقت، سرعت پاسخ‌دهی و بهره‌وری انرژی تأیید می‌کند.

۸ کاربردهای عملی پهپاد پیشنهادی

با توجه به برتری‌های دینامیکی قابل‌توجه ساختار پیشنهادی، از جمله توانایی حرکت در راستاهای افقی بدون نیاز به ایجاد زاویه غلتش (Roll) یا پیچش (Pitch)، جداسازی دینامیک‌های انتقالی و چرخشی، و کاهش محسوس ارتعاشات و اغتشاشات ناشی از تغییر وضعیت زاویه‌ای، پهپاد طراحی شده 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:

۱. عملیات در فضاهای تنگ و محیط‌های شهری در سناریوهایی که مسیر پرواز دارای موانع متعدد یا گذرگاه‌های محدود است، توانایی جابجایی افقی بدون تغییرات زاویه‌ای محسوس، خطر برخورد با موانع را کاهش می‌دهد و امکان عبور از مسیرهای باریک را فراهم می‌کند [۲۷]، [۲۸].
۲. باربرداری و جابه‌جایی دقیق محموله در جابجایی بارهای حساس (مانند تجهیزات اپتیکی یا قطعات صنعتی ظریف)، کاهش ارتعاشات بدنه و حذف حرکت‌های زاویه‌ای ناخواسته، باعث افزایش عمر و ایمنی محموله و بهبود دقت قراردگی آن می‌شود [۲۹]، [۳۰].
۳. عملیات امداد و نجات (Rescue Missions) قابلیت واکنش سریع به اغتشاشات و عدم نیاز به مانورهای شدید زاویه‌ای باعث می‌شود که پهپاد بتواند در محیط‌های خطرناک یا پر از موانع، همچنان مسیر پروازی ایمن و دقیق داشته باشد [۳۱].
۴. هدفگیری هوشمند (Aiming) در مأموریت‌هایی مانند تصویربرداری دقیق، نشانه‌روی لیزری، یا عملیات تاکتیکی، امکان تثبیت کامل موقعیت

- [6] 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.
- [7] E. Altug, J. P. Ostrowski, and R. Mahony, "Control of a quadrotor helicopter using visual feedback," in *Proceedings 2002 IEEE international conference on robotics and automation (Cat. No. 02CH37292)*, 2002, vol. 1, pp. 72-77.
- [8] T. Madani and A. Benallegue, "Backstepping control for a quadrotor helicopter," in *2006 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2006, pp. 3255-3260.
- [9] X. Xie and L. Sun, "Design and experiment of a quadcopter with variable-pitch rotors," *Aerospace Science and Technology*, vol. 110, 2021, Art. no. 106517.
- [10] 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.
- [11] H. Zhang, B. Wang, and Z. Wu, "Intelligent control of UAVs using deep reinforcement learning: A survey," *Aerospace Systems*, vol. 6, pp. 1-20, 2023.
- [12] 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.
- [13] J. Li, Z. Zhao, and X. Qin, "Adaptive sliding mode control using a novel fully feedback recurrent neural network for quad-rotor UAVs," *Neurocomputing*, vol. 610, 2024, Art. no. 128592, 2024.

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 دقیق تر در محیطهای محدود یا سناریوهای مأموریت حساس را فراهم ساخته است. بنابراین، ساختار پیشنهادی را می توان گامی عملی و مؤثر در مسیر توسعه نسل آینده پهپادها دانست که ترکیبی از سادگی مکانیکی، انعطاف پذیری کنترل و کارایی حرکتی بالا را ارائه می دهد. ادامه این تحقیق می تواند شامل آزمون های میدانی و بررسی عملکرد در سناریوهای واقعی عملیاتی باشد.

تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] S. Bouabdallah, A. Noth, and R. Siegwart, "PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor," in *2004 IEEE/RSJ international conference on intelligent robots and systems (IROS)(IEEE Cat. No. 04CH37566)*, 2004, vol. 3, pp. 2451-2456.
- [2] 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*, 2007, Paper 6461.
- [3] P. Castillo, R. Lozano, and A. E. Dzul, *Modelling and control of mini-flying machines*, Springer, 2005.
- [4] 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.
- [5] S. Park and J. Kim, "A simulation framework for quadrotor UAVs in MATLAB/Simulink," *International Conference on Ubiquitous Robots and Ambient Intelligencem*, 2011.

- Science and Technology*, vol. 128, 2022, Art. no. 107016.
- [23] H. Zhang, B. Wang, and Z. Wu, "Intelligent control of UAVs using deep reinforcement learning: A survey," *Aerospace Systems*, vol. 6, pp. 1–20, 2023.
- [24] J. Li, Z. Zhao, and X. Qin, "Adaptive sliding mode control using a novel fully feedback recurrent neural network for quad-rotor UAVs," *Neurocomputing*, vol. 610, 2024, Art. no. 128592, 2024.
- [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, 2024, Art. no. 83, 2024.
- [26] J. Li and L. Wu, "A multiple connected recurrent neural network based super-twisting terminal sliding mode control for quad-rotor UAV," *European Journal of Control*, vol. 83, 2025, Art. no. 101220, 2025.
- [27] 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.
- [28] Achtelik, M., et al., "Experimental evaluation of multi-rotor aerial manipulation," *IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems*, pp. 4950–4955, 2013.
- [29] Pounds, P., et al., "Design of quadrotor cargo delivery systems," *IEEE Trans. on Mechatronics*, vol. 22, no. 8, pp. 2003–2013, 2017.
- [30] Yoon, S., et al., "Precise aerial load transportation using multirotors," *Robotics and Autonomous Systems*, vol. 92, pp. 257–275, 2017.
- [31] 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.
- [14] 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, 2024, Art. no. 83, 2024.
- [15] J. Li and L. Wu, "A multiple connected recurrent neural network based super-twisting terminal sliding mode control for quad-rotor UAV," *European Journal of Control*, vol. 83, 2025, Art. no. 101220, 2025.
- [16] P. Castillo, R. Lozano, and A. E. Dzul, *Modelling and control of mini-flying machines*. Springer, 2005.
- [17] T. Harinarayana and S. Shanthakumar, "Design and development of a Tailsitter UAV: Challenges and perspectives," *Aerospace Science and Technology*, vol. 78, pp. 601–613, 2018.
- [18] 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.
- [19] G. Ren, C. Xu and G. Hu, "Design and implementation of a coaxial quadrotor with tilting rotors," *IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics*, 2016.
- [20] S. Bouabdallah, A. Noth, and R. Siegwart, "PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor," in *2004 IEEE/RSJ international conference on intelligent robots and systems (IROS)(IEEE Cat. No. 04CH37566)*, 2004, vol. 3, pp. 2451-2456.
- [21] 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, 2008, 537–546.
- [22] J. Shi, J. Wang, and W. Qian, "Fault-tolerant control for multirotor UAVs using adaptive sliding mode," *Aerospace*

- [36] S. Kim, S. Choi, and H. J. Kim, "Aerial manipulation using a quadrotor with a two dof robotic arm," in *2013 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2013, pp. 4990-4995.
- [37] D. W. Casbeer, D. B. Kingston, R. W. Beard, and T. W. McLain, "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.
- [38] L. Merino, F. Caballero, J. R. Martínez-de-Dios, I. Maza, and A. Ollero, "An unmanned aircraft system for automatic forest fire monitoring and measurement," *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 65, no. 1, pp. 533-548, 2012.
- [32] 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.
- [33] 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.
- [34] Duis, M., et al., "Drone-based spray painting of large-scale surfaces," *Automation in Construction*, vol. 115, p. 103198, 2020.
- [35] M. Orsag, C. Korpela, S. Bogdan, and P. Oh, "Dexterous aerial robots-mobile manipulation using unmanned aerial systems," *IEEE Transactions on Robotics*, vol. 33, no. 6, pp. 1453-1466, 2017.