

هدایت مسیر یک پهپاد دوپره با قابلیت تغییر زاویه تیلت با اجتناب از برخورد به موانع

علیرضا، شریفی^{۱*}، محمد، نایبی^۲

۱- استادیار، مهندسی هوافضا گروه دینامیک پرواز و کنترل، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

۲- کارشناسی هوافضا، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

(دریافت مقاله: ۱۴۰۳/۰۶/۱۵ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۱۲/۱۸)

چکیده

در این پژوهش، به ایجاد مسیر برای یک پهپاد دوپره با قابلیت تغییر زاویه تیلت بر مبنای الگوریتم درخت تصادفی اکتشافی سریع پرداخته شده است. به این منظور، ابتدا معادلات شش درجه آزادی حاکم بر حرکت دوپره با استخراج نیروها و گشتاورهای خارجی به کمک روابط نیوتن-اویلر استخراج شده است. سپس، به منظور ردیابی مسیر طراحی شده و تضمین پایداری سیستم حلقه بسته، کنترل کننده بهینه تنظیم کننده مربعی خطی با اعمال چهار ورودی کنترلی شامل سرعت زاویه ای دو روتور و نیز زوایای تیلت به منظور کنترل زوایای اویلر و نیز ارتفاع طراحی شده است. از آنجا که، کنترل کننده پیشنهادی به تمام متغیرهای حالت پرند نیاز دارد؛ لذا سیستم تعیین وضعیت و سمت به منظور تخمین زوایای رول، پیچ و یاو پرند پیاده سازی می شود. در گام بعد، الگوریتم درخت تصادفی اکتشافی سریع در حضور موانع به منظور مسیریابی بهینه به کار گرفته شده است. نتایج شبیه سازی حاکی از عملکرد مناسب ساختار پیشنهادی به منظور هدایت و کنترل پهپاد دوپره با قابلیت تغییر زاویه تیلت در حین پرواز است. همچنین، نتایج کنترل کننده تنظیم کننده مربعی خطی با ساختار تناسبی-انترگالی-مشتقی مقایسه و تابع هزینه مربع خطا ۶۶/۳۴ بهبود یافت.

واژه های کلیدی: دوپره با قابلیت زاویه تیلت، طراحی مسیر، درخت تصادفی اکتشافی سریع، کنترل کننده بهینه تنظیم کننده خطی، سیستم تعیین وضعیت و سمت

Path generation of a bicopter guided by obstacle avoidance

Alireza Sharifi, Mohammad Nayebi

Abstract

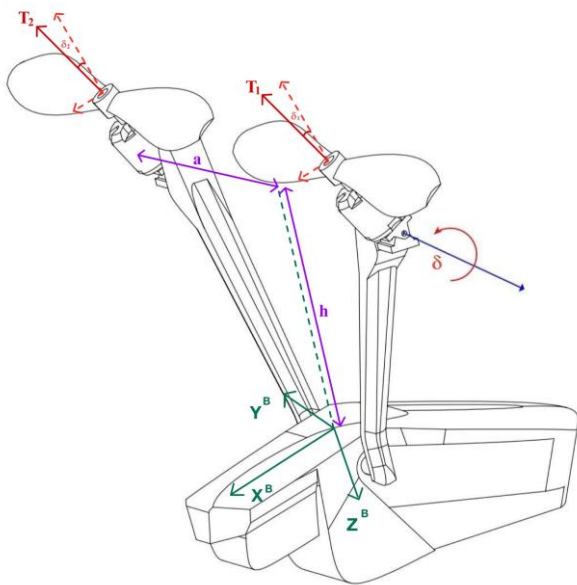
In this study, a path for a tilt bicopter is produced based on a rapidly exploring random tree algorithm. For this purpose, first, the six degrees of freedom equations of motion are derived extracted by extracting external forces and moments using the Newton-Euler relations. To track the designed path and ensure the stability of the closed loop system, the optimal controller of the Linear Quadratic Regulator (LQR) is applied using four control inputs including the angular speed of the two rotors and the tilt angles. Since, the proposed controller needs all the states of the UAV; the Attitude Heading Reference System (AHRS) is implemented in order to estimate the roll, pitch and yaw angles of the bicopter. Then, the rapidlyexploring random tree algorithm is employed for optimal path planning of the UAV in the presence of obstacles. The simulation results indicate the proper performance of the proposed structure to guide and control the tilt-bicopter during the flight. Additionally, the results of the linear quadratic regulator controller with a proportional-integral-derivative structure were compared, and the cost function of the squared error improved by 66.34%.

Key words: Tilt-Bicopter, Path Generation, Rapidly-Exploring Random Tree, Linear Quadratic Regulator, Attitude and Heading Reference System

مقدمه

پرداخته‌است. البایراک^۸ [۷] از ساختار تودرتو به‌منظور کنترل ارتفاع و وضعیت دوپره پیاده‌سازی کرده‌است. در این صورت، حلقه‌های خارجی و داخلی کنترل وضعیت ساختار تودرتو به ترتیب با فیدبک‌گیری از سرعت‌زاویه‌ای و زاویه دو پره فیدبک طراحی شده‌اند. ییهانگ^۹ [۸] توابع تبدیل را در کانال‌های وضعیت برای دو پره در حوزه فرکانس شناسایی کرده‌است. سپس، بر مبنای مدل استخراج شده، کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی پیاده‌سازی شده‌است.

در برخی از پژوهش‌های انجام شده نیز از روش‌های کنترل مدرن به‌منظور کنترل دو پره استفاده شده‌است. پاپاکریستوس [۹] یک کنترل‌کننده پیش‌بین خطی^{۱۰} (LMPC) بر مبنای روش مدل‌سازی افاین تکه‌ای پیوسته^{۱۱} (PWA) در دو فاز فرود و برخاست طراحی کرده‌است. به این منظور، مدل دینامیکی غیرخطی دو پره با فرض زوایای کوچک خطی‌سازی می‌شود. همچنین، عابدینی^{۱۲} و همکارانش [۱۰] به کنترل موقعیت، ارتفاع و وضعیت دوپره با استفاده از روش کنترلی غیرخطی از نوع پس‌گام^{۱۳} با استخراج مدل دینامیکی غیرخطی دو پره با فرض زوایای کوچک در استخراج معادلات پرداخته شده‌است.



شکل ۱ - زاویه چرخش موتورهای دوپره

دوپره [۱] با قابلیت چرخش موتور، یک سیستم شش‌درجه‌آزادی است؛ که دو موتور آن مطابق با شکل ۱ قابلیت چرخش در جهت محور طولی به اندازه زاویه چرخش δ_i را به‌ازای ($i=1,2$) را دارند. پس، دوپره دارای چهار فرمان کنترلی شامل دو سرعت‌زاویه‌ای روتورها و دو زاویه چرخش موتورها است. از این‌رو، تعداد درجات آزادی این پرنده از تعداد فرامین کنترلی آن بیشتر است؛ لذا دو پره یک سیستم تحریک‌ناقص^۱ محسوب می‌شود. طراحی یک اتوپیلوت هوشمند برای پرنده دوپره بسیار حائز اهمیت و چالش‌برانگیز است.

از این‌رو، در بسیاری از پژوهش‌های انجام‌شده در زمینه دوپره به طراحی کنترل‌کننده برای دو پره پرداخته شده‌است. پاپاکریستوس^۲ و همکارانش [۲] به طراحی یک کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی (PID)^۳ برای دو پره با یافتن تابع تبدیل در پرواز ایستا و براساس مکان هندسی ریشه‌ها پرداخته‌اند. طاهری‌نژاد^۴ و همکارانش [۳] به کنترل موقعیت، ارتفاع و نیز زاویه یاو را با استفاده از کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی پرداخته‌اند. به این منظور، ابتدا سیستم چند ورودی-چند خروجی به چند سیستم تک ورودی-تک خروجی با یافتن توابع تبدیل ارتفاع و زوایای اوپلر تبدیل شده است. سپس، کنترل موقعیت بر مبنای تولید فرامین زوایای رول و پیچ انجام شده‌است.

برخی از پژوهش‌ها به پایدارسازی زوایای اوپلر پرداخته است. هرکو^۵ و همکارانش [۴] به پایدارسازی یک دوپره واقعی بر مبنای کنترل‌کننده PID با دریافت خروجی فیلتر کالمن پرداخته‌اند. به این منظور، زوایای اوپلر با عبور از یک فیلتر کالمن و اندازه‌گیری از حسگر واحد اندازه‌گیری اینرسی (IMU) تخمین‌زده شده‌است. همچنین، بلوین^۶ و همکارانش [۵] زاویه پیچ یک دو پره را با باقتن تابع تبدیل کانال پیچ بر مبنای منطق PID پایدارسازی کرده‌اند. ژانگ^۷ [۶] به طراحی کنترل وضعیت دوپره بر مبنای منطق تناسبی-انتگرالی-مشتقی ابتدا در محیط شبیه‌سازی و سپس در محیط واقعی

¹ Underactuated System

² Papachristos

³ Proportional Integral Derivative

⁴ Taherinezhad

⁵ Hrecko

⁶ Blouin

⁷ Zhang

⁸ Albayrak

⁹ Yihang

¹⁰ Linear Model Predictive Control

¹¹ Piecewise Affine Modeling

¹² Abedini

¹³ Backstepping Control

همچنین، از آنجا که این ساختار کنترلی به تمامی متغیرهای حالت نیاز دارد؛ یک سیستم تعیین وضعیت و سمت (AHRs)^{۱۷} طراحی می‌شود. در نهایت، عملکرد اتوپیلوت طراحی شده در تعقیب مسیر در حضور موانع ارزیابی می‌شود. همچنین، نتایج کنترل کننده تنظیم کننده مربعی خطی با ساختار PID مقایسه می‌شود. لازم به ذکر است که به منظور طراحی کنترل کننده PID، ابتدا سیستم غیرخطی پهنپاد دوپره با قابلیت زاویه تیلیت خطی سازی می‌شود. سپس، بهره‌های کنترل در بخش ControlSystemDesigner نرم افزار متلب به کمک ترسیم دیاگرام بوده و نیز مکان هندسی ریشه‌ها حاصل می‌شود. در نهایت، این کنترل کننده خطی با جمع با ورودی‌های تعادلی به سیستم غیرخطی دوپره اعمال می‌شود.

این پژوهش به هفت زیربخش تقسیم می‌شود. به این منظور، ابتدا مسئله طراحی اتوپیلوت به صورت جزئی بیان می‌شود. سپس، در بخش سوم مدل سازی دینامیکی غیرخطی دوپره استخراج می‌شود. در بخش چهارم، به طراحی مسیر دو پره شامل برنامه ریزی مسیر^{۱۸}، هموارسازی مسیر و مدیریت مسیر^{۱۹} بر مبنای روش الگوریتم درخت تصادفی اکتشافی سریع پرداخته می‌شود. در گام بعد در بخش‌های پنجم و ششم به ترتیب به طراحی الگوریتم تعقیب مسیر^{۲۰} بر مبنای الگوریتم کنترل کننده مربعی خطی گاوسی و نیز سیستم تعیین وضعیت و سمت بر مبنای فیلتر مکمل پرداخته می‌شود. در نهایت، نتایج و جمع بندی از پژوهش ارائه می‌شود.

بیان مسئله

بلوک دیاگرام کنترلی دوپره، که بیانگر چکیده گرافیکی پهنپاد دوپره جهت تولید مسیر است، در شکل ۲ نشان داده شده است. این بلوک شامل (۱) مدل دینامیکی دوپره، (۲) ناوبری، (۳) هدایت و (۴) تعقیب مسیر می‌باشد. مدل سازی از دو بخش معرفی سیستم‌های مختصات و معادلات حرکت تشکیل می‌شود. تعقیب مسیر دارای دو بخش فرامین کنترلی و قانون کنترلی است. در ادامه، به توضیح دقیق هر قسمت پرداخته می‌شود.

نوگروهو^{۱۴} و همکارانش [۱۱]، عملکرد کنترل کننده گاوسی مربعی خطی^{۱۵} (LQG) به منظور کنترل موقعیت یک دوپره در حضور اغتشاشات ناشی از حمل بار بررسی شده است. در هیچ یک از پژوهش‌های پیشین به طراحی مسیری ایمن و کارآمد در حضور موانع برای یک دو پره پرداخته نشده است. تفاوت‌های این پژوهش با پژوهش‌های پیشین در جدول ۱ بیان شده است. همچنین، ترکیب الگوریتم درخت تصادفی اکتشافی سریع (RRT)^{۱۶} با پهنپاد دوپره با قابلیت تغییر زاویه تیلت به منظور طراحی مسیر در محیط‌های پیچیده با حضور موانع از نقاط برجسته این پژوهش محسوب می‌شود. به دلیل ساختار تصادفی الگوریتم درخت تصادفی اکتشافی سریع، با سرعت ناحیه‌های مختلف یک فضای بزرگ کاوش شده و سپس مسیری با قابلیت عبور از میان موانع پیدا می‌شود [۱۲]. در گام بعد، یک کنترل کننده مربعی خطی گاوسی به منظور پیمایش مسیر دو پره با کمینه سازی تابع هزینه شامل مجموع مربعات خطا و نیز فرامین کنترلی طراحی شده است. در این صورت، مدل خطی سیستم بر مبنای مدل سازی دینامیکی دقیق غیرخطی شش درجه آزادی دوپره استخراج می‌شود.

جدول ۱ - مقایسه پژوهش‌های پیشین

مرجع	موضوع پژوهش
[۱]	طراحی و ساخت دوپره
[۲]	طراحی کنترل کننده بر اساس مکان هندسی ریشه‌ها
[۳]	کنترل موقعیت بر مبنای تولید فرامین زوایای رول و پیچ
[۴]	پایدارسازی PID با دریافت خروجی فیلتر کالمن
[۵]	پایدارسازی کانال پیچ با باقتن تابع تبدیل
[۶]	طراحی کنترل وضعیت
[۷]	کنترل ارتفاع و وضعیت دوپره با استفاده از ساختار تودرتو
[۸]	طراحی کنترل کننده با استفاده از حوزه فرکانس
[۹]	طراحی کنترل کننده پیش بین خطی بر مبنای روش مدل سازی افاین تکه‌ای پیوسته در دو فاز فرود و برخاست
[۱۰]	کنترل موقعیت، ارتفاع و وضعیت دوپره با استفاده از روش کنترلی غیرخطی از نوع پسگام
[۱۱]	عملکرد کنترل کننده گاوسی مربعی خطی به منظور کنترل موقعیت یک دوپره در حضور اغتشاشات ناشی از حمل بار

¹⁷ Attitude and Heading Reference System

¹⁸ Path Planning

¹⁹ Path Management

²⁰ Path Following

¹⁴ Nugroho

¹⁵ Linear Quadratic Gaussian

¹⁶ Rapidly Exploring Random Tree

ماتریس تبدیل از سیستم مختصات اینرسی به بدنی از دوران حول محورهای ۱، ۲ و ۳ به ترتیب به اندازه زوایای یاو (ψ)، پیچ (θ) و رول (ϕ) به صورت رابطه (۱) حاصل می‌شود:

$$C_I^B = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & c_\theta s_\psi & -s_\theta \\ s_\theta s_\psi c_\phi - c_\phi s_\psi & s_\theta s_\psi s_\phi + c_\phi s_\psi & s_\theta c_\phi \\ c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi & c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi s_\psi & c_\phi c_\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

جاییکه، ترم‌های s_ϕ و c_ϕ به ترتیب نشان‌دهنده $\sin \phi$ و $\cos \phi$ هستند. همچنین، ماتریس تبدیل از سیستم مختصات موتور دو پره به سیستم مختصات بدنی بر مبنای چرخش حول محور دوم به اندازه زاویه چرخش موتورها ($\delta_i, i=1,2$) به صورت رابطه (۲) حاصل می‌شود:

$$C_{M_i=1,2}^B = \begin{bmatrix} \cos \delta_i & 0 & -\sin \delta_i \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \delta_i & 0 & \cos \delta_i \end{bmatrix} \quad (2)$$

معادلات حاکم بر پرنده: در این بخش مدل دینامیکی

شش درجه آزادی دوپره بر مبنای قوانین نیوتن-اوایلر و با فرض زمین تخت به صورت روابط (۳-۶) حاصل می‌شوند [۱۳]:

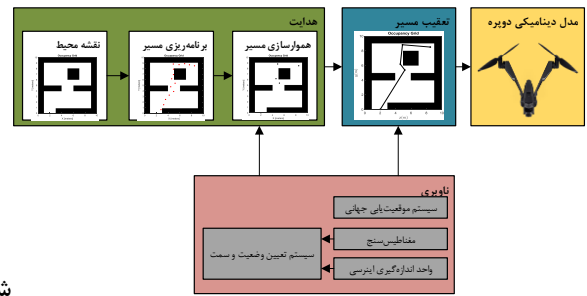
$$\left[\frac{d\omega^{BI}}{dt} \right]^B = \left([I_B^B] \right)^{-1} \left([m_B] \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} - [\omega^{BI}]^B \times [I_B^B] [\omega^{BI}]^B \right) \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\left[\frac{dv_B^I}{dt} \right]^B = \frac{1}{m} [f]^B - [\omega^{BI}]^B \times [v_B^I]^B \quad (5)$$

$$\left[\frac{ds_{BI}}{dt} \right]^I = C_B^I [v_B^I]^B \quad (6)$$

در معادلات فوق، $[\omega^{BI}]^B = [p \quad q \quad r]^T$ بیانگر سرعت زاویه‌ای پرنده نسبت به سیستم مختصات اینرسی بیان شده در سیستم مختصات بدنی است. همچنین، ناظر اینرسی بیان شده در سیستم مختصات بدنی به $[v_B^I]^B = [u \quad v \quad w]^T$ نشان‌دهنده سرعت پرنده نسبت به $[s_{BI}]^I = [p_n \quad p_e \quad p_d]^T$ موقعیت پرنده نسبت به ناظر اینرسی بیان شده در سیستم مختصات اینرسی است. m بیانگر جرم پرنده و $[I_B^B]^B$ نشان‌دهنده ماتریس ممان اینرسی پرنده، حول

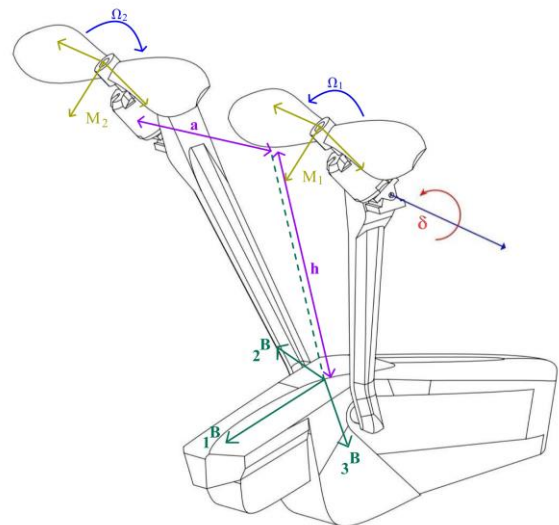


ش

کل ۲ - بلوک دیاگرام پهپاد دوپره جهت تولید مسیر

مدل‌سازی دینامیکی دوپره

معرفی سیستم‌های مختصات: در این بخش به معرفی سیستم‌های مختصات پرداخته می‌شود. به این منظور، از سیستم‌های مختصات اینرسی I^{21} ، بدنی (B) و سیستم‌های مختصات موتورهای شماره ۱ (M_1) و شماره ۲ (M_2) مطابق با شکل ۳ استفاده می‌شود. جهت محورهای x^I ، y^I و z^I سیستم مختصات اینرسی به ترتیب به سمت شمال، شرق و پایین است. همچنین، مرکز سیستم مختصات بدنی منطبق با مرکز جرم پرنده و محورهای X^B و Y^B به ترتیب موازی و هم‌جهت با محور طولی و محور عرضی دوپره و محور Z^B بر مبنای قاعده دست راست تعیین می‌شود. مرکز سیستم مختصات موتور منطبق بر محور چرخش موتور و محور Y^M موازی محور Y^B سیستم مختصات بدنی است.



شکل ۳ - سیستم‌های مختصات دوپره

²¹ Inertial Coordinate System

جاییکه b نشان‌دهنده فاکتور نیروی تراست است. در نتیجه نیروی تراست کل پرنده به صورت رابطه (۱۴) حاصل می‌شود:

$$[f_T]^B = \begin{bmatrix} b\Omega_1^2 \sin \delta_1 + b\Omega_2^2 \sin \delta_2 \\ 0 \\ -b\Omega_1^2 \cos \delta_1 - b\Omega_2^2 \cos \delta_2 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$[m]^B = [l \ m \ n]^T$ بیانگر گشتاور وارد بر پرنده حول مرکز جرم بیان شده در سیستم مختصات بدنی است، که از مجموع گشتاور نیروی پیشران ($[m_i]^B$) و گشتاور پسای روتورها ($[m_d]^B$) به صورت رابطه (۱۵) حاصل می‌شود:

$$[m]^B = [m_i]^B + [m_d]^B \quad (15)$$

مجموع گشتاور نیروی تراست بیان شده در سیستم مختصات بدنی به صورت رابطه (۱۶) محاسبه می‌شود:

$$[m_i]^B = \sum_{i=1}^2 [m_{t_i}]^B \quad (16)$$

جاییکه $[m_{t_i}]^B$ بیانگر گشتاور هر روتور است که به صورت رابطه (۱۷) حاصل می‌شود:

$$[m_{t_i}]^B = [s_{M_i,B}]^B \times [f_{t_i}]^B \quad (17)$$

$[s_{M_i,B}]^B$ بیانگر فاصله نسبی هر روتور تا مرکز جرم پرنده است. در نتیجه، $[m_i]^B$ به صورت رابطه (۱۸) حاصل می‌شود:

$$[m_i]^B = \begin{bmatrix} ab(\Omega_1^2 \cos \delta_1 - \Omega_2^2 \cos \delta_2) \\ -bh(\Omega_1^2 \sin \delta_1 + \Omega_2^2 \sin \delta_2) \\ ab(\Omega_1^2 \sin \delta_1 - \Omega_2^2 \sin \delta_2) \end{bmatrix} \quad (18)$$

که a و h به ترتیب بیانگر فاصله افقی و عمودی روتورها از مرکز جرم می‌باشند. مجموع گشتاور حاصل از چرخش روتور در سیستم مختصات بدنی به صورت رابطه (۱۹) حاصل می‌شود:

$$[m_d]^B = \sum_{i=1}^2 [m_{d_i}]^B \quad (19)$$

جاییکه $[m_{d_i}]^B$ بیانگر گشتاور حاصل از چرخش هر روتور است که تابعیت مستقیمی از مجذور سرعت زاویه‌ای روتورها دارد. بدین ترتیب بردار گشتاور پسای روتورها به صورت رابطه (۲۰) حاصل می‌شود:

مرکز جرم بیان شده در سیستم مختصات بدنی است، که به صورت رابطه (۷) تعریف می‌شود:

$$[I_B^B]^B = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (7)$$

در روابط فوق، بردار $[f]^B = [f_x \ f_y \ f_z]^T$ بیانگر نیروهای وارد بر پرنده بیان شده در سیستم مختصات بدنی است؛ که به صورت رابطه (۸) بیان می‌شود:

$$[f]^B = [f_g]^B + [f_d]^B + [f_t]^B \quad (8)$$

در رابطه فوق، $[f_g]^B$ بیانگر نیروی وزن پرنده بیان شده در سیستم مختصات بدنی است، که به صورت رابطه (۹) حاصل می‌شود:

$$[f_g]^B = \begin{bmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \cos \theta \sin \phi \\ mg \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (9)$$

جاییکه g بیانگر شتاب جاذبه است. همچنین، $[f_d]^B$ بیانگر نیروی پسای کل پرنده است، که به صورت رابطه (۱۰) محاسبه می‌شود:

$$[f_d]^B = -\frac{1}{2} \rho S C_D \|\mathbf{v}_B^I\| \begin{bmatrix} u_a \\ v_a \\ w_a \end{bmatrix} \quad (10)$$

جاییکه، ρ ، S و C_D به ترتیب چگالی هوا، مساحت کل پرنده و ضریب پسای کل پرنده است. $[f_t]^B$ بیانگر نیروی تراست کل پرنده است که از مجموع نیروی تراست هر روتور حاصل می‌شود:

$$[f_t]^B = [f_{t_1}]^B + [f_{t_2}]^B \quad (11)$$

جاییکه $[f_{t_i}]^B$ بیانگر نیروی پیشران هر روتور در سیستم مختصات بدنی است که از رابطه (۱۲) حاصل می‌شود:

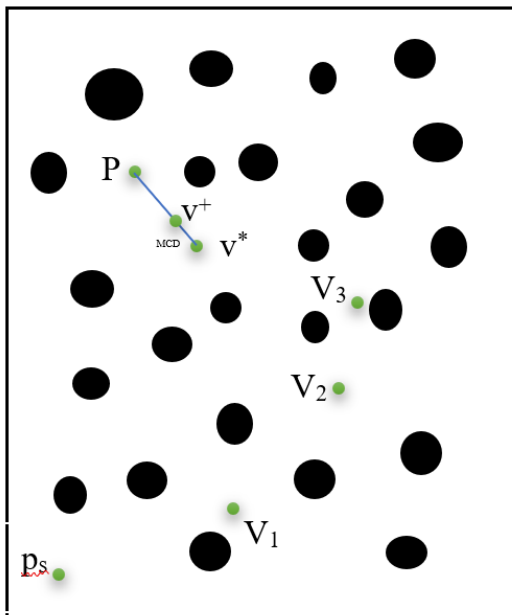
$$[f_{t_i}]^B = C_{M_i}^B [f_{t_i}]^{M_i} \quad (12)$$

$[f_{t_i}]^{M_i}$ بیانگر نیروی پیشران هر روتور است که تابعیت مستقیمی از مجذور سرعت زاویه‌ای دارد [۱۴]، یعنی:

$$[f_{t_i}]^{M_i} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -b\Omega_i^2 \end{bmatrix} \quad (13)$$

در گام بعد، از نقطه راه v^* به اندازه بیشینه مسافت ارتباط^{۲۳} (MCD)، که جزو پارامتر طراحی است، حرکت کرده تا نقطه جدید v^+ ایجاد شود. اگر بین نقاط v^+ و v^* مانعی نباشد؛ آنگاه خط اتصال بین این نقاط، که با یال شناخته می‌شود، به مجموعه یال‌ها (یا تمامی خطوط اتصال بین این نقاط) و نقطه v^+ به مجموعه نقاط راه اضافه می‌شود. همچنین طول این یال به ماتریس هزینه اضافه می‌شود. این روند تا رسیدن به نقطه راه پایانی تکرار می‌شود. شماتیک روند برنامه‌ریزی مسیر در شکل ۴ نشان داده شده‌است.

در بخش ب) هموارسازی مسیر تعداد نقاط راه بر مبنای شبه کد موجود در جدول ۳ به منظور کاهش مسیر طی شده توسط دوپره، تقلیل می‌یابد. در این صورت، اگر بین هر نقطه راه مانعی وجود نداشته باشد؛ آنگاه نقطه راه دوم حذف شده و این روند تا به حداقل رساندن نقاط راه تکرار می‌شود [۱۵]. شماتیک روند هموارسازی مسیر در شکل ۵ نشان داده شده‌است. خروجی بخش ب) هموارسازی نقاط راه بر حسب زمان نیست؛ از این رو، کنترل‌کننده (تعقیب مسیر) قادر به ردیابی این نقاط نخواهد بود. لذا، در بخش ج) مدیریت مسیر^{۲۴} لازم است نقاط راه بر حسب زمان ایجاد شوند.



شکل ۴ - شماتیک الگوریتم درخت تصادفی اکتشافی سریع

$$[m_d]^B = \begin{bmatrix} d(-\Omega_1^2 \sin \delta_1 + \Omega_2^2 \sin \delta_2) \\ 0 \\ d(\Omega_1^2 \cos \delta_1 - \Omega_2^2 \cos \delta_2) \end{bmatrix} \quad (20)$$

جاییکه d بیانگر فاکتور گشتاور پسای روتور است.

هدایت مسیر دوپره

هدایت دوپره از سه بخش الف) برنامه‌ریزی مسیر، ب) هموارسازی مسیر ج) مدیریت مسیر و د) تعقیب مسیر تشکیل شده‌است. در بخش الف) برنامه‌ریزی مسیر، مسیر مطلوب حرکت دوپره با تولید نقاط راه (V) در صورت داشتن نقشه محیط با قابلیت اجتناب از برخورد با موانع به کمک الگوریتم درخت تصادفی اکتشافی سریع، که شبه کد آن در جدول ۲ نشان داده شده است، طراحی می‌شود.

به این منظور، ابتدا، گراف الگوریتم (G) شامل مجموعه نقاط راه^{۲۲} (V)، که در ابتدای کار تنها شامل نقطه آغازین (P_s) است، و مجموعه یال‌ها (E) تهی مقداردهی اولیه می‌شوند. سپس، نقطه راه تصادفی P تولید شده نزدیک‌ترین عضو مجموعه نقاط راه (نزدیک‌ترین عضو دارای فاصله کمتری با نقطه آغازین دارد). به این نقطه پیدا می‌شود؛ که با v^* نمایش داده می‌شود.

جدول ۲ - شبه کد الگوریتم درخت تصادفی اکتشافی سریع

ورودی: نقشه محیط (T)، نقطه شروع (P_s) و نقطه پایان (P_e).
۱) مقداردهی اولیه $G=(V,E)$ که $V=\{P_s\}, E=\emptyset$
۲) تولید نقطه راه تصادفی P در نقشه
۳) یافتن نزدیک‌ترین نقطه از مجموعه V به نقطه P به نام v^*
۴) ایجاد نقطه v^+ با حرکت از v^* در امتداد خط واصل بین نقطه v^* و نقطه P به اندازه بیشینه مسافت ارتباط (MCD)
۵) در صورت نبودن مانع بین نقطه v^* و v^+ : الف) به روزرسانی مجموعه $G=(V,E)$ به صورت $V \cup \{v^+\} \rightarrow V, E \cup \{(v^*, v^+)\} \rightarrow E$ ب) به روزرسانی ماتریس هزینه به صورت $C[\text{length}(v^*, v^+)]$
۶) در صورت وجود مسیر میسر بین v^+ نقطه پایانی P_e : الف) به روزرسانی مجموعه $G=(V,E)$ به صورت $V \cup \{P_e\} \rightarrow V, E \cup \{(v^*, P_e)\} \rightarrow E$ ب) به روزرسانی ماتریس هزینه به صورت $C[\text{length}(v^*, P_e)]$
۲) تکرار مراحل ۱ الی ۶ تا زمانی که نقطه پایانی P_e عضو مجموعه G نیست
۷) یافتن کوتاه‌ترین مسیر در مجموعه G به کمک ماتریس هزینه C

²³ Maximum Connection Distance

²⁴ Path Management

²² Waypoints

ارتفاع (u_z)، کانال رول (u_ϕ)، کانال پیچ (u_θ) و و نیز کانال یاو (u_ψ) به صورت روابط (۲۱-۲۲) تبدیل شود:

$$u_z = \Omega_1^2 \cos \delta_1 + \Omega_2^2 \cos \delta_2 \quad (21)$$

$$u_\phi = \Omega_1^2 \cos \delta_1 - \Omega_2^2 \cos \delta_2 \quad (22)$$

$$u_\theta = \Omega_1^2 \sin \delta_1 + \Omega_2^2 \sin \delta_2 \quad (23)$$

$$u_\psi = \Omega_1^2 \sin \delta_1 - \Omega_2^2 \sin \delta_2 \quad (24)$$

قانون کنترلی: به منظور تعقیب مسیر مطلوب توسط دو پره از روش کنترل کننده تنظیم کننده مربعی خطی (LQR) استفاده می‌شود. در این روش، فرامین کنترلی لازم ($u = [u_z \ u_\phi \ u_\theta \ u_\psi]^T$) به منظور تعقیب مسیر با کمینه کردن تابع هزینه رابطه (۲۵) تولید می‌شود:

$$\text{cost} = \int_0^t (x^T Q x + u^T R u) dt \quad (25)$$

جاییکه، $x = [p_n \ p_e \ p_d \ u \ v \ w \ \phi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r]^T$ نشان‌دهنده بردار حالت دوپره است. همچنین، Q و R به ترتیب ماتریس‌های وزنی متغیرهای حالت و فرامین ورودی هستند. لازم به ذکر است هرچه المان‌های ماتریس Q بیشتر باشد؛ آنگاه متغیر حالت نظیر آن المان زودتر به مقدار مطلوب میل می‌کند؛ لذا زمان حالت‌گذرای آن متغیر حالت کمتر است. همچنین، هر چه المان ماتریس R بیشتر باشد؛ ورودی کنترلی نظیر آن المان باید کمترین مقدار را دارد؛ که بیانگر کمترین تلاش کنترلی است. در طراحی کنترل کننده LQR نسبت $\frac{q_i}{r_i}$ (جاییکه، q_i المان قطری ماتریس Q و r_i المان قطری ماتریس R است) مهم است، که لحاظ شده‌است. در این صورت، فرامین کنترلی طبق رابطه (۲۶) محاسبه می‌شوند:

$$u = -Kx \quad (26)$$

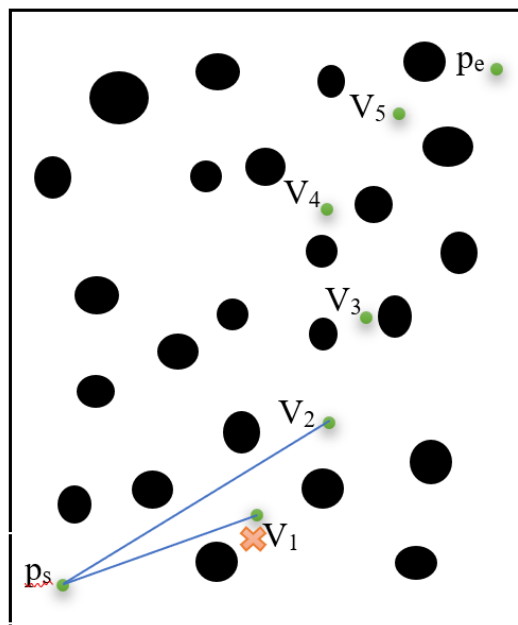
جاییکه K یک ماتریس است، که از حل معادله جبری رابطه (۲۷) حاصل می‌شود:

$$K = R^{-1} B^T P \quad (27)$$

که P ماتریسی با قطر فرعی برابر است و از حل معادله رابطه (۲۸) حاصل می‌شود:

$$A^T P + PA - PBR^{-1}B^T P + Q = 0 \quad (28)$$

جاییکه A و B به ترتیب ماتریس متغیر حالت و ورودی هستند، که از خطی‌سازی مدل دینامیکی (روابط (۳)-(۶)) حاصل می‌شوند [۱۶]. از آنجاکه کنترل کننده فرامین تغییر کانال ارتفاع (u_z)، تغییر کانال رول (u_ϕ)، تغییر کانال پیچ



شکل ۵ - شماتیک الگوریتم هموارسازی مسیر

جدول ۳ - شبه کد هموارسازی مسیر

ورودی: نقشه محیط (τ)، نقاط راه ($W = \{w_1, \dots, w_N\}$) و ماتریس هزینه (C)
(۱) شروع مسیر هموار به صورت $\{w_1\} \rightarrow w_s$
(۲) تعریف شماره‌دهنده نقاط راه مسیر هموار به صورت $w_s: 1 \rightarrow i$
(۳) تعریف شماره‌دهنده نقاط راه مسیر غیرهموار به صورت $w: 2 \rightarrow j$
(۴) در صورت نبودن مسیر ممکن بین نقطه w_i و w_j : الف) افزودن نقطه w_j به مجموعه w_s به صورت $\{w_s\} \cup w_j \rightarrow w_s$ ب) به‌روزرسانی ماتریس هزینه مسیر هموار به صورت $C[\text{length}(w_i, w_j)]$
(۵) تکرار مرحله ۴ تا زمانی که $j < N$

در این صورت، با نزدیک شدن پرنده به یک نقطه راه، نقطه راه بعدی به عنوان نقطه مطلوب راه برحسب زمان در نظر گرفته می‌شود. در نهایت در بخش (د) تعقیب مسیر، کنترل کننده‌ای به منظور ردیابی موقعیت مطلوب تعیین شده در بخش (ج) طراحی می‌شود. این بخش در قسمت طراحی الگوریتم تعقیب مسیر مقاله توضیح داده می‌شود.

تعقیب مسیر دوپره

فرمان کنترلی: دوپره دارای چهار ورودی سرعت زاویه‌ای هر روتور (Ω_1, Ω_2) و نیز زوایای چرخش هر موتور (δ_1, δ_2) است. لازم است تا این ورودی‌ها به چهار فرمان کنترلی کانال

اندازه‌گیری موقعیت ($[S_{BI}]^I$) و سرعت ($[v_B^I]^B$) و نیز حسگر ژيروسکوپ به منظور اندازه‌گیری سرعت‌زاویه‌ای ($[\omega^{BI}]^B$) استفاده می‌شود. از آنجاکه، زوایای اویلر توسط هیچ حسگری به صورت مستقیم اندازه‌گیری نمی‌شود؛ لذا، در این بخش، به طراحی سیستم تعیین وضعیت و سمت بر مبنای فیلتر مکمل پرداخته می‌شود.

فیلتر مکمل مطابق با شکل ۶ از سه بخش الف) ناوبری کور^{۲۶} (ب) موقعیت‌یابی ثابت^{۲۷} و ج) تلفیق تشکیل می‌شود. در بخش الف) ناوبری کور زوایای اویلر بر مبنای داده‌های اندازه‌گیری شده توسط حسگر ژيروسکوپ و انتگرال‌گیری از معادلات انتشار اویلر (رابطه (۴)) حاصل می‌شوند. در بخش ب) موقعیت‌یابی ثابت، زوایای اویلر از خروجی حسگرهای آغشته به نوبز شتاب‌سنج ($[a_m]^B$) و مگنتومتر (v_m) بر مبنای روابط جبری اندازه‌گیری می‌شود. در شبیه‌سازی شتاب اندازه‌گیری شده توسط شتاب‌سنج و نیز زاویه یاو اندازه‌گیری شده توسط مگنتومتر به صورت زیر مدل‌سازی می‌شود:

$$[a_m]^B = \frac{1}{m}[f]^B - [g]^B \quad (37)$$

از آنجا که، شتاب‌سنج در حال سکون منفی شتاب جاذبه را در مختصات بدنی نشان می‌دهد، یعنی:

$$[a_m]^B = -[g]^B = -C_1^B [g]^I = \begin{bmatrix} \sin \theta \\ -\sin \phi \cos \theta \\ -\cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (38)$$

بنابراین زاویه رول و زاویه پیچ، با استفاده از داده‌های شتاب‌سنج در حال سکون به صورت رابطه (۳۹) و (۴۰) محاسبه می‌شود [۱۷]:

$$\theta = \text{asin} \left(\frac{a_{x_m}}{g} \right) \quad (39)$$

$$\phi = \text{atan2}(-a_{y_m}, -a_{z_m}) \quad (40)$$

در بخش ج) تلفیق، زوایای اویلر حاصل از ناوبری کور در بخش الف) با زوایای اویلر اندازه‌گیری شده توسط موقعیت‌یابی ثابت در بخش ب) با یکدیگر تلفیق می‌شوند. از آنجاکه در بخش ناوبری کور خطای حاصل از انتگرال‌گیری در فرکانس‌های پایین انباشت می‌شود، لذا خروجی بخش ناوبری کور از فیلتر

(u_θ) و تغییر کانال یاو (u_ψ) را صادر می‌کند، لازم است تا این فرامین به چهار ورودی سرعت زاویه‌ای روتورها و زوایای چرخش روتورها بر مبنای روابط (۲۱)-(۲۴) به صورت زیر تبدیل شوند:

$$\delta_1 = \tan^{-1} \left(\frac{u_\theta + u_\psi}{u_z + u_\phi} \right) \quad (29)$$

$$\delta_2 = \tan^{-1} \left(\frac{u_\theta - u_\psi}{u_z - u_\phi} \right) \quad (30)$$

$$\Omega_1 = \sqrt{\frac{u_z + u_\phi}{2 \cos \delta_1}} \quad (31)$$

$$\Omega_2 = \sqrt{\frac{u_z - u_\phi}{2 \cos \delta_2}} \quad (32)$$

اثبات معادلات (۲۹) تا (۳۲): معادلات (۲۱)-(۲۴)

شامل ۴ ورودی فرامین کنترلی، که اینجا معلوم است، و ۴ ورودی سیستم، که اینجا مجهول است، است. از مجموع معادلات (۲۱) و (۲۲) داریم:

$$u_z + u_\phi = 2\Omega_1^2 \cos \delta_1 \quad (33)$$

از معادله فوق، سرعت زاویه‌ای پره ۱ به صورت معادله (۳۱) حاصل می‌شود. همچنین، از تفاضل معادلات (۲۱) و (۲۲) داریم:

$$u_z - u_\phi = 2\Omega_2^2 \cos \delta_2 \quad (34)$$

از معادله فوق، سرعت‌زاویه‌ای پره ۲ به صورت معادله (۳۲) حاصل می‌شود. از مجموع و تفاضل معادلات (۲۳) و (۲۴) داریم:

$$u_\theta + u_\psi = 2\Omega_1^2 \sin \delta_1 \quad (35)$$

$$u_\theta - u_\psi = 2\Omega_2^2 \sin \delta_2 \quad (36)$$

از تقسیم معادلات (۳۳) و (۳۵)، زاویه تیلت ۱ به صورت معادله (۲۹) حاصل می‌شود. از تقسیم معادلات (۳۴) و (۳۶)، زاویه تیلت ۲ به صورت معادله (۳۰) حاصل می‌شود.

ناوبری دوپره

از آنجاکه، به منظور طراحی کنترل‌کننده تنظیم‌کننده مربعی خطی به تمام متغیرهای حالت پرنده نیاز است؛ لذا از حسگر سیستم موقعیت‌یابی جهانی^{۲۵} (GPS) به منظور

²⁶ Dead Reckoning

²⁷ Fixed Positioning

²⁵ Global Positioning System

جدول ۴ - پارامترهای مدل دینامیکی دوپره

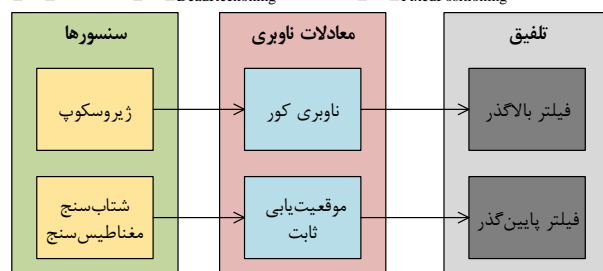
واحد	مقدار	نماد	پارامتر
kg	۰/۲۹۶	m	جرم
m	۰/۲۲۵	a	فاصله افقی موتورها از مرکز جرم
m	۰/۰۲۲۵	h	فاصله عمودی موتورها از مرکز جرم
m ²	۰/۲۵	S	سطح مقطع کل پرنده
-	۰/۳۲	C _D	ضریب پسای کل پرنده
$\frac{m}{s^2}$	۹/۸۱	g	شتاب جاذبه
$\frac{kg \cdot m}{rad^2}$	$۲/۹۸ \times 10^{-6}$	b	فاکتور نیروی پیشران
$\frac{kg \cdot m^2}{rad^2}$	$۱/۱۴ \times 10^{-7}$	d	فاکتور درگ
$\frac{kg}{m^3}$	۱/۲۶۸۲	ρ	چگالی هوا
kg.m ²	۰/۰۰۴۹	I _{xx}	ممان اینرسی حول محور اول بدنی
kg.m ²	۰/۰۰۴۹	I _{yy}	ممان اینرسی حول محور دوم بدنی
kg.m ²	۰/۰۰۸۸	I _{zz}	ممان اینرسی حول محور سوم بدنی
kg.m ²	۰/۰۰۲۶	I _{xz}	ممان اینرسی ضربی

جدول ۵ - پارامترهای سیستم تعیین وضعیت و سمت

واحد	مقدار	نماد	پارامتر
s	۳	τ_h	ثابت زمانی فیلتر بالاگذر
s	۱	τ_l	ثابت زمانی فیلتر پایین‌گذر

بالاگذر $(G_{HPF}(s) = \frac{\tau_h s}{1 + \tau_h s})$ به منظور عبور فرکانس‌های بالا عبور داده می‌شود. در مقابل، در بخش موقعیت‌یابی ثابت، از آنجاکه خروجی حسگرها به نوبز آغشته است، لذا برای کاهش نوبز، زوایای اویلر خروجی موقعیت‌یابی ثابت از فیلتر پایین‌گذر $(G_{LPF}(s) = \frac{1}{1 + \tau_l s})$ عبور داده می‌شوند [۱۸]. در نهایت، با تلفیق داده‌های عبوری از فیلتر بالاگذر و پایین‌گذر به صورت رابطه (۴۱) حاصل می‌شوند:

$$\begin{bmatrix} \hat{\phi} \\ \hat{\theta} \\ \hat{\psi} \end{bmatrix} = G_{LPF} \begin{bmatrix} \hat{\phi} \\ \hat{\theta} \\ \hat{\psi} \end{bmatrix}_{\text{DeadReckoning}} + G_{HPF} \begin{bmatrix} \hat{\phi} \\ \hat{\theta} \\ \hat{\psi} \end{bmatrix}_{\text{FixedPositioning}} \quad (41)$$



شکل ۶ - شماتیک سیستم تعیین وضعیت و سمت

نتایج

در این بخش، ابتدا، به بررسی عملکرد هر یک از اجزای اتوپایلوت هوشمند دوپره پرداخته می‌شود. سپس، عملکرد حلقه کنترلی در تعقیب مسیر طراحی‌شده توسط درخت تصادفی اکتشافی سریع ارزیابی می‌شود. پارامترهای مدل دینامیکی دوپره و نیز سیستم تعیین وضعیت سمت به ترتیب در جداول ۴ و ۵ نشان داده شده‌است.

اعتبارسنجی شبیه‌سازی مدل دینامیکی: در این

بخش به منظور اعتبارسنجی شبیه‌سازی مدل دینامیکی دوپره، ابتدا، فرضیات ساده‌کننده زیر اعمال می‌شود:

- صرف‌نظر از کوپلینگ ممان اینرسی ضربی $I_{xz} = 0 \leftarrow$
 - صرف‌نظر از پسای کل پرنده $C_D = 0 \leftarrow$
 - صرف‌نظر از فاکتور درگ $d = 0 \leftarrow$
 - کوچک در نظر گرفتن زوایای اویلر $C_I^B = I \leftarrow$
- با اعمال این فرضیات بر معادلات (۳) تا (۶)، معادلات حرکت دوپره به صورت روابط (۴۲-۴۵) ساده‌سازی می‌شوند.

$$\ddot{p}_d = g - \frac{b}{m} (\Omega_1^2 \cos \delta_1 + \Omega_2^2 \cos \delta_2) \quad (42)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{ab(\Omega_1^2 \cos \delta_1 - \Omega_2^2 \cos \delta_2)}{I_{xx}} \quad (43)$$

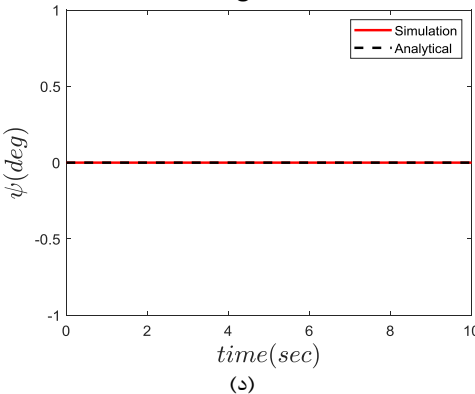
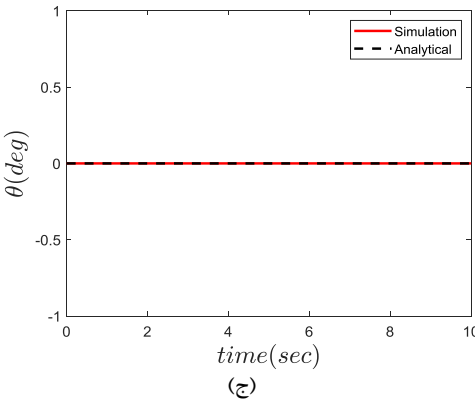
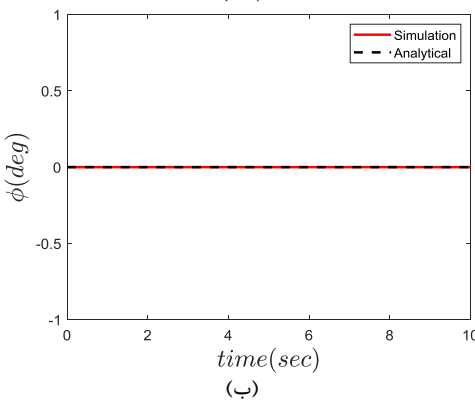
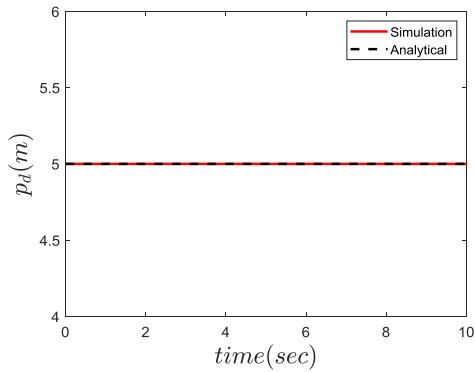
$$\ddot{\theta} = \frac{ab(\Omega_1^2 \sin \delta_1 + \Omega_2^2 \sin \delta_2)}{I_{yy}} \quad (44)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{ab(\Omega_1^2 \sin \delta_1 - \Omega_2^2 \sin \delta_2)}{I_{zz}} \quad (45)$$

در گام بعد، معادلات حرکت شبیه‌سازی دوپره با زاویه تیلت متغیر در ۳ سناریوی الف) پرواز ایستا ب) حرکت رول خالص ج) حرکت یابو خالص ابتدا با فرضیات ساده‌شونده‌ای حل تحلیلی شده و با نتایج حل عددی حاصل از شبیه‌سازی مقایسه می‌شوند.

الف) پرواز ایستا: به‌منظور پرواز ایستا ورودی‌های

مطلوب دوپره به‌صورت رابطه (۴۶) در نظر گرفته می‌شوند:



شکل ۷ - اعتبارسنجی شبیه‌سازی دینامیکی دوپره در پرواز ایستا
(الف) ارتفاع (ب) زاویه رول (ج) زاویه پیچ (د) زاویه یاو

$$\begin{cases} \Omega_1 = \Omega_2 = \sqrt{\frac{mg}{2b}} \\ \delta_1 = \delta_2 = 0 \end{cases} \quad (46)$$

در نتیجه، حل تحلیلی معادلات (۳۸) - (۴۱) با صفر در نظر گرفتن مقدار اولیه زوایای اوپلر و ارتفاع اولیه دلخواه به صورت رابطه (۴۷) حاصل می‌شوند:

$$\begin{cases} p_d = \text{constant}; \phi = 0; \\ \theta = 0; \psi = 0 \end{cases} \quad (47)$$

در این صورت، نتایج شبیه‌سازی در شکل ۷ نشان داده شده‌است. نتایج حل تحلیلی و شبیه‌سازی مشابه یکدیگر است؛

(ب) حرکت رول خالص: به منظور انجام حرکت رول خالص ورودی‌های مطلوب دوپره به صورت رابطه (۴۸) در نظر گرفته می‌شود:

$$\begin{cases} \Omega_1 = \sqrt{\frac{mg}{2b}} + 0.05, \Omega_2 = \sqrt{\frac{mg}{2b}} - 0.05 \\ \delta_1 = \delta_2 = 0 \end{cases} \quad (48)$$

در نتیجه، معادلات (۳۹) - (۴۱) به صورت رابطه (۴۹)

ساده‌سازی می‌شوند:

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{0.2a}{I_{xx}} \sqrt{\frac{mgb}{2}} \\ \ddot{\theta} = 0 \\ \ddot{\psi} = 0 \end{cases} \quad (49)$$

در نتیجه، حل تحلیلی معادلات فوق با صفر در نظر گرفتن مقادیر اولیه زوایای اوپلر به صورت رابطه (۵۰) حاصل می‌شوند:

$$\begin{cases} \phi = \frac{0.1a}{I_{xx}} \sqrt{\frac{mgb}{2}} t^2 \\ \theta = 0 \\ \psi = 0 \end{cases} \quad (50)$$

در این صورت، نتایج شبیه‌سازی حاصل از اعمال فرضیات فوق و ورودی‌های حرکت رول خالص در شکل ۸ نشان داده شده‌است.

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = 0 \\ \ddot{\theta} = 0 \\ \ddot{\psi} = \frac{0.00008amg}{I_{zz}} \end{cases} \quad (52)$$

در نتیجه، حل تحلیلی معادلات فوق با صفر در نظر گرفتن مقادیر اولیه زوایای اوپلر به صورت رابطه (۵۳) حاصل می‌شوند:

$$\begin{cases} \phi = 0 \\ \theta = 0 \\ \psi = \frac{0.00004amg}{I_{zz}} t^2 \end{cases} \quad (53)$$

در این صورت، نتایج شبیه‌سازی حاصل از اعمال فرضیات فوق و ورودی‌های حرکت یاو خالص در شکل ۹ نشان داده شده‌است.

اعتبارسنجی عملکرد سیستم تعیین وضعیت و

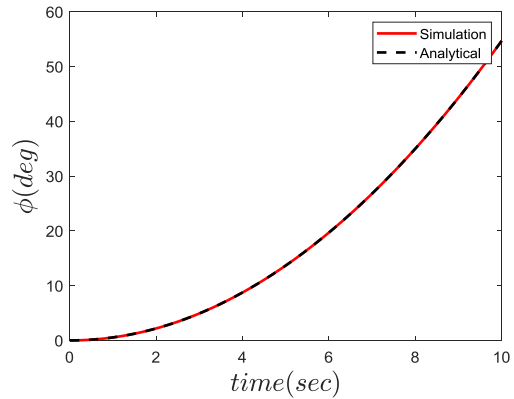
سمت: در این بخش سیستم تعیین وضعیت و سمت طراحی شده اعتبارسنجی می‌شود. به این منظور، ورودی‌های رابطه (۵۴) به مدل دینامیکی دوپره اعمال می‌شود:

$$\begin{cases} \Omega_1 = \sqrt{\frac{mg}{2b}} + 0.01, \Omega_2 = \sqrt{\frac{mg}{2b}} - 0.01 \\ \delta_1 = 0.05^\circ, \delta_2 = -0.1^\circ \end{cases} \quad (54)$$

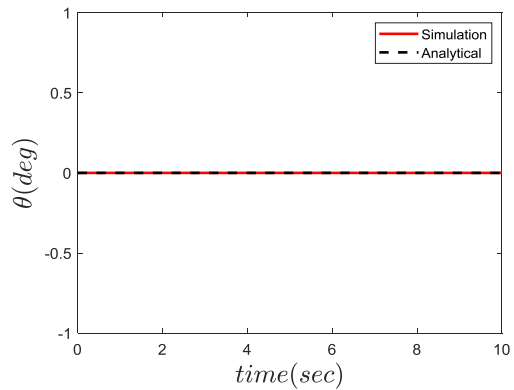
در این صورت، خروجی حسگرهای شتاب‌سنج وژیروسکوپ در شکل ۱۰ نشان داده شده‌است. در نتیجه، زوایای اوپلر حاصل از سیستم تعیین وضعیت و سمت طراحی شده با مقادیر واقعی در شکل ۱۱ مقایسه شده‌است. نتایج نشان می‌دهد، که سیستم تعیین وضعیت و سمت طراحی شده توانایی تخمین زوایای اوپلر از ناوبری کور معادلات اوپلر و نیز خروجی حسگرهای شتاب‌سنج و مگنتومتر را داراست.

اعتبارسنجی عملکرد کنترل کننده: در این بخش

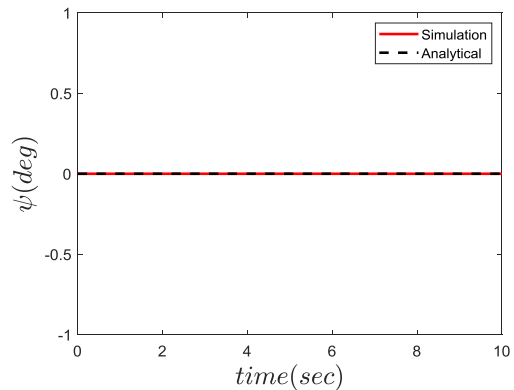
عملکرد کنترل کننده تنظیم کننده مربعی خطی و تناسبی-انتگرالی-مشتقی بررسی و با یکدیگر مقایسه می‌شوند.



(الف)



(ب)



(ج)

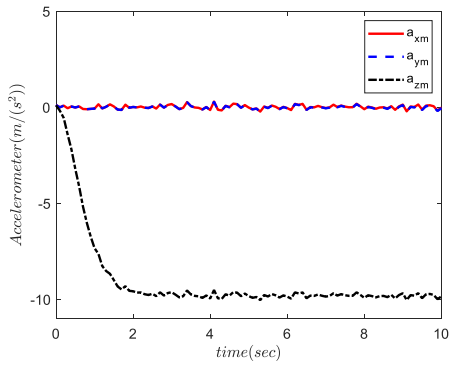
شکل ۸ - اعتبارسنجی شبیه‌سازی دینامیکی دوپره در حرکت رول خالص (الف) زاویه رول (ب) زاویه پیچ (ج) زاویه یاو

(ج) حرکت یاو خالص: به منظور انجام حرکت یاو خالص ورودی‌های مطلوب دوپره به صورت رابطه (۵۱) در نظر گرفته می‌شود:

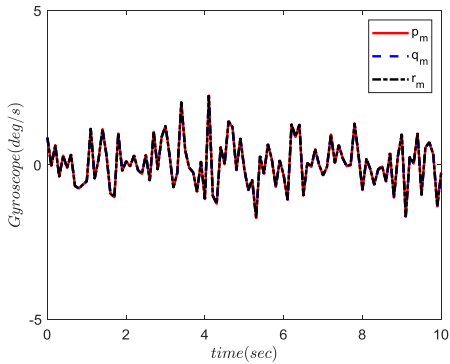
$$\begin{cases} \Omega_1 = \Omega_2 = \sqrt{\frac{mg}{2b}} \\ \delta_1 = 0.05^\circ, \delta_2 = -0.05^\circ \end{cases} \quad (51)$$

در نتیجه، معادلات (۳۹) - (۴۱) به صورت رابطه (۵۲)

ساده‌سازی می‌شوند:

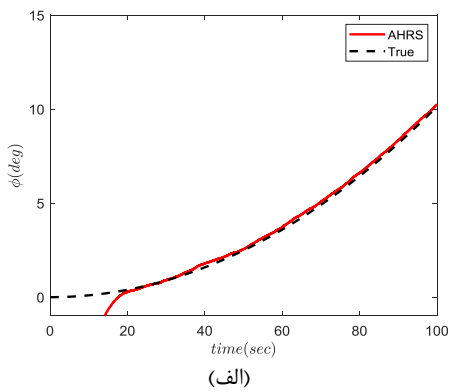


(الف)

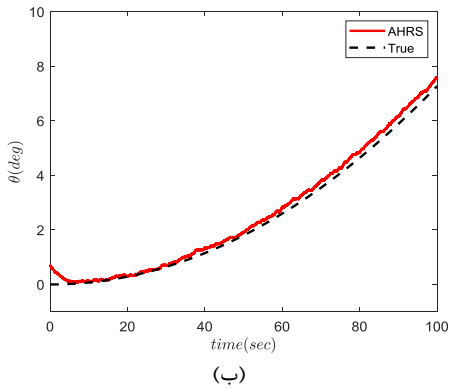


(ب)

شکل ۱۰ - خروجی حسگرها (الف) شتابسنج (ب) ژيروسکوپ

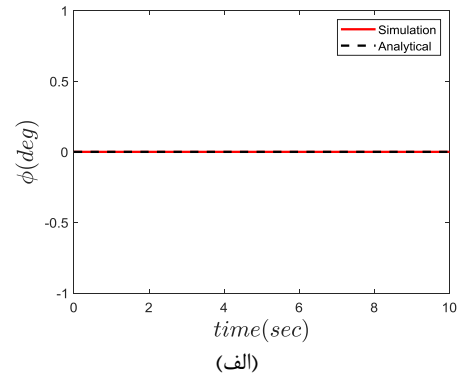


(الف)

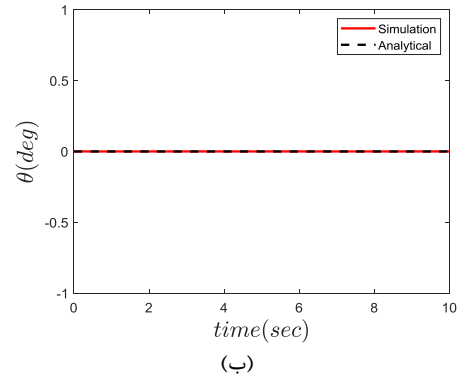


(ب)

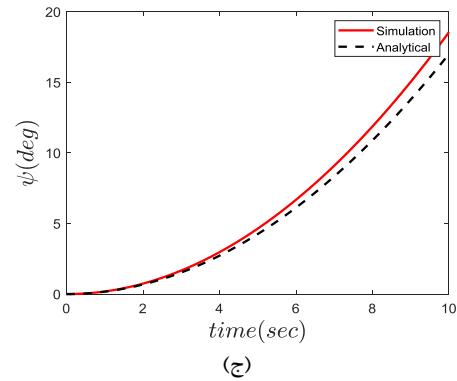
پارامترهای کنترل کننده تناسبی-انترگالی-مشتقی (PID) در جدول ۶ نشان داده شده است. نتایج تعقیب مسیر مربعی در ارتفاع ثابت توسط هر دو کنترل کننده در شکل ۱۲ نشان داده شده است. نتایج نشان می دهد، که دوپره در حضور کنترل کننده تنظیم کننده مربعی خطی بدون فراجش و در زمان کمتر به ارتفاع مطلوب تعیین شده می رسد.



(الف)



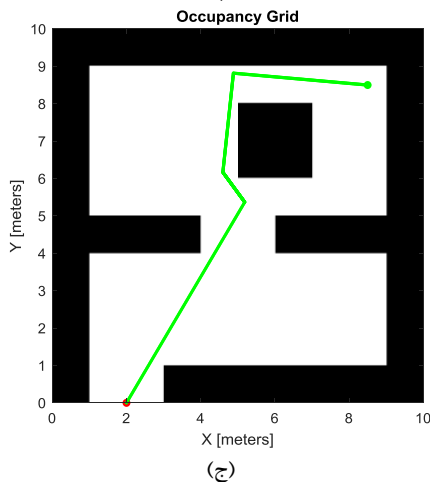
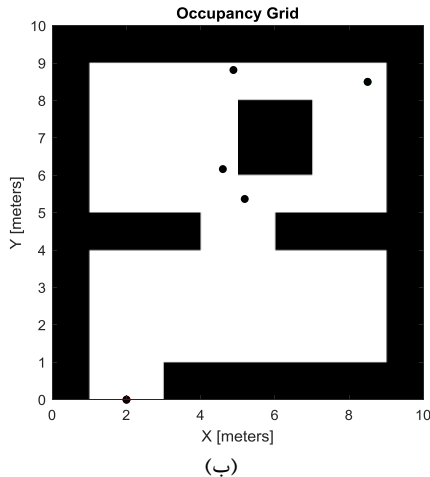
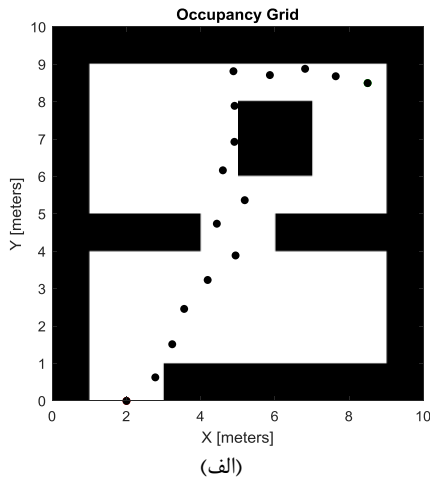
(ب)



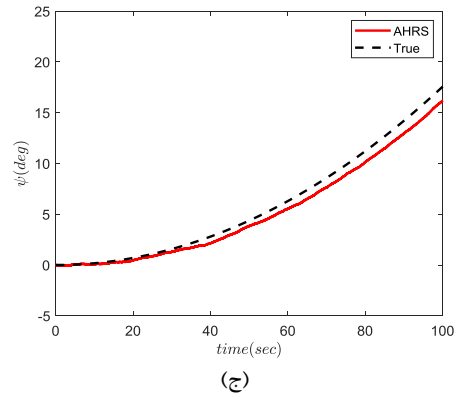
(ج)

شکل ۹ - اعتبارسنجی شبیه سازی دینامیکی دوپره در حرکت یاف
 خالص (الف) زاویه رول (ب) زاویه پیچ (ج) زاویه یاف

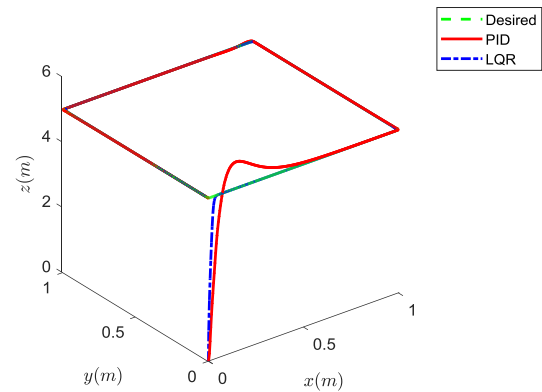
هموارسازی با کاهش تعداد نقاط به ۵ نقطه راه و نیز مدیریت مسیر در شکل ۱۳ نشان داده شده است.



شکل ۱۳ - نتایج طراحی مسیر درخت تصادفی اکتشافی سریع (الف) نقاط راه تولیدی از درخت تصادفی اکتشافی سریع (ب) نقاط راه پس از هموارسازی مسیر (ج) مدیریت مسیر



شکل ۱۱ - مقایسه زوایای اویلر طراحی شده در سیستم تعیین وضعیت سمت (AHRs) با مقادیر واقعی (الف) زاویه رول (ب) زاویه پیچ (ج) زاویه یاو



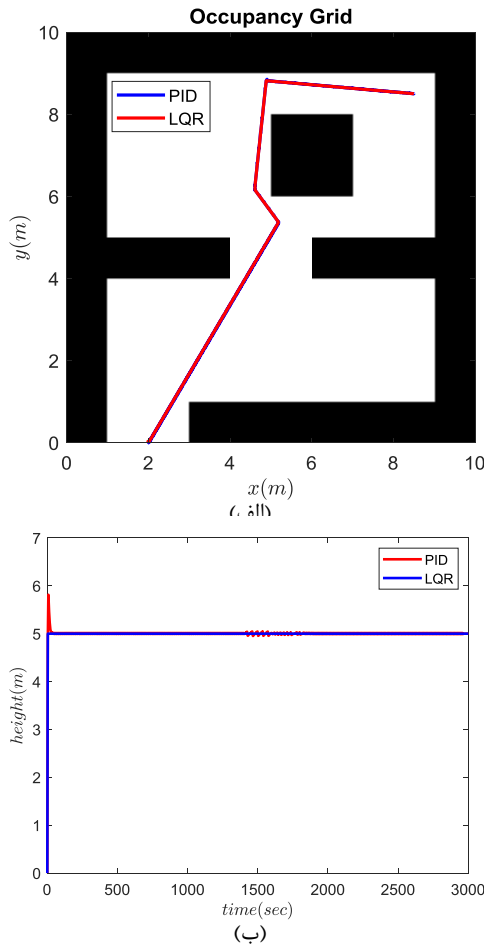
شکل ۱۲ - مقایسه عملکرد کنترل کننده های PID و LQR در تعقیب مسیر مربعی با ارتفاع ثابت

جدول ۶ - پارامترهای کنترل کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی

پارامترها	کانال	پارامترها	کانال
$\begin{cases} k_P = 0.02 \\ k_D = 0.05 \end{cases}$	موقعیت y	$\begin{cases} k_P = 0.01 \\ k_D = 0.04 \end{cases}$	موقعیت x
$\begin{cases} k_P = 0.01 \\ k_D = 0.01 \end{cases}$	زاویه رول ϕ	$\begin{cases} k_P = 0.8 \\ k_D = 1.8 \end{cases}$	ارتفاع z
$\begin{cases} k_P = 0.007 \\ k_D = 0.015 \end{cases}$	زاویه یاو ψ	$\begin{cases} k_P = 0.004 \\ k_D = 0.01 \end{cases}$	زاویه پیچ θ

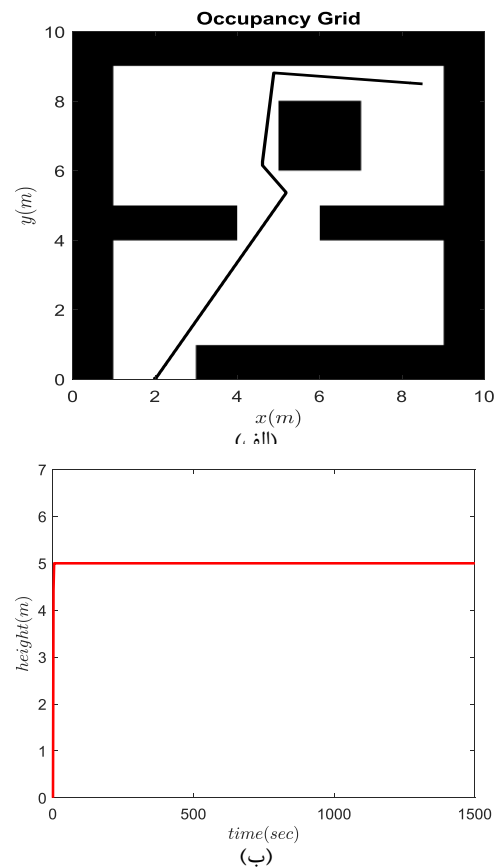
عملکرد حلقه کنترلی: در این بخش به بررسی عملکرد اتوپیلوت هوشمند دوپره حضور کنترل کننده تنظیم کننده خطی به منظور تعقیب مسیر طراحی شده توسط درخت تصادفی اکتشافی سریع پرداخته می شود. به این منظور، پارامتر بیشینه مسافت ارتباط (MCD) درخت تصادفی اکتشافی سریع برابر ۱ متر و فاصله بین هر نقطه راه ۲۰۰ نقطه در نظر گرفته شده است. نتایج طراحی مسیر درخت تصادفی اکتشافی سریع،

در نهایت، شبیه‌سازی مدل دینامیکی، عملکرد سیستم تعیین وضعیت و سمت و عملکرد کنترل‌کننده اعتبارسنجی شدند. نتایج کنترل‌کننده LQR با ساختار PID مقایسه و تابع هزینه مربع خطا ۶۶٪/۰.۳۴ بهبود یافت.



شکل ۱۵ - مقایسه نتایج عملکرد حلقه کنترلی PID و LQR (الف) مسیر طی شده توسط دوپره (ب) تاریخچه زمانی ارتفاع دوپره

همچنین، مسیر طی شده توسط دوپره در شکل ۱۴ (الف) نشان داده شده است. همچنین، پرنده مطابق شکل ۱۴ (ب) قادر به ردیابی ارتفاع ثابت در طی این مسیر است. همانطور که مشاهده می‌شود، پرنده قادر به حرکت در مسیر دو بعدی بدون برخورد با موانع است. همچنین، نتایج مقایسه دو کنترل‌کننده تنظیم‌کننده مربعی خطی با ساختار تناسبی-انتگرالی-مشتقی در طراحی مسیر پهپاد دوپره در شکل ۱۵ نشان داده شده است.



شکل ۱۴ - نتایج عملکرد حلقه کنترلی (الف) مسیر طی شده توسط دوپره (ب) تاریخچه زمانی ارتفاع دوپره

منابع و مراجع

- [1] Gonçalves, F. S., et al. "Small scale UAV with birotor configuration." *2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*. IEEE, 2013.
- [2] Papachristos, Christos, Kostas Alexis, and Anthony Tzes. "Design and experimental attitude control of an unmanned tilt-rotor aerial vehicle." *2011 15th International Conference on Advanced Robotics (ICAR)*. IEEE, 2011.
- [3] Taherinezhad, Maryam, Alejandro Ramirez-Serrano, and Arian Abedini. "Robust

نتیجه‌گیری

در این پژوهش، ابتدا سیستم‌های مختصات استفاده شده به منظور مدل‌سازی دینامیکی دوپره، بر مبنای معادلات نیوتن-اویلر، با بیان نیروها و گشتاورهای وارد بر آن معرفی شدند. سپس، هدایت مسیر دوپره بر مبنای الگوریتم درخت تصادفی اکتشافی سریع انجام شد. تعقیب مسیر دوپره توسط دو کنترل‌کننده PID و LQR، صورت گرفت. همچنین، سیستم تعیین وضعیت و سمت بر پایه فیلتر مکمل طراحی شد.

- [13] Zipfel PH. Modeling and simulation of aerospace vehicle dynamics. Aiaa; 2000.
- [14] Quan Q. Introduction to multicopter design and control. Singapore: Springer; 2017 Jun 23.
- [15] Beard, Randal W., and Timothy W. McLain. *Small unmanned aircraft: Theory and practice*. Princeton university press, 2012.
- [16] Anderson, Brian DO, and John B. Moore. *Optimal control: linear quadratic methods*. Courier Corporation, 2007.
- [17] Rzucidło, Paweł, et al. "Analysis of Stochastic Properties of MEMS Accelerometers and Gyroscopes Used in the Miniature Flight Data Recorder." *Applied Sciences* 14.3 (2024): 1121.
- [18] Wang, Yangzhu, et al. "Design and implementation of an AHRS based on MEMS sensors and complementary filtering." *Advances in Mechanical Engineering* 6 (2014): 214726.
- trajectory-tracking for a bi-copter drone using indi: A gain tuning multi-objective approach." *Robotics* 11.5 (2022): 86.
- [4] Hrečko, Lukáš, Juraj Slačka, and Miroslav Halás. "Bicopter stabilization based on IMU sensors." *2015 20th International Conference on Process Control (PC)*. IEEE, 2015.
- [5] Blouin, Charles, and Eric Lanteigne. "Pitch control of an oblique active tilting bi-rotor." *2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*. IEEE, 2014.
- [6] Zhang, Qimin, et al. "Modeling and attitude control of bi-copter." *2016 IEEE International Conference on Aircraft Utility Systems (AUS)*. IEEE, 2016.
- [7] Albayrak, Özge Beyza, et al. "Design of a robotic bicopter." *2019 7th International Conference on Control, Mechatronics and Automation (ICCMA)*. IEEE, 2019.
- [8] Li, Yihang, et al. "Modeling, identification, and control of non-minimum phase dynamics of bi-copter uavs." *2020 IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics (AIM)*. IEEE, 2020.
- [9] Papachristos, Christos, et al. "Model predictive attitude control of an unmanned tilt-rotor aircraft." *2011 IEEE International Symposium on Industrial Electronics*. IEEE, 2011.
- [10] Abedini, Arian, Ali Asghar Bataleblu, and Jafar Roshanian. "Robust backstepping control of position and attitude for a Bi-copter drone." *2021 9th RSI International Conference on Robotics and Mechatronics (ICRoM)*. IEEE, 2021.
- [11] Nugroho, Hanung Adi, Adha Imam Cahyadi, and Igi Ardiyanto. "Trajectory tracking control of uav bicopter using linear quadratic gaussian." *arXiv preprint arXiv:2309.08226* (2023).
- [12] Ehsan Taheri , Designing the rapidly exploring random tree path planning algorithm for the vertical take-off and landing vehicle on the processor-in-the-loop test platform, *Journal of Aeronautical Engineering*, 2021; 23(1): 86-96. magiran.com/p2345516 (InPersian)