



طراحی کنترل تطبیقی و پیش‌بین برای پهپاد عمودپرواز با سه موتور چرخان با به کارگیری مدل‌سازی چندجسمی

مسعود علیزاده^۱، مهرداد ابراهیمی درمیانی^۲، مهدی نوری دبیر^{۳*}

۱- دانشجوی دکتری، مهندسی هواپیما، دانشگاه صنعتی خواجه نصیر طوسی، تهران

۲- کارشناسی ارشد، مهندسی هواپیما، دانشگاه صنعتی شریف، تهران

۳- مریم، مهندسی هواپیما، دانشگاه مالک اشتر، اصفهان

* اصفهان، صندوق پستی ۸۳۱۵۷۳۵۱۳۹

چکیده

در این پژوهش پهپاد با سه موتور الکترونیکی چرخان مورد بررسی قرار گرفته است. هدف این پژوهش ارائه مدل جامع از دینامیک حرکت این پهپاد، شبیه‌سازی یازده درجه آزادی در شش فاز پروازی (فازهای پرواز ایستا، نشست، برخاست، رویه‌جلو، گذار و کروز) و دستیابی به کنترل پرنده برای رسیدن به بهمنه ترین شرایط پروازی است. در این راستا ابتدا معادلات حرکت پرنده بر مبنای مدل‌سازی چندجسمی (پرنده، سه موtor گلکتریکی) چهت در نظر گرفتن اثرات ژیروسکوپی موتورهای بر دینامیک پهپاد، در فرم تنسوری استخراج و برای شبیه‌سازی در دستگاه‌های مختصات موجود بسط داده شدند. نیروها و گشتاورهای آوردینامیکی و رانشی پرنده، بسته به این که پهپاد در کدام فاز حرکتی قرار دارد به صورت جداگانه تعیین شد. برای تعیین نیروها و گشتاورهای رانشی موتورهای در فازهای ایستا، نشست، برخاست و رویه جلو از تئوری‌های موتمتم المائی پره بالگرد استفاده شده است. به دنبال آن ابتدا شرایط تریم پرنده به مکم کنترل برای هر کانال استخراج و سپس ماتریس دینامیک و کنترل پرنده در راستای خطی سازی به روش تحلیلی استخراج شد. این مدل استخراج شده دقت کافی برای استفاده به عنوان مدل خطی در طراحی کنترل‌های پیش‌بین خطی و تطبیقی مدل مرجع را داشت. عملکرد کنترل پیش‌بین خطی برای فاز برخاست با دور شدن از مدل خطی افت می‌کند، اما کنترل تطبیقی مدل مرجع با وجود نامعینی عملکرد بهتری را از خود نشان داد.

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: ۲۸ بهمن ۱۳۹۵

پذیرش: ۱۰ اردیبهشت ۱۳۹۶

ارائه در سایت: ۲۴ خرداد ۱۳۹۶

کلید واژگان:

سه موتور چرخان

مدل‌سازی چند جسمی

تئوری موتمتم المائی پره (BEMT)

کنترل تطبیقی

کنترل پیش‌بین

Model Predictive and Adaptive Controller Design of Tri-Tilt Rotor VTOL UAV by Using Multi-Body Modeling

Masoud Alizadeh¹, Mehrdad Ebrahimi Dormiyani², Mahdi Noori Dabir^{3*}

1- Department of Aerospace Engineering, K.N.Toosi University of Technology, Tehran, Iran

2- Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran.

3- Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran

* P.O.B. 8315735139 Isfahan, Iran, nooridabir@mut-es.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 16 February 2017

Accepted 30 April 2017

Available Online 14 June 2017

Keywords:

Tri-Tilt Rotor

Multi-Body Modeling

Blade Element Momentum Theory

Adaptive Control

Model Predictive Control

ABSTRACT

This paper investigates the Tri-Tilt Rotor VTOL UAV. The aim of this study is to represent a comprehensive dynamic model, eleven degree of freedom at six flight phases (hover, descend, climb, forward, transient and cruise) and control the vehicle to reach best flight condition. For this purpose, the vehicle equations of motion are derived in tensor form and have been expanded in the coordinate systems, based on multi-body (vehicle and three electric motors) modeling approach in order to consider motors gyroscope effects on flight dynamic. Depending on vehicle flight phase, propulsion and aerodynamic forces and moments are determined separately. Blade Element Momentum Theory (BEMT) is used to obtain motors propulsion forces and moments at hover, descend, climb and forward phases. After that, by utilizing controller for each channel flight, the trim condition is calculated and then for the sake of linearization using analytical method, dynamic and control matrixes are derived. This calculated model is qualified as linear model in order to design the model predictive and adaptive controller. For climb phase, as the nonlinear model exceeded from the linear model, the linear model predictive controller performance was diminished whereas the function of model reference adaptive control in spite of the uncertainties was better.

کاربردهای نظامی و غیرنظامی دارد. وسیله پرنده بدون سرنشین با قابلیت

پرواز عمودی^۲ مجهز به سه روتور چرخان^۳، دسته جدیدی از پرنده‌های هوایی

۱- مقدمه

برنده‌های بدون سرنشین^۱ نسل جدید از وسایل پرنده هوایی است که

² Vertical Take-off Landing (VTOL)

³ Tri-Tilt Rotor (TTR)

¹ Unmanned Aerial Vehicles (UAVs)

Please cite this article using:

M. Alizadeh, M. Ebrahimi Dormiyani, M. Noori Dabir, Model Predictive and Adaptive Controller Design of Tri-Tilt Rotor VTOL UAV by Using Multi-Body Modeling, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 6, pp. 179-189, 2017 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

لحاظ نشده است. در مراجع [8-6] مدل‌سازی و شبیه‌سازی پرنده با سه موتور چرخان بر مبنای تک جسمی بودن انجام شده است. در این مرجع نیز اثرات ژیروسکوپی و مدل‌سازی نیروها و گشتاورها انجام نشده است. مرجع [9] به طراحی کنترل مقاوم با به‌کارگیری روش غیرخطی برای پرنده تیلت روتور در فاز ایستا پرداخته است. مرجع [10] به طراحی کنترل مقاوم-تطبیقی برای بهبود عملکرد پهپاد تیلت روتور در فاز رو به جلو پرداخته است. مرجع [11] به طراحی کنترل و انجام تست پرواز برای یک پهپاد تیلت روتور با سه موتور پرداخته است و در آن سعی شده هدایت و کنترل جهت انجام ماموریت مشخص بهینه شود.

مطالعات انجام شده بالا تلاشی در جهت مدل‌سازی نیروها و گشتاورهای ناشی از نیروی آثرودینامیک و تراست انجام نداده و بهتر است دینامیک حرکت تیلت موتورها و همچنین اثر سرعت زاویه‌ای آن‌ها که معمولاً با اثر ژیروسکوپی بیان می‌شود برای بهبود بازدهی کنترلی این پرنده ابتدا بر مبنای چندجسمی در نظر گرفته شود. از آن‌جا که این پرنده فارهای مختلف حرکتی (برخاست، نشست، شناوری و روبه جلو) را تجربه می‌کند برای تعیین نیروها و گشتاورهای آثرودینامیکی از تئوری مومنتم المانی پره^۰ استفاده شده است. در این مقاله فاز برخاست به دنبال بررسی روش‌های کنترلی مناسب دیگر مورد بررسی قرار گرفته است. برای این فاز دو کنترل تطبیقی و کنترل پیش‌بین پیاده‌سازی و نتایج آن ارائه شده است.

2- مدل‌سازی چندجسمی

مدل‌سازی شامل سه معادله دینامیک انتقالی، سه معادله دینامیک وضعی، سه معادله سینماتیک انتقالی و سه معادله سینماتیک وضعی است [12]. شکل 1 مدل پرنده در فضا و پارامترهای مدل‌سازی در آن را نشان می‌دهد.

2-1- سینماتیک انتقالی

در رابطه (1) سرعت از دستگاه مختصات بدنه به دستگاه مختصات محلی با

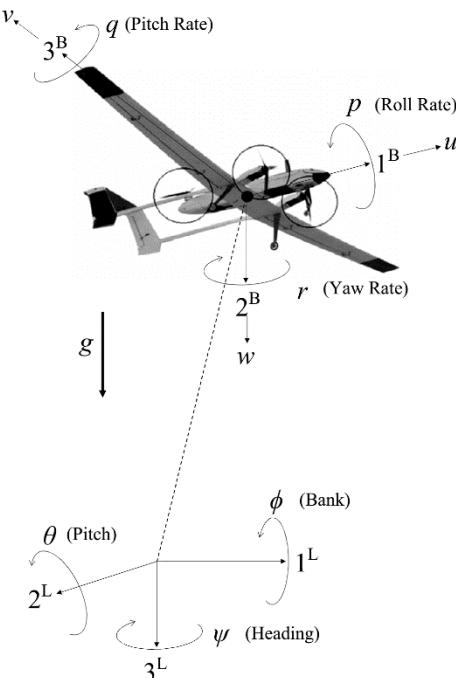


Fig. 1 TTR VTOL UAV modeling parameters

شکل 1 پارامترهای مدل‌سازی پهپاد TTR VTOL

^aBEMT

که به تازگی مورد توجه محققان قرار گرفته است. این وسیله پرنده به سه موتور ملخی که قابلیت چرخش نیز دارند مجهر است. دو موتور روی بال و یک موتور در انتهای بدنه قرار دارد.

پرنده TTR VTOL UAV به دلیل قابلیت پرواز در چهار فاز حرکتی شامل برخاست، ایستا، نشست و روبه‌جلو بدون نیاز به باند فرود آن را برای مأموریت روی ناوهای دریایی بسیار کاربردی کرده است. این پرنده هنگام برخاست سه موتورش، مانند روتور بالگرد تراست تولید می‌کند و پرنده فاز برخاست را انجام می‌دهد. پس از آن با کم کردن دور موتور وارد فاز ایستا می‌شود. با چرخش دو موتور نصب شده روی لبه حمله بال، نیروی روبه جلو به پرنده وارد می‌شود و کمک وارد فاز روبه جلو می‌شود. در آخر موتورها برای انجام فاز نشست این بار چرخش معکوسی انجام می‌دهند تا دوباره بتوانند نیروی عمودی تولید کنند و فاز نشست انجام شود. چالش‌های پیش‌رو این پرنده شامل مدل‌سازی و شبیه‌سازی حرکت تیلت موتورها، تعیین نیروها و گشتاورهای آثرودینامیکی و رانشی وارد بر پرنده در فارهای مختلف پروازی و کنترل پرنده، محققان را بر آن داشت تا بیژوهش‌های بسیاری در این راستا انجام شود.

در مرجع [1] برای مدل‌سازی از فرمول‌بندی اوبلر- لاغرانژ استفاده شده است. پرنده مورد بررسی در این مقاله دارای دو موتور چرخان است، همچنین از روش کنترل پس‌گام^۱ برای کنترل تنسابی- مشتق‌گیر برای پایدارسازی فاز شناوری این پرنده استفاده شده است. در این مقاله اثر ژیروسکوپی موتورها در نظر گرفته نشده و نیروها و گشتاورهای وارد بر پرنده مدل‌سازی نشده است. در مرجع [2] برای مدل‌سازی پرنده با دو موتور چرخان از مدل‌سازی کواترینی استفاده کرده است. نیروی موتورها به صورت استاتیکی مدل و معادلات در نرم‌افزار متلب شبیه‌سازی شده است. برای ساختار کنترل پرنده از ترکیب تولیدکننده مسیر^۲، تخصیص کنترل^۳ و دینامیک معکوس^۴ استفاده کرده است. در نظر نگرفتن اثر ژیروسکوپی موتورها در معادلات دینامیکی و عدم مدل‌سازی نیروی موتورها به صورت دینامیکی از جمله مواردی که در آن اشاره‌ای نشده است.

در مرجع [3] معادلات در نظر گرفته شده برای مدل‌سازی این پرنده با دو موتور چرخان تک جسمی بوده و از معادلات هوایپیمای متداول استفاده شده است. برای این پرنده کنترل وضعیت طراحی شده است. تست‌های عملی نشان داد که اگرچه دینامیک غیرخطی زیادی دارد، ولی این کنترل توانست بازدهی خوبی از خود نشان دهد. در مرجع [4] برای مدل‌سازی پرنده با دو موتور چرخان از فرمول اوبلر- لاغرانژ استفاده کرده است. نقطه تریم پرنده پس از رسیدن به معادلات غیرخطی پرنده با الگوریتمی تعیین شده و معادلات حول آن نقطه خطی‌سازی شده‌اند. کنترل بهینه خطی برای کنترل موقعیت و وضعیت پرنده ارائه شده است. برای این منظور در این مرجع ابتدا معادلات دینامیکی جسم صلب حرکت پرنده با در نظر گرفتن دینامیک عملگرها ارائه شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان داد که این کنترل بازدهی مناسبی در کنترل موقعیت و وضعیت پرنده دارد. در این مرجع برای مدل کردن نیروها و گشتاورهای تولیدی توسط موتورها راه‌کاری ارائه نشده است.

در مرجع [5] پرنده با دو موتور چرخان^۵ بررسی شده است. در این مرجع ابتدا دینامیک پرنده استخراج شده و برای پایدارسازی و کنترل مسیر از روش ترکیبی پس‌گام استفاده شده است. در این معادلات اثرات ژیروسکوپ موتورها

¹ Back stepping

² global trajectory generator

³ control allocation

⁴ dynamic inversion

⁵ Bi-tilt Rotor

$$\begin{aligned} \text{زاویه‌ای پرنده } &= \sum_C^{B_k E} \text{ به صورت رابطه (9) بیان می‌شود.} \\ I_C^{B_k E} &= (I_{P_1}^{P_1} \omega^{P_1 E} + I_{P_2}^{P_2} \omega^{P_2 E} + I_{P_3}^{P_3} \omega^{P_3 E} + I_B^B \omega^{BE} \\ &\quad + (m^{P_1} \bar{S}_{P_1 C} S_{P_1 C} + m^{P_2} \bar{S}_{P_2 C} S_{P_2 C} \\ &\quad + m^{P_3} \bar{S}_{P_3 C} S_{P_3 C} \\ &\quad + m^B \bar{S}_{BC} S_{BC}) \omega^{BE}) \end{aligned} \quad (9)$$

با مدل‌سازی چندجسمی همان‌طور که در رابطه (9) مشاهده می‌شود اثرات سرعت زاویه موتورها و نیز تعییرات آن در دینامیک پهپاد در نظر گرفته می‌شود. در این رابطه I_i^j ممان اینرسی جسم j -ام حول i و ω^{ij} سرعت زاویه قاب i نسبت به قاب j است. $S_{P_i C}$ بردار موقعیت هر موتور نسبت به مرکز جرم C است. از قانون اویلر مشتق زمانی دورانی اندازه حرکت زاویه‌ای نسبت به قاب اینرسی طبق رابطه (10) برابر با گشتاور خارجی وارد بر پرنده است.

$$\begin{aligned} D^E(I_{P_1}^{P_1} \omega^{P_1 E} + I_{P_2}^{P_2} \omega^{P_2 E} + I_{P_3}^{P_3} \omega^{P_3 E} + I_B^B \omega^{BE} \\ &\quad + (m^{P_1} \bar{S}_{P_1 C} S_{P_1 C} + m^{P_2} \bar{S}_{P_2 C} S_{P_2 C} \\ &\quad + m^{P_3} \bar{S}_{P_3 C} S_{P_3 C} \\ &\quad + m^B \bar{S}_{BC} S_{BC}) \omega^{BE}) = m_C \end{aligned} \quad (10)$$

تنسور گشتاورهای خارجی وارد بر پرنده است. با انتقال اویلر مشتق زمانی دورانی از قاب اینرسی به قاب بدنه برده می‌شود. رابطه (11) قانون اویلر را در قاب بدنه بیان می‌کند.

$$\begin{aligned} D^B(I_{P_1}^{P_1} \omega^{P_1 E} + I_{P_2}^{P_2} \omega^{P_2 E} + I_{P_3}^{P_3} \omega^{P_3 E} + I_B^B \omega^{BE}) \\ + D^B((m^{P_1} \bar{S}_{P_1 C} S_{P_1 C} + m^{P_2} \bar{S}_{P_2 C} S_{P_2 C}) \omega^{BE}) \\ + D^B((m^{P_3} \bar{S}_{P_3 C} S_{P_3 C} + m^B \bar{S}_{BC} S_{BC}) \omega^{BE}) \\ + \Omega^{BE}(I_{P_1}^{P_1} \omega^{P_1 E} + I_{P_2}^{P_2} \omega^{P_2 E} + I_{P_3}^{P_3} \omega^{P_3 E} + I_B^B \omega^{BE}) \\ + \Omega^{BE}(m^{P_1} \bar{S}_{P_1 C} S_{P_1 C} + m^{P_2} \bar{S}_{P_2 C} S_{P_2 C}) \omega^{BE} \\ + \Omega^{BE}(m^{P_3} \bar{S}_{P_3 C} S_{P_3 C} + m^B \bar{S}_{BC} S_{BC}) \omega^{BE} = m_C \end{aligned} \quad (11)$$

رابطه (11) فرم تنسوری است و برای رسیدن به متغیرهای حرکت باید در دستگاه بدنه بیان شود. این معادله با رابطه (12) مختصات‌گذاری می‌شود تا تمام متغیرهای حرکت در دستگاه بدنه پرنده توصیف شوند.

$$\begin{aligned} [I_{P_1}^{P_1}]^B [D^B \omega^{P_1 E}]^B + [I_{P_2}^{P_2}]^B [D^B \omega^{P_2 E}]^B \\ + [I_{P_3}^{P_3}]^B [D^B \omega^{P_3 E}]^B + [I_B^B]^B [D^B \omega^{BE}]^B \\ + (m^{P_1} [\bar{S}_{P_1 C}]^B [S_{P_1 C}]^B + m^{P_2} [\bar{S}_{P_2 C}]^B [S_{P_2 C}]^B) [D^B \omega^{BE}]^B \\ + (m^{P_3} [\bar{S}_{P_3 C}]^B [S_{P_3 C}]^B + m^B [\bar{S}_{BC}]^B [S_{BC}]^B) [D^B \omega^{BE}]^B \\ [\Omega^{BE}]^B [I_{P_1}^{P_1}]^B [\omega^{P_1 E}]^B + [\Omega^{BE}]^B [I_{P_2}^{P_2}]^B [\omega^{P_2 E}]^B \\ + [\Omega^{BE}]^B [I_{P_3}^{P_3}]^B [\omega^{P_3 E}]^B + [\Omega^{BE}]^B [I_B^B]^B [\omega^{BE}]^B \\ + m^{P_1} [\Omega^{BE}]^B [\bar{S}_{P_1 C}]^B [S_{P_1 C}]^B [\omega^{BE}]^B \\ + m^{P_2} [\Omega^{BE}]^B [\bar{S}_{P_2 C}]^B [S_{P_2 C}]^B [\omega^{BE}]^B \\ + m^{P_3} [\Omega^{BE}]^B [\bar{S}_{P_3 C}]^B [S_{P_3 C}]^B [\omega^{BE}]^B \\ + m^B [\Omega^{BE}]^B [\bar{S}_{BC}]^B [S_{BC}]^B [\omega^{BE}]^B = [m_C] \end{aligned} \quad (12)$$

3- مدل‌سازی نیروها و گشتاورهای آئرودینامیکی و رانشی

برای حل معادلات دینامیک انتقالی و وضعی (روابط 12,8) نیاز است نیروها و گشتاورهای آئرودینامیکی و رانشی به دست آید. رابطه (13) ماتریس نیروها را در دستگاه موتور به دست می‌دهد.

$$\begin{bmatrix} X_p \\ Y_p \\ Z_p \end{bmatrix}^P = \left[-\int_0^1 dF_x \quad -\int_0^1 dF_y \quad -\int_0^1 dF_z \right]^T \quad (13)$$

dF_x و dF_y مؤلفه‌های نیروهای وارد بر هر المان از پره هر موتور و Z_p و Y_p و X_p مؤلفه‌های نیروی هر موتور است که این نیروها با استفاده از

استفاده از ماتریس انتقال دستگاه مختصات بدنه نسبت به دستگاه مختصات محلی انتقال داده می‌شود.

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_e \\ \dot{y}_e \\ \dot{z}_e \end{bmatrix} = [T]^{LB} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (1)$$

w و v و u مؤلفه‌های سرعت در دستگاه بدنه، x_e و y_e و z_e مؤلفه‌های سرعت در دستگاه اینرسی در رابطه (2) است که $[T]^{LB}$ برابر است با $(s = \sin, c = \cos)$.

$$[T]^{LB} = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi & c\psi s\theta c\phi - s\psi c\phi \\ s\psi c\theta & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \quad (2)$$

2-2- سینماتیک وضعی

منظور از سینماتیک وضعی تعیین زوایای اویلر است که به آن سمت‌گیری نیز می‌گویند. در صورت مشخص بودن نزخ‌های بدنه سمت‌گیری وسیله نسبت به قاب اینرسی توسط رابطه (3) به دست می‌آید.

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3)$$

در روابط (3,2)، ϕ و θ و ψ زوایای اویلر و p ، q و r مؤلفه‌های سرعت زاویه‌ای پرنده در دستگاه بدنه است.

2-3- دینامیک انتقالی

قانون دوم نیوتن مهم‌ترین ابزاری است که در مدل‌سازی دینامیک وسایل هوافضایی کاربرد دارد. این قانون تعیین کننده حرکات مرکز جرم وسیله تحت تأثیر نیروهای خارجی اعمال شده است. اندازه حرکت خطی پرنده $P_{\sum B_k}^E$ برابر رابطه (4) است.

$$P_{\sum B_k}^E = (m^{P_1} + m^{P_2} + m^{P_3} + m^B) v_C^E = m^{\text{tot}} v_C^E \quad (4)$$

شمارنده t در P_t نشان‌دهنده شماره موتور و m^B جرم سایر اجزا پرنده به جز موتورهای است. m^{tot} جرم کل پرنده و v_C^E سرعت مرکز جرم پرنده (C) نسبت به قاب اینرسی است. مشتق زمانی دورانی اندازه حرکت نسبت به قاب اینرسی (D^E) از قانون نیوتن برابر است با نیروهای خارجی f وارد بر پرنده (4):

$$D^E(m^{\text{tot}} v_C^E) = m^{\text{tot}} D^E(v_C^E) \quad (5)$$

با رابطه (6)، با انتقال اویلر مشتق زمانی دورانی، به قاب بدنه برده می‌شود:

$$m^{\text{tot}}(D^B v_C^E + \Omega^{BE} v_C^E) = f_{a,p} + m^{\text{tot}} g \quad (6)$$

Ω^{BE} نیروهای آئرودینامیک و رانشی و g شتاب گرانش است. پادمتران بردار سرعت زاویه‌ای پرنده (ω^{BE}) است. رابطه (6) فرم تنسوری است و از آنجا که هدف از مدل‌سازی رسیدن به متغیرهای حرکت در دستگاه بدنه است، این رابطه به صورت رابطه (7) مختصات گذاری می‌شود:

$$[D^B v_C^E]^B + [\Omega^{BE}]^B [v_C^E]^B = \frac{f_{a,p}}{m^{\text{tot}}} + [T]^{BL} [g]^L \quad (7)$$

با بسط رابطه (7) شکل خلاصه شده معادله با رابطه (8) بیان می‌شود.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} rv - qw - g \sin \theta + (X/m^{\text{tot}}) \\ pw - ru + g \cos \theta \sin \phi + (Y/m^{\text{tot}}) \\ qu - pv + g \cos \theta \cos \phi + (Z/m^{\text{tot}}) \end{bmatrix} \quad (8)$$

2-4- دینامیک وضعی

قانون حاکم بر دینامیک وضعی قانون اویلر نامیده می‌شود. اندازه حرکت

$$\begin{cases} (1) & v_h \left(\frac{-8k}{4k+1} \right) \leq w \leq 0 \\ (2) & -2v_h \leq w < v_h \left(\frac{-8k}{4k+1} \right) \\ (3) & w \leq -2v_h \end{cases} \quad (27)$$

شعاع پره و k فاکتور جریان القایی است. رابطه (28) ماتریس گشتاورهای هر موتور را دستگاه مختصات موتور بیان می‌کند.

$$\begin{bmatrix} L_{p_i c} \\ M_{p_i c} \\ N_{p_i c} \end{bmatrix}^B = [S_{p_i c}]^B \times [F_{p_i}]^B + [Q_{p_i}]^B \quad (28)$$

بدنی، $S_{p_i c}$ موقعیت هر موتور نسبت به مرکز جرم و بردار گشتاور ناشی از درگ هر موتور است که در دستگاه موتور با رابطه (29) بیان می‌شود.

$$[Q_{p_i}]^P = \int_0^1 \text{sign}(\omega_p) dF_x R \xi \quad (29)$$

شبیه‌سازی پرواز آزاد پرنده برای اعتباربخشی به معادلات با استخراج معادلات حرکت و تعیین نیروها و گشتاورهای وارد بر پرنده انجام می‌شود.

4- شبیه‌سازی پرواز آزاد

برای شبیه‌سازی از محیط سیمولینک نرم‌افزار متلب استفاده شده است. جهت شبیه‌سازی از مشخصات ارائه شده در جدول 1 برای پهپاد استفاده می‌شود. موتور اول در انتهای بدنه و نزدیک دم، موتور دوم و سوم نیز به ترتیب در بال راست و چپ پرنده نصب شده و جرم همه موتورها یکسان است. شبیه‌سازی پرواز آزاد (بدون کنترل) پهپاد برای برخاست در نرم‌افزار شبیه‌ساز پیاده‌سازی شد. هدف از ارائه این شبیه‌سازی نشان دادن رفتارهای طبیعی و ذاتی پرنده است. شکل 2 مسیر حرکت پهپاد را نشان می‌دهد. سرعت خطی پهپاد در فاز برخاست در شکل 3 نشان داده شده است. در این فاز پرنده بازی دور موتور اول و دوم به ترتیب برابر با 5050 و دور موتور سوم برابر با 1565 (دور بر دقیقه) توانست نرخ صعود حدود یک متر بر ثانیه را به دست آورد. برای خنثی‌شدن گشتاور گردشی موتور سوم باید این موتور را با زاویه‌ای نسبت به راستای عمودی نصب کرد. مقدار این زاویه برای تریم پرنده 4 درجه به دست آمد. در تمامی شبیه‌سازی‌های انجام شده در این مقاله اشباع عملگرها به صورت رابطه (30) در نظر گرفته شده است.

$$\begin{aligned} \omega_{1\max} &= \omega_{2\max} = \omega_{3\max} = 5666 \text{ Rev/min} \\ \gamma_{1\max} &= \gamma_{2\max} = 4 \text{ deg} \\ \omega_{1\min} &= \omega_{2\min} = \omega_{3\min} = 0 \text{ Rev/min} \\ \gamma_{1\min} &= \gamma_{2\min} = -4 \text{ deg} \end{aligned} \quad (30)$$

با توجه به این که نیروی موتورها در فاز برخاست به صورت نوسانی است، پرنده بهارا این سه دور موتور ثابت، دچار نرخ در زاویه پیچ به صورت نوسانی می‌شود (شکل 4). این نوسانات زاویه پیچ در تست‌های تصویری

جدول 1 مشخصات پهپاد

Table 1 TTR VTOL UAS specifications

مقادیر	مشخصه
65 kg	جرم کل پرنده
7 m	دهانه بال
4 m	طول پرنده
2 kg	جرم هر یک از موتورها
[1 0 0] m	بردار موقعیت موتور اول از دماغه
[0.97 -0.68 0] m	بردار موقعیت موتور دوم از دماغه
[0.97 +0.68 0] m	بردار موقعیت موتور سوم از دماغه

ماتریس تبدیل بین دستگاه موتور و بدنه پرنده در دستگاه بدنه به صورت رابطه (14) تعیین می‌شود.

$$[F_{p_i}]^B = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_p \\ Y_p \\ Z_p \end{bmatrix}^P \quad (14)$$

در رابطه (13) نیروهای وارد بر هر المان از پره با روابط (17-15) تعیین می‌شود [13].

$$dF_x = dL \sin \phi_i + dD \cos \phi_i \quad (15)$$

$$dF_y = 0 \quad (16)$$

$$dF_y = dL \cos \phi_i - dD \sin \phi_i \quad (17)$$

القایی عبوری از پره است که مقدار آن‌ها با روابط (20-18) بیان می‌شود.

$$dL = 0.5\rho U_T^2 c C_l dy \quad (18)$$

$$dD = 0.5\rho U_T^2 c C_d dy \quad (19)$$

$$\phi_i = \tan^{-1}(U_p/U_T) \quad (20)$$

در این روابط C_l و C_d به ترتیب ضریب برآ و پساست. c طول وتر موضعی، ρ چگالی هوا و dy طول هر المان از پره است. U_p و U_T به ترتیب سرعت مماسی و عمودی عبوری از پره موتور و به صورت روابط (23-21) است.

$$C_l = C_{l\alpha}(\theta - \phi_i - \alpha_0) \quad (21)$$

$$U_T = \omega_{p_i} dy \quad (22)$$

$$U_p = w + v_i \quad (23)$$

θ زاویه پیچش هر المان از پره، α_0 زاویه حمله در برآ صفر ایرفویل المان،

v_i سرعت زاویه‌ای هر موتور، w سرعت القایی عبوری از پره و d برخاست پرنده است. با داشتن مقدار λ_i (نسبت جریان ورودی به پره) برای هر فاز، با رابطه (24) می‌توان به مقدار v_i برخاسته دست یافت.

$$v_{ic} = \lambda_{ic}(\omega_p R), v_{ih} = \lambda_{ih}(\omega_p R), v_{id} = \lambda_{id}(\omega_p R) \quad (24)$$

مقدار λ_{ic} برای فاز برخاست با رابطه (25) بیان می‌شود.

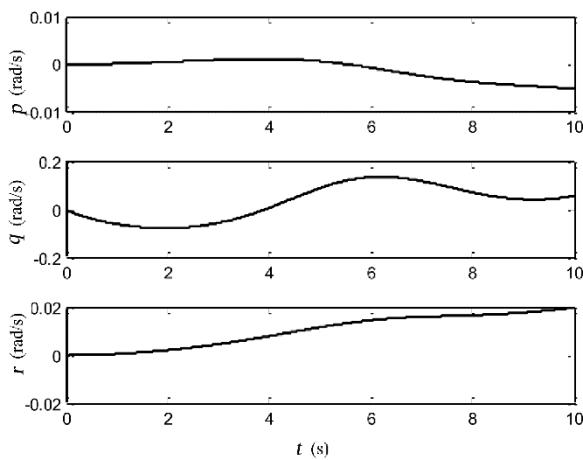
$$\begin{aligned} \lambda_{ic}(\xi, \lambda_c) &= -\left(\frac{\sigma C_{L\alpha}}{16} - \frac{\lambda_c}{2}\right) \\ &\pm \sqrt{\left(\frac{\sigma C_{L\alpha}}{16} - \frac{\lambda_c}{2}\right)^2 + \frac{\sigma C_{L\alpha}}{8}(\theta\xi - \alpha_0\xi - \lambda_c)} \end{aligned} \quad (25)$$

ξ برابر طول بی بعد شده پره $= y/R$ است. برای فاز ایستا مقدار λ_{ih} با رابطه (26) بیان می‌شود.

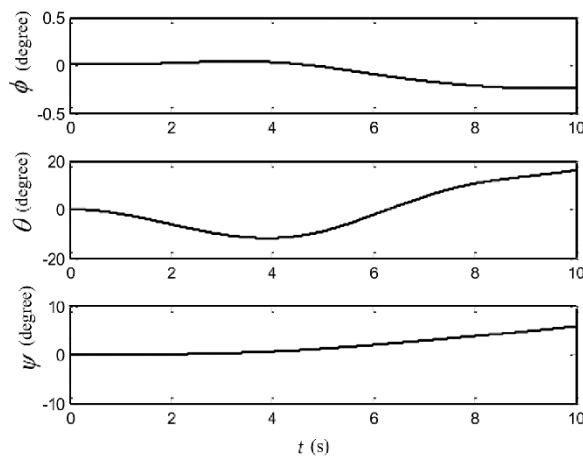
$$\lambda_{ih}(\xi) = -\frac{\sigma C_{L\alpha}}{16} \pm \sqrt{\left(\frac{\sigma C_{L\alpha}}{16}\right)^2 + \frac{\sigma C_{L\alpha}}{8}(\theta\xi - \alpha_0\xi)} \quad (26)$$

برای فاز نشست مقدار λ_{id} (با توجه به محدودیت‌ها، دارای مقادیر متفاوتی است) با رابطه (27) بیان می‌شود:

$$\begin{aligned} \lambda_{id}(1) &= \left(k - \left(\frac{3}{4}\right)\frac{w}{v_h}\right) v_h / \omega_p R \\ \lambda_{id}(2) &= \left(k \left(7 + 3\frac{w}{v_h}\right)\right) v_h / \omega_p R \\ \lambda_{id}(3) &= -\left(\frac{\sigma C_{L\alpha}}{16} - \frac{\lambda_c}{2}\right) \\ &\pm \sqrt{\left(\frac{\sigma C_{L\alpha}}{16} - \frac{\lambda_c}{2}\right)^2 + \frac{\sigma C_{L\alpha}}{8}(\theta\xi - \alpha_0\xi - \lambda_c)} \end{aligned}$$



شکل ۴ تغییرات سرعت زاویه‌ای پرنده در فاز برخاست در حالت پرواز آزاد

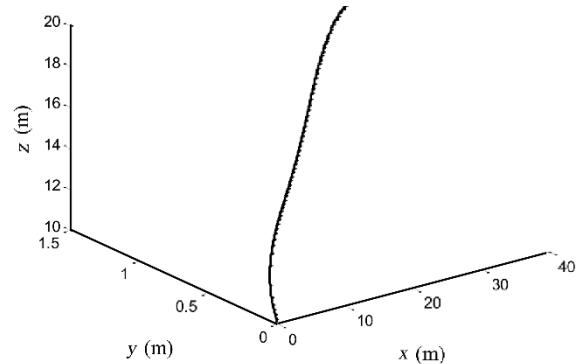


شکل ۵ تغییرات زوایای اویلر پرنده در فاز برخاست در حالت پرواز آزاد

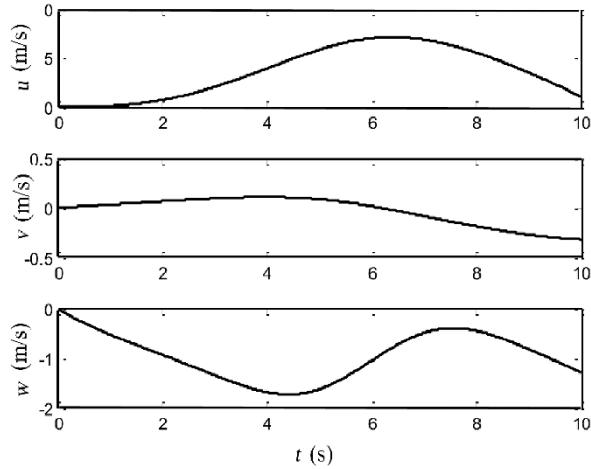
دینامیک زوایای رول و پیچ و نرخ پیچ و رول است. این ناپایداری در فاز عمودی قابل پیش‌بینی بود. در واقع پرنده در فاز عمودی رفتاری مشابه پاندول معکوس دارد که بیان فیزیکی قطب‌های ناپایدار است [15]. به دلیل رفتار دینامیکی مشابه حول دو محور طولی و عرضی در فاز برخاست، دو قطب ناپایدار از لحاظ اندازه مقدار حقیقی و موهومی مقداری نزدیک به هم دارند.

$$\lambda = \begin{bmatrix} -1.5 & -0.93 & 0.18 \pm 0.5i \\ -0.4 & 0.17 \pm 0.3i & -0.003 \end{bmatrix} \quad (33)$$

۱-۵- اعتبارسنجی مدل خطی با شبیه‌سازی غیرخطی
برای اعتبارسنجی مدل استخراج شده از خطی‌سازی در فاز پرواز عمودی از ورودی استاندارد دابلت (بر دور موتور سوم) استفاده شده است [15]. برای ایجاد نزدیکترین مدل به دابلت سعی شد دامنه‌ها طوری انتخاب شود که پرنده به حالت تریم بروگرد. بدین منظور ورودی به صورت شکل ۶ است. شکل ۷ نشان می‌دهد که سرعت‌های در راستای محور اول و دوم بدن تطابق خوبی دارند، اما سرعت در راستای محور سوم در آخر شبیه‌سازی خطی و غیر فاصله می‌گیرند. در شکل ۸ مشاهده می‌شود که سرعت‌های زاویه‌ای بدنی تطابق خوبی دارند. با این حال نرخ‌های بدنی در مدل خطی مقداری کمتر دارند. مدل خطی نرخ‌ها با گذشت زمان از مدل غیرخطی فاصله می‌گیرد. این امر سبب می‌شود زوایای اویلر که در مقادیر کوچک برابر انتگرال نرخ‌هاست از



شکل ۲ مسیر حرکت فاز برخاست در پرواز آزاد (بدون کنترل)



شکل ۳ تغییرات سرعت خطی پرنده در فاز برخاست در حالت پرواز آزاد

موجود از پرواز پرنده مورد بررسی به‌وضوح قابل روئیت است. در صورت تمایل به حذف این نوسانات باید از کنترل دور موتور در این فاز استفاده کرد. تغییرات زوایای اویلر پرنده در شکل ۵ ارائه شده است.

۵- خطی‌سازی معادلات غیرخطی

متغیرهای حالت عبارت از $[u \ v \ w \ p \ q \ r \ \phi \ \theta]$ [14] است. برای خطی‌سازی از تئوری اغتشاشات کوچک استفاده می‌شود [14] یعنی فرض می‌شود رفتار وسیله پرنده در طول حرکت اغتشاشی می‌تواند به صورت اغتشاش حول نقطه تعادل (تعادل) تعریف شود.

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (31)$$

$$A = A_1 + A_2 = \frac{dF_1(x, u)}{dx} \Bigg|_{x_e, u_e} + \frac{dF_2(x, u)}{dx} \Bigg|_{x_e, u_e}$$

$$B = B_1 + B_2 = \frac{dF_1(x, u)}{du} \Bigg|_{x_e, u_e} + \frac{dF_2(x, u)}{du} \Bigg|_{x_e, u_e} \quad (32)$$

در روابط (32)، F_1 مشتق‌پذیر تحلیلی است، چون به صورت صریح بر حسب متغیرهای آنرودینامیکی تعریف شده است، ولی F_2 مشتق‌پذیر تحلیلی نیست چون شامل نیروها و گشتاورهای وارد بر وسیله پرنده است که به صورت عددی از BEMT به دست می‌آید و به روش عددی مشتق‌گیری می‌شود. پس از خطی‌سازی ماتریس‌های A و B استخراج می‌شود و درنهایت مقادیر ویژه برای فاز برخاست به صورت رابطه (33) به دست می‌آید. مشاهده می‌شود که پرنده داری 4 جفت قطب ناپایدار مختلط که در واقع بیان کننده

می‌شود؛ بنابراین این مدل استخراج شده می‌تواند به عنوان مدل خطی در طراحی کنترل استفاده شود.

6- کنترل تطبیقی فضای حالت

ساختار یک سیستم مبتنی بر کنترل کننده مدل مرجع در شکل 9 آورده شده است. این ساختار از یک مدل مرجع در کنار مدل واقعی سیستم استفاده می‌کند [16]. هدف کنترل دنبال کردن پاسخ مدل مرجع توسط سیستم حلقه بسته است. خروجی کنترلر، ترکیب فیدبک خروجی و فیدفوروارد ورودی مرجع سیستم است. معادله دینامیکی سیستم خطی به صورت رابطه (34) و همچنین مدل مرجع به صورت رابطه (35) است.

$$\frac{dx}{dt} = Ax + Bu \quad (34)$$

$$\frac{dx_m}{dt} = A_m x_m + B_m u_c \quad (35)$$

هدف یافتن قانون کنترلی است که پاسخ سیستم به ورودی مرجع (u_c) مانند پاسخ مدل مرجع شود. بدین منظور قانون کنترلی به صورت ترکیب فیدبک خروجی سیستم و فیدفوروارد ورودی مرجع سیستم به صورت رابطه (36) در نظر گرفته می‌شود.

$$u = Mu_c - Lx \quad (36)$$

با جای‌گذاری رابطه (36) در رابطه (34)، رابطه (37) به دست می‌آید.

$$\frac{dx}{dt} = (A - BL)x + BMu_c = A_c x + B_c u_c \quad (37)$$

A_c و B_c ماتریس دینامیک و کنترل سیستم حلقه بسته است. مقادیر $A - A_m = BL^*$ و $B_m = BM^*$ ایده‌آل ماتریس‌های کنترل L و M از رابطه (38) به دست می‌آید.

$$A - A_m = BL^* \quad (38)$$

$e = x - x_m$ اگر تابع خطای بین خروجی سیستم و مدل مرجع به صورت $-x_m$ در نظر گرفته شود، با مشتق‌گیری از تابع خطای به صورت رابطه (39) است.

$$\frac{de}{dt} = \frac{dx}{dt} - \frac{dx_m}{dt} = Ax + Bu - A_m x_m - B_m u_c \quad (39)$$

با انجام عملیات ریاضی درنهایت تابع خطای به صورت رابطه (40)

درمی‌آید که θ ماتریس شامل پارامترهای کنترلی L و M است.

$$\frac{de}{dt} = A_m e + B \left(\underbrace{-x^T(L - L^*)^T + u_c^T(M - M^*)^T}_{\Psi(\theta - \theta^*)} \right) \quad (40)$$

با در نظر گرفتن تابع لیاپانوف به صورت رابطه (41) به شرح زیر داریم.

$$V(e, \theta) = \frac{1}{2} \left(\gamma e^T P e + (\theta - \theta^0)^T (\theta - \theta^0) \right) \quad (41)$$

برای یافتن پارامتر P باید از رابطه لیاپانوف گفته می‌شود به صورت رابطه (42) استفاده کرد.

$$A_m^T P + P A_m = -Q \quad (42)$$

در آن یک ماتریس Q مثبت معین است (در اینجا یک ماتریس همانی 8×8 است). ثابت می‌شود که اگر قانون تنظیم پارامترها به صورت رابطه

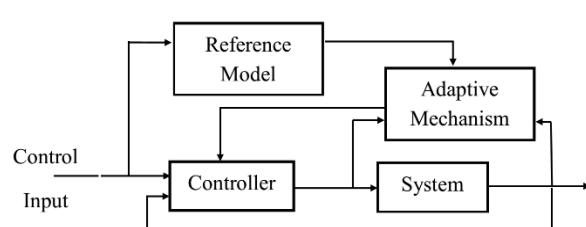
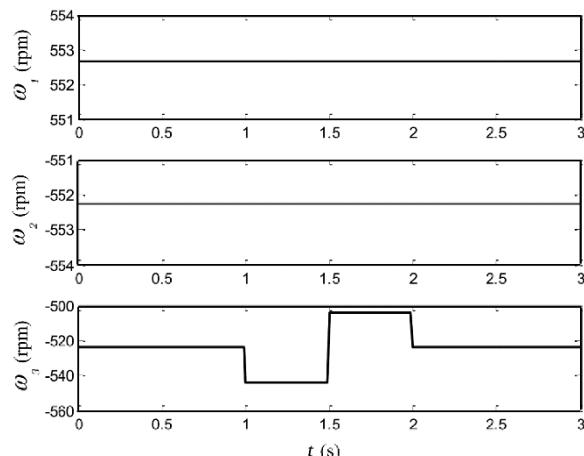


Fig. 9 Model reference adaptive control block diagram

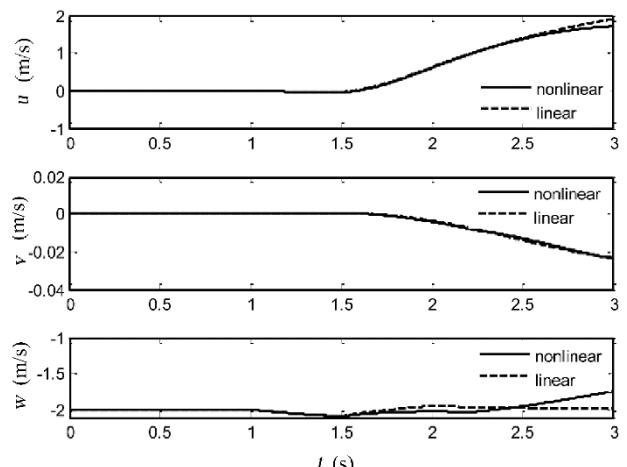
شکل 9 بلوك دیاگرام کنترل تطبیقی مدل مرجع

طبقه کافی برخوردار نباشند که در این قسمت آورده نشده‌اند. اما با توجه به این که مدل استخراج شده قرار است تنها به عنوان مدل مرجع خطی استفاده شود و همچنین تطابق 1.5 ثانیه‌ای مدل خطی و غیرخطی در سیستم حلقه بسته که با فرکانس بالا فرایند کنترل را انجام می‌دهد دقت مناسبی محاسب



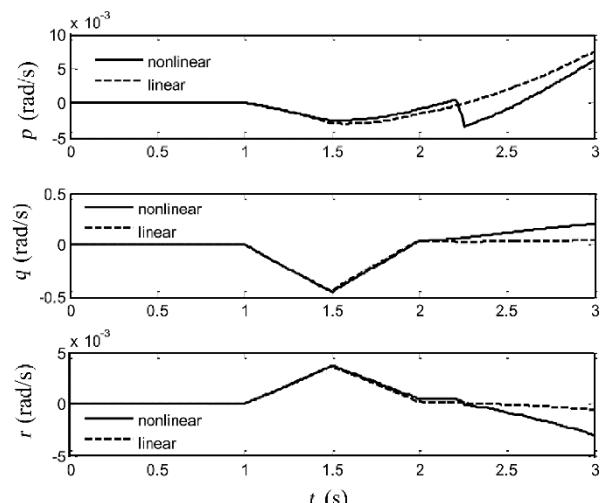
شکل 6 ورودی دابلت روی سرعت زاویه‌ای موتور سوم

شکل 6 ورودی دابلت روی سرعت زاویه‌ای موتور سوم



شکل 7 سرعت‌های خطی پهپاد در شبیه‌سازی خطی و غیرخطی

شکل 7 سرعت‌های خطی پهپاد در شبیه‌سازی خطی و غیرخطی



شکل 8 سرعت‌های زاویه‌ای پهپاد در شبیه‌سازی خطی و غیرخطی

شکل 8 سرعت‌های زاویه‌ای پهپاد در شبیه‌سازی خطی و غیرخطی

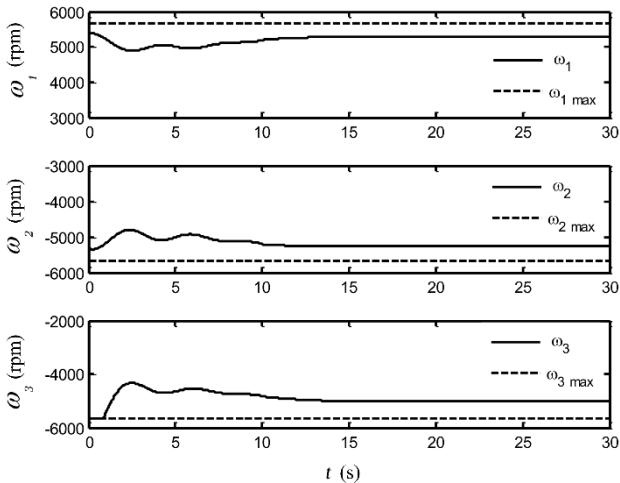


Fig. 11 Motors angular velocities in presence of adaptive control
شکل 11 سرعت زاویه‌ای موتورها در حضور کنترل تطبیقی

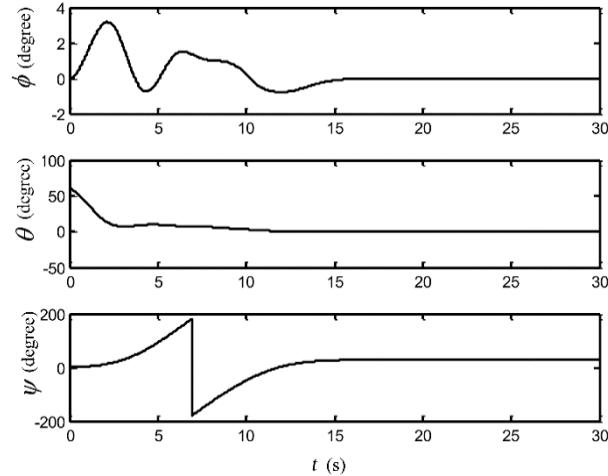


Fig. 12 Euler angles of UAV in presence of adaptive control
شکل 12 زوایای اوبلر پهپاد در حضور کنترل تطبیقی

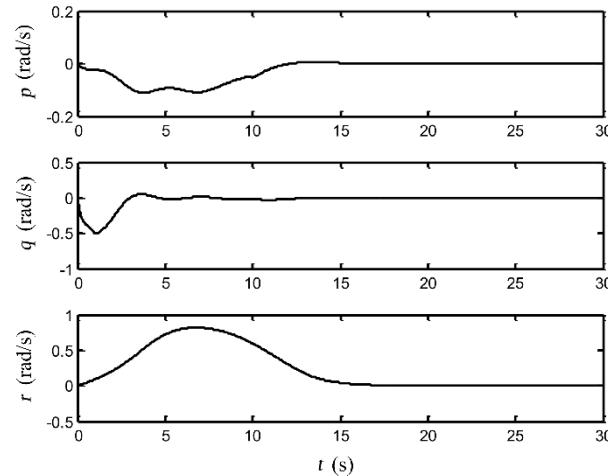


Fig. 13 Angular velocities of UAV in presence of adaptive control
شکل 13 سرعت‌های زاویه‌ای پهپاد در حضور کنترل تطبیقی

می‌شود که افق پیش‌بین باید بزرگ‌تر از افق کنترل باشد. به این ترتیب از روی مدل دینامیکی سیستم یک مدل با $m + 1$ ورودی و p ورودی و m خروجی به دست می‌آید که ورودی‌های آن ورودی‌های حال و آینده مدل و خروجی‌های آن

(43) انتخاب شود پارامتر خطای تعریف شده به سمت صفر می‌رود.

$$\frac{d\theta}{dt} = -\gamma \psi^T Pe \quad (43)$$

پارامتر γ با سرعت همگرایی پروسه به مدل مرجع تناسب دارد و با کمک شبیه‌سازی به دست می‌آید. درنهایت پارامترهای کنترل در هر لحظه طوری تغییر می‌کند که پارامترهای سیستم پارامترهای مدل مرجع را دنبال کند.

6- پیاده‌سازی کنترل تطبیقی فضای حالت در شبیه‌سازی غیرخطی

برای پیاده‌سازی به ازای 60 درجه مقدار اولیه در زاویه پیچ و همچنین با ایجاد نامعینی در ممان اینرسی‌ها (دو برابر کردن درایه‌های قطری ممان اینرسی) به‌ازای مقدار $\gamma = 0.1$ (سرعت همگرایی پروسه به مدل مرجع) عملکرد کنترل بررسی شده است. ماتریس دینامیک مدل مرجع A_m طوری $A_m = B_m = B - 0.8 < s_{1-8} < 1.5$ است. براساس شکل 10 در ابتدا ورودی کنترلی زاویه تیلت دو موتور جهت خنثی کردن گشتاور یا، در ابتدا در حالت اشباع قرار دارد و سپس با کم شدن دور موتور سوم و همچنین ممان ژیروسکوپی موتورها از حالت اشباع به سمت مقدار حالت تریم می‌رود (در این فاز حداقل 4 درجه زاویه نصب به منظور خنثی کردن نرخ یا در نظر گرفته شده است). همان‌طور که در شکل 11 مشاهده می‌شود برای رسیدن به مدل مرجع ورودی کنترلی دور موتورها دارای نوسانات است و با توجه به قابلیت تطبیق خود توانایی بیشتری در کنترل پرنده حتی با وجود نامعینی‌ها دارد. پرنده در ابتدا با 4 درجه زاویه تیلت قادر به کنترل یا و نیست و پس از گذشت زمان و کم شدن دور موتور سوم می‌تواند کنترل را بر عهده گیرد و درنتیجه پرنده یک دور حول مرکز جرم خود می‌چرخد (شکل‌های 12 و 13). بیشترین دامنه تغییرات سرعت حول محور 1^B است (شکل 14).

7- کنترل پیش‌بین

استفاده از کنترل پیش‌بین سبب می‌شود که قیود موجود ورودی را به راحتی بتوان در تولید فرمان کنترلی دخیل کرد. در این روش خروجی‌های آینده سیستم با توجه به مدل دینامیکی موجود از سیستم بر حسب ورودی‌های گذشته، خروجی‌های گذشته مدل و پروسه پیش‌بینی می‌شود [17]. در این پیش‌بینی یک افق پیش‌بینی برای خروجی‌ها (افق پیش‌بینی p) و یک افق پیش‌بینی برای ورودی‌های سیستم حلله باز (افق کنترل m) در نظر گرفته

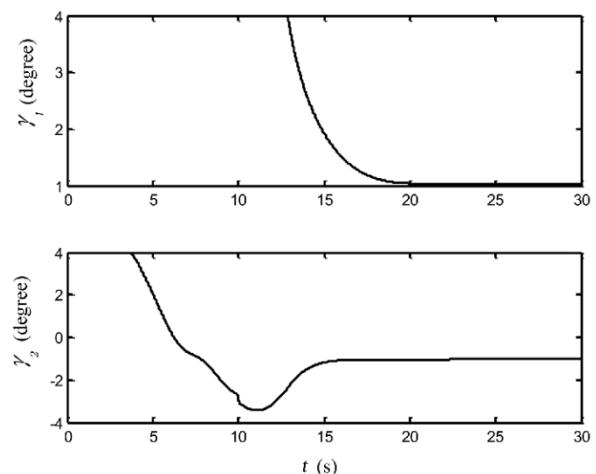


Fig. 10 Tilt angle of two front motors in presence of adaptive control
شکل 10 زاویه تیلت دو موتور جلویی در حضور کنترل تطبیقی

7-4-تابع هزینه

در کنترل پیش‌بین نیز مانند کنترل بهینه از یک بهینه‌سازی برای کمینه‌کردن تابع هزینه مورد نظر استفاده می‌شود. این تابع هزینه برای یک مدل چند ورودی، چند خروجی به صورت رابطه (47) تعریف می‌شود:

$$J = \sum_{j=1}^p \sum_{i=1}^{n_y} q_i \left(y_{i,p}(k+j) - y_{i,d}(k+j) \right)^2 + \sum_{j=0}^{m-1} \left(\sum_{i=1}^{n_u} r_i \left(u_{i,p}(k+j) \right)^2 \right) \quad (47)$$

در این رابطه $y_{i,p}(k+j)$ پیش‌بینی خروجی i -ام در زمان $j+k$ و $y_{i,d}(k+j)$ خروجی مطلوب i -ام در زمان $j+k$ (که برای مسئله رگلاتور مقدار خروجی مطلوب برابر صفر است) و r_i , $u_{i,p}(k+j)$, q_i و n_u همچنین $u_{i,p}$ ضرایب وزنی تابع هزینه است. درنهایت مدل خروجی پیش‌بین در طول افق پیش‌بینی به صورت رابطه (48) می‌شود.

$$\begin{aligned} & \begin{pmatrix} Y(kp) \\ \vdots \\ y(k+1) \\ \vdots \\ y(k+p) \end{pmatrix} \\ & = \begin{pmatrix} CA \\ \vdots \\ CAP \end{pmatrix} x(k) \\ & + \begin{pmatrix} CB & 0 & \cdots & 0 \\ CAB & CB & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \ddots & \vdots \\ CAP^{-1}B & CAP^{-2}B & \cdots & CE \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u(k) \\ \vdots \\ u(k+m) \end{pmatrix} \quad (48) \end{aligned}$$

برای کمینه تابع هزینه معرفی شده در رابطه (48) باید از آن نسبت به ورودی سیستم مشتق گرفته و آن را برابر با صفر قرار داد. درنتیجه بردار ورودی مطلوب به صورت رابطه (49) درمی‌آید.

$$U(kp) = (K_{CAB}^T Q K_{CAB} + R)^{-1} K_{CAB}^T (y_d - K_{CA}x(k)) \quad (49)$$

$$y_d = (y_d(k+1) \cdots y_d(k+p))^T$$

است. چون ورودی‌های کنترلی پرده عمودپرواز TTR VTOL UAS دارای قید است، تعدادی که از مقدار قید بیشتر باشند پس از محاسبه ورودی‌ها برابر با مقدار بیشینه مجاز قرار داده می‌شوند و دوباره مسئله بهینه‌سازی برای سایر ورودی‌ها حل می‌شود.

7-5-پیاده‌سازی کنترل پیش‌بین خطی در شبیه‌سازی غیرخطی

دینامیک پرنده با زیادشدن زاویه‌های پیچ و رول از حالت خطی دور و همین سبب می‌شود تا پاسخ کنترل پیش‌بین خطی در زوایای بالای پیچ و رول پاسخ قابل انتظار را نداشته باشد؛ بنابراین کنترل طراحی شده در این گام به ازای 20 درجه مقدار اولیه در زاویه پیچ بر شبیه‌سازی غیرخطی پیاده‌سازی شده است. ماتریس‌های وزنی q و r که در واقع اهمیت هر کدام از متغیرهای حالت و ورودی‌ها را نشان می‌دهد به صورت رابطه (50) در نظر گرفته شده است.

$$q = \begin{bmatrix} u & v & w & p & q & r & \phi & \theta \end{bmatrix} \quad (50)$$

$$r = \begin{bmatrix} 0.1 & 0.1 & 0.1 & 0.1 & 0.1 & 15 & 30 & 30 \end{bmatrix}$$

برخلاف روش کنترلی پیشین ورودی زاویه تیلت دو موتور جلو از نوسانات بیشتری برخوردار است (شکل 15). شکل 16 نشان می‌دهد که تغییرات دور موتورها در ثانیه ابتدایی بسیار بالاست. با توجه به شکل 17 پرنده حدود 100 درجه پرنده حول مرکز جرم (حرکت سمت) به دور خود می‌چرخد. اثر اشباع عملگر دور موتورها در لحظات اولیه در شکل 16 آورده

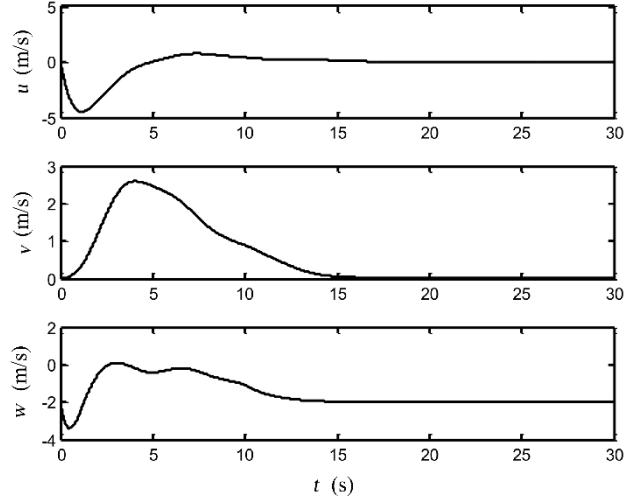


Fig. 14 Linear velocities of UAV in presence of adaptive control

شکل 14 سرعت‌های خطی پهپاد در حضور کنترل تطبیقی

خروجی‌های آینده سیستم است. پس از محاسبات مربوطه (با توجه به تابع هزینه تعریف شده) ورودی سیستم برای زمان حال و آینده به دست می‌آید که عموماً تنها ورودی به دست آمده برای لحظه حال مورد استفاده قرار می‌گیرد و در زمان‌های بعدی محاسبات مربوطه دوباره انجام می‌شود. در طراحی کنترلرهای پیش‌بین پارامترهای فرکانس پردازش، قیود، افق پیش‌بین و افق کنترل و تابع هزینه انرگذار است.

7-1-فرکانس پردازش (زمان نمونه‌برداری)

فرکانس پردازش 100 هرتز در شبیه‌سازی قابل دسترسی است. در صورت کمتر بودن فرکانس پردازشی سیستم رایانه پرواز می‌توان پارامترها را متناسب با فرکانس پردازشی آن استخراج کرد.

7-2-قیود موجود

قیود ورودی‌ها در رابطه (44) آورده شده است:

$$\begin{aligned} & -\omega_{\max} < \omega_1 < (\omega_{1\max} - \omega_{1\text{trim}}) \\ & -(\omega_{2\max} + \omega_{2\text{trim}}) < \omega_2 < \omega_{2\max} \\ & -(\omega_{3\max} + \omega_{3\text{trim}}) < \omega_3 < \omega_{3\max} \\ & -(\gamma_{1\max} + \gamma_{1\text{trim}}) < \gamma_1 < (\gamma_{1\max} - \gamma_{1\text{trim}}) \\ & -(\gamma_{2\max} + \gamma_{2\text{trim}}) < \gamma_2 < (\gamma_{2\max} - \gamma_{2\text{trim}}) \quad (44) \end{aligned}$$

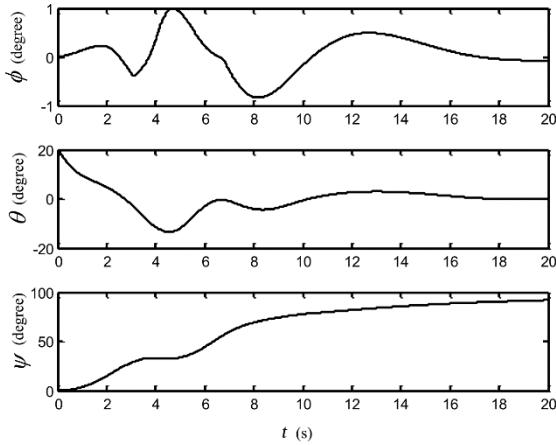
که مقدار بیشینه ورودی‌ها به صورت رابطه (45) است.

$$\begin{aligned} \omega_{1\max} &= \omega_{2\max} = \omega_{3\max} = 5666 \text{ Rev/min} \\ \gamma_{1\max} &= \gamma_{2\max} = 4 \text{ deg} \quad (45) \end{aligned}$$

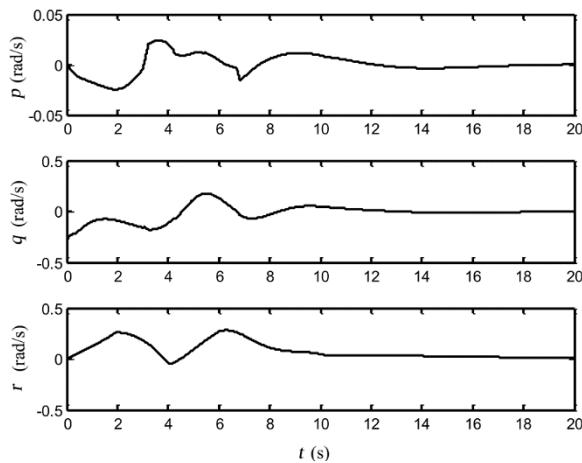
7-3-افق پیش‌بین و افق کنترل

افق کنترل از روی تئوری کنترل پیش‌بین حداقل برابر با تعداد قیود در نظر گرفته می‌شود؛ بنابراین برای پرنده عمود پرواز TTR VTOL UAS افق کنترل حداقل برابر با 10 در نظر گرفته شود [17]. اگر این مقدار بزرگ‌تر شود حجم محاسبات بالا می‌رود و ممکن است زمان محاسبات رایانه پرواز بزرگ‌تر از حالت زمان حقیقی شود. این موضوع سبب می‌شود کنترل کاربرد خود را از دست دهد؛ بنابراین مقدار افق پیش‌بینی 12 با توجه به حجم محاسباتی و قابلیت رایانه پروازهای موجود در نظر گرفته می‌شود. افق پیش‌بین باید بزرگ‌تر از افق کنترل باشد، پس رابطه (46) را به صورت زیر داریم.

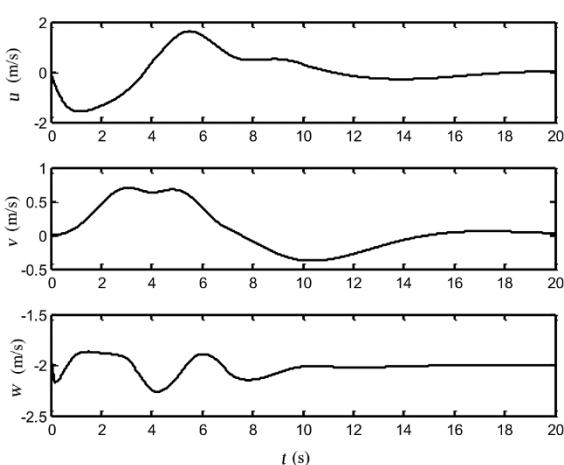
$$\begin{aligned} m_{\text{mpc}} &= 12 \\ P_{\text{mpc}} &= 13 \quad (46) \end{aligned}$$



شکل ۱۷ زوایای اوبلر پهپاد در حضور کنترل پیش‌بین



شکل ۱۸ سرعت‌های زوایه‌ای پهپاد در حضور کنترل پیش‌بین



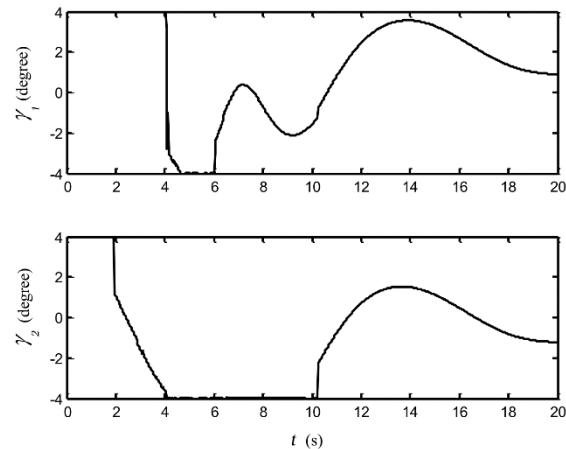
شکل ۱۹ سرعت‌های خطی پهپاد در حضور کنترل پیش‌بین

براساس شکل ۲۰ با گذشت زمان در طول ۱۲ ثانیه مسیر پهپاد در حالتی که اثر ژیروسکوپی در نظر گرفته نشده است از مسیر واقعی خود فاصله بیشتری می‌گیرد. این موضوع نشان می‌دهد در نظر گرفتن این اثر با مدل‌سازی چند جسمی به خوبی توانسته است این اثر فیزیکی را در شبیه‌سازی‌ها نشان دهد.

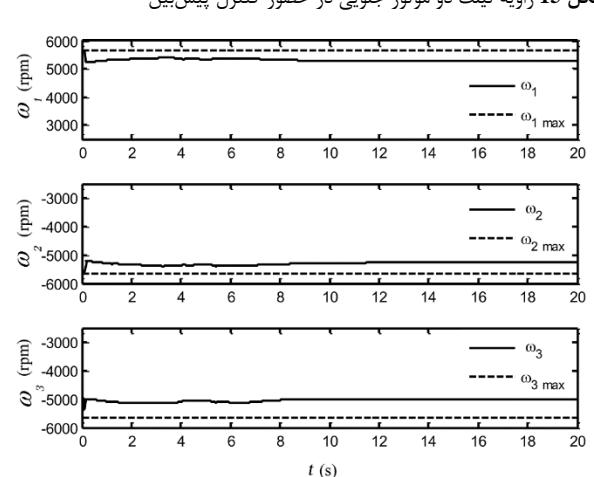
شده است. اشباع عملگر زاویه تیلت‌ها در شکل ۱۵ نشان داده شده است. همان‌طور که بیان شد ورودی‌های کنترلی ارائه شده در شکل ۱۵ به منظور کنترل نرخ بدنی ۲ استفاده می‌شود. براساس شکل ۱۸ در ۲ ثانیه اول که هر دو این عملگرها در حالت اشباع صحت شبیه‌سازی را نشان می‌دهد. در شکل ۱۸ کنترل پارامتر زاویه پیچ را در ۱۰ ثانیه اول شبیه‌سازی به صفر نرسانده است و با نرخ بسیار کم به سمت صفر می‌روند. شکل ۱۹ سرعت‌های بدنی پرنده را نشان می‌دهد، که نوسان حول محور اول تقریباً ۳ برابر نوسان حول محور دوم است.

۷-۶- تحلیل اثر ژیروسکوپی موتورها بر دینامیک پهپاد

برای مشاهده اثر ژیروسکوپی موتورها روی دینامیک پرنده و مقایسه آن با حالتی که این اثر در نظر گرفته نشده است، ابتدا در رابطه (۹) اندازه حرکت زوایه‌ای کل پهپاد اثر ژیروسکوپی موتورها را حذف کرد. اگر ترممای یک، دو، سه، پنج، شش و هفت از سمت راست رابطه (۹) حذف شود، این اثر در مدل‌سازی نیز حذف خواهد شد. حال برای مشاهده این اثر در شبیه‌سازی فاز پرواز آزاد برخاست (نمودار ارائه شده در شکل ۲) نمودار مسیر حرکت برای دو حالت شبیه‌سازی با در نظر گرفتن اثر ژیروسکوپی موتورها و شبیه‌سازی بدون در نظر گرفتن اثر ژیروسکوپی موتورها ارائه می‌شود.



شکل ۱۵ زاویه تیلت دو موتور جلویی در حضور کنترل پیش‌بین



شکل ۱۶ سرعت زوایه‌ای موتورها در حضور کنترل پیش‌بین

موجود استفاده و نتایج آن با نتایج موجود مقایسه شود؛ مرجع [18] منبع مناسبی برای این کار است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی به کمک نتایج تست پروازی پرنده بهبود داده شود، همچنین دینامیک پرنده به کمک تست پرواز و روش شناسایی سیستم استخراج و درنهایت به کمک مدل شناسایی شده به طراحی کنترل مناسب برای پرنده پرداخته شود. یکی از مهم‌ترین مباحث برای ادامه تحقیقات روی این پهپاد بحث هدایت آن است. استفاده از روش‌های هدایت نقطه محاذی و ردیابی مسیر مقاوم [19] برای آغاز فاز هدایت این پهپاد بسیار مناسب است. در ادامه می‌توان برای هدایت این پهپاد در کنار روش‌های موجود برای هدایت پهپادها از تکنیک مدل‌لغزشی جزئی [20] و تئوری پایداری جزئی [21] نیز استفاده کرد.

10- فهرست علامت

\dot{x}	$Ax + Bu$	<i>A</i>
$\dot{x} = \bar{A}x + \bar{B}u$		<i>B</i>
ضرایب برآ و پسا		<i>C_l, C_d</i>
طول وتر موضوعی پره		<i>c</i>
مشتق زمانی معمولی	$d(*)/dt$	
نیروی برآ و پسا وارد بر هر المان	dL, dD	
طول هر المان از پره	dy	
مؤلفه‌های نیروهای وارد بر هر المان از پره هر موتور	dF_x, dF_y, dF_z	
خطابین خروجی سیستم و مدل مرتع		<i>e</i>
نیروی خارجی وارد بر پرنده		<i>f</i>
شتاپ گرانش		<i>g</i>
تسویه اینرسی قاب <i>B</i> نسبت به نقطه <i>C</i>	I_C^B	
تابع هزینه		<i>J</i>
فاکتور جریان القایی		<i>k</i>
مؤلفه‌های گشتاور تولیدی موتورها در دستگاه بدنه	$L_{p_iC}, M_{p_iC}, N_{p_iC}$	
تکانه زاویه‌ای قاب <i>B</i> نسبت به <i>A</i> حول <i>C</i>	l_C^{BA}	
گشتاورهای خارجی وارد بر پرنده		<i>m</i>
افق کنترل و افق پیش‌بین	m_{mpc}, P_{mpc}	
جرم قاب	m^B	
تکانه خطی ذره <i>B</i> نسبت به قاب <i>A</i>	P_B^A	
مؤلفه‌های سرعت زاویه‌ای پرنده در دستگاه بدنه	p, q, r	
بردار گشتاور ناشی از درگ هر موتور	Q_{P_i}	
شعاع پره	R	
ضرایب وزنی تابع هزینه	r_i, q_i	
بردار جایه‌جایی نقطه <i>B</i> نسبت به نقطه <i>A</i>	s_{BA}	
ترانهاده بردار <i>S_{BA}</i>	\bar{s}_{BA}	
مقادیر ویژه (قطبهای سیستم)	<i>S</i>	
بردار ورودی مطلوب	$U(kp)$	
سرعت عمودی و مماسی عبوری از پره	U_p, U_T	
مؤلفه‌های بردار سرعت پرنده در دستگاه بدنه	u, v, w	
بردار سرعت نقطه <i>B</i> نسبت به قاب <i>A</i>	v_B^A	
سرعت القایی عبوری از پره	v_i	
مؤلفه‌های بردار مکان پرنده در دستگاه محلی	x_e, y_e, z_e	
مؤلفه‌های نیروی رانشی موتور	X, Y, Z	
پیش‌بینی خروجی <i>i</i> -ام در زمان <i>j</i>	$y_{i,p}(k+j)$	

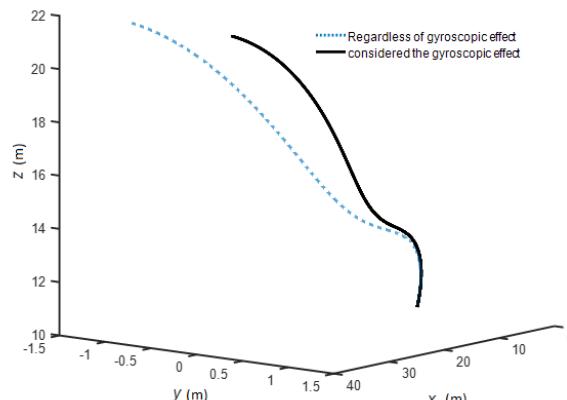
کنترل با در نظر گرفتن این اثر بهتر (بهینه‌تر) طراحی و پیاده‌سازی خواهد شد. از آن‌جا که در بحث هدایت این پهپاد دانستن موقعیت اصلی آن که منجر به تولید دستور هدایت می‌شود بسیار حیاتی است، در نظر گرفتن اثر ژیروسکوپی موتورها منجر به هدایت بهتر این پهپاد در تست‌های تجربی خواهد شد.

8- نتیجه‌گیری

در این مقاله اثر ژیروسکوپی موتورها بر دینامیک پرنده با مدل‌سازی چندجسمی پرنده TTR VTOL UAV و شبیه‌سازی 11 درجه آزادی در نظر گرفته شد. سپس نیروها و گشتاورهای ناشی از موتور در حالت دینامیکی با استفاده از BEMT به دست آمد. در فاز برخاست مشخصات تریم پرنده شامل دور هر سه موتور و زاویه نصب موتور سوم استخراج شد. در فاز برخاست پرنده به ازای دور ثابت موتورها شبیه‌سازی و نشان داده شد که در این حالت پرنده دارای حرکت نوسانی در زاویه پیچ است. این پدیده در اثر نوسان در نیروی تولیدی پرنده براساس تئوری‌های بالگرد است که با نمونه‌های عملیاتی نیز تطابق دارد. سپس به کمک کنترل شرایط تریم شامل ورودی ثابت و متغیرهای حالت تریم استخراج شد. خطی‌سازی معادلات حرکت در فضای حالت که در آن کوپلینگ‌ها نیز در نظر گرفته شد، با استفاده از تئوری اغتشاشات کوچک انجام و ماتریس‌های ژاکوبین حول نقطه تریم استخراج شد، سپس مدل خطی و غیرخطی با یکدیگر مقایسه و مشاهده شد که از دقت کافی برخوردار است و می‌توان به عنوان مدل خطی در طراحی کنترل از آن‌ها استفاده کرد. در بخش طراحی کنترل دو روش تطبیقی مدل مرجع فضای حالت و کنترل پیش‌بین خطی استخراج شد. در فاز پرواز عمودی مدل با زاویه گرفتن از حالت خطی خارج شده و درنتیجه پیش‌بینی از روی مدل خطی دچار خطأ خواهد شد؛ کنترل تطبیقی با توجه به این که در مقابل نامعینی‌ها (برای نمونه در این‌جا دو برابر شدن درایه‌های ماتریس ممان اینرسی مورد بررسی قرار گرفت) قابلیت تطبیق از خود نشان داد و حتی در زاویه انحراف اولیه پیچ 60 درجه به خوبی پرنده را به حالت تریم برگرداند؛ بنابراین در فاز پرواز عمودی عملکرد بهتری نسبت به کنترل پیش‌بین از خود نشان داد.

9- پیشنهادات

در ادامه پیشنهاد می‌شود ابتدا یک کنترل غیرخطی در کنار کنترلهای



شکل ۲۰ مودار مسیر حرکت پهپاد در فاز برخاست، برای دو حالت: ۱- با در نظر

گرفتن اثر ژیروسکوپ ۲- بدون در نظر گرفتن اثر ژیروسکوپی

-11 مراجع

- [1] A. Bhanja Chowdhury, A. Kulhare, G. Raina, A generalized control method for a Tilt-rotor UAV stabilization, *Cyber Technology in Automation, Control, and Intelligent Systems (CYBER), 2012 IEEE International Conference*, Thailand: IEEE, pp. 309-314, 2012.
- [2] J. T. VanderMey, *Tilt Rotor Uav for Long Endurance Operations in Remote Environments*, Master os science Thesis, University of Massachusetts Institute of Technology, Massachusetts, 2011. Diss.
- [3] X. Fang, Q. Lin, Y. Wang, L. Zheng, Control strategy design for the transitional mode of tiltrotor UAV, *Industrial Informatics (INDIN), 2012 10th IEEE International Conference*, China: IEEE, pp. 248-253, 2012.
- [4] C. Papachristos, K. Alexis, A. Tzes, Design and experimental attitude control of an unmanned tilt-rotor aerial vehicle, *Advanced Robotics (ICAR), 11th International Conference*, Estonia: IEEE, pp. 465-470, 2011.
- [5] C. Papachristos, K. Alexis, A. Tzes, Linear quadratic optimal position control for an unmanned tri-tiltrotor, *Control, Decision and Information Technologies (CoDIT), International Conference*, Tunisia: IEEE, pp. 708-713, 2013.
- [6] F. Kendoul, I. Fantoni, R. Lozano, Modeling and control of a small autonomous aircraft having two tilting rotors, *Decision and Control, 2005 European Control Conference, CDC-ECC'05, 44th IEEE Conference*, Spain: IEEE, pp. 8144-8149, 2005.
- [7] D. A. Ta, I. Fantoni, R. Lozano, Modeling and control of a tilt tri-rotor airplane, *Proceedings of the 2012 Americal Control Conference*, Canada: IEEE, pp. 131-136, 2012.
- [8] J. Escareo, A. Sanchez, O. Garcia, R. Lozano, Triple tilting rotor mini-uav: modeling and embedded control of the attitude, *American Control Conference*, USA: IEEE, pp. 3476-3481, 2008.
- [9] M. Alam, S. Celikovsky, D. Walker, Robust hover mode control of a tiltrotor using nonlinear control technique, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, USA: AIAA SciTech Forum, pp. 0359, 2016.
- [10] D. N. Cardoso, G. V. Raffo, S. Esteban, A robust adaptive mixing control for improved forward flight of a tilt-rotor UAV, *Intelligent Transportation Systems (ITSC), 2016 IEEE 19th International Conference*, Brazil: IEEE, pp. 1432-1437, 2016.
- [11] C. Chen, J. Zhang, D. Zhang, L. Shen, Control and flight test of a tilt-rotor unmanned aerial vehicle, *International Journal of Advanced Robotic Systems*, Vol. 14, No. 1, pp. 1729881416678141, , 2017.
- [12] P. H. Zipfel, *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*, First Edition, pp. 87-208, Virginia: AIAA, 2000.
- [13] J. G. Leishman, *Principles of Helicopter Aerodynamics*, Cambridge university press, pp.115-148, 2006.
- [14] C. Ozgen, *Modeling Stability Analysis and Control Design of a Small-Sized Tiltrotor UAV*, Middle East Technical University,pp. 43-48, 2009.
- [15] M. B. Tischler, R. K. Remple, *Aircraft and Rotorcraft System Identification*, AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, New York, pp. 83-88, 2006.
- [16] K. Astrom, B. Wittenmark, *Adaptive Control*, Dover Publications, New York, pp. 209-213, 2008.
- [17] J. A. Rossiter, *Model-Based Predictive Control: A Practical Approach*, CRC press, pp. 180-230, 2013.
- [18] T. Binazadeh, M. H. Shafiee, *Novel Approach in Nonlinear Autopilot Design*, *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 29, No. 1, pp. 04015017, 2015.
- [19] F. Tavakol, T. Binazadeh, robust path tracking of a vertical take-off landing airplane by dynamic sliding mode control method, *Open Science Journal of Electrical and Electronic Engineering* , Vol. 2, No. 3, pp. 50-58, 2015.
- [20] M. H. Shafiee, T. Binazadeh, Application of partial sliding mode in guidance problem, *ISA Transactions* , Vol. 52, No. 2, pp. 192-197, 2013.
- [21] M. H. Shafiee, T. Binazadeh, Partial stabilization-based guidance, *ISA Transactions* , Vol. 51, No. 1, pp. 141-145, 2012.

خروجی مطلوب i -ام در زمان $j+k$	$y_{i,d}(k+j)$
بردار خروجی مطلوب	y_d
علمای بونانی	
زاویه حمله برآ صفر ایرفویل	α_0
زاویه تیلت موتور i -ام	γ_i
بیشینه زاویه تیلت موتور i -ام	$\gamma_{i,\max}$
زاویه پیچش هندسی هر المان	θ_i
نسبت جریان ورودی به پره	λ_i
طول بی بعد شده پره $= y/R = \xi$	ξ
چگالی هو	ρ
نسبت صلیبت پره	σ
زاویه جریان القابی عبوری از پره هر موتور	ϕ_i
بردار سرعت زاویه‌ای قاب B نسبت به قاب A	ω^{BA}
بیشینه دور موتور i -ام	$\omega_{i,\max}$
با الانویس‌ها	
قاب پرنده بدون در نظر گرفتن موتورها	B
قاب اینرسی	E
قاب موتور اول	p_1
قاب موتور دوم	p_2
قاب موتور سوم	p_3
کل پرنده	tot
زیرنویس‌ها	
آزادینامیکی	a
مرکز جرم پرنده بدون در نظر گرفتن موتورها	B
مرکز جرم پرنده بدون در نظر گرفتن موتورها	C
فاز برخاست	c
فاز نشست	d
شمارنده موتور	i
رانشی	p
مرکز جرم موتور اول	p_1
مرکز جرم موتور دوم	p_2
مرکز جرم موتور سوم	p_3