



کنترل آرایشمند بالگردهای بدون سرنشین به روش مد لغزشی

فاطمه قادری^۱ ID، علیرضا طلوعی^{۲*} ID، رضا قاسمی^۳ ID

۱- دانشجوی دکتری، دانشکده فناوری‌های نوین و مهندسی هوافضا، شهید بهشتی، تهران، ایران

۲- دانشیار، دانشکده فناوری‌های نوین و مهندسی هوافضا، شهید بهشتی، تهران، ایران

۳- دانشیار، گروه مهندسی برق- کنترل، دانشکده فنی مهندسی، دانشگاه قم، قم، ایران

* نویسنده مخاطب: toloei@sbu.ac.ir

این مقاله باهدف کنترل پرواز گروهی بالگردهای بدون سرنشین تدوین شده است. محقق شدن این هدف شامل دو مرحله است. مرحله اول، کنترل وضعیت و موقعیت مستقل هر بالگرد و مرحله دوم، کنترل شکل‌دهی گروه بالگرد است. در مقاله حاضر، در مرحله اول، به دلیل معماری ساده و توانایی جداسازی سیستم‌های چند متغیره غیرخطی، برای کنترل موقعیت و وضعیت، کنترل وارون دینامیک اعمال شده است، همچنین بنا بر توانایی پیش‌بینی رخدادهای آینده و اتخاذ اعمال کنترلی متناسب با آن، کنترل پیش‌بین توسعه‌یافته نیز برای کنترل موقعیت و وضعیت بالگرد بکار رفت و نتایج حاصل از شبیه‌سازی این دو کنترل‌گر با هم مقایسه شد که نشان داد زمان همگرایی کنترل‌گر پیش‌بین ۴ ثانیه کمتر از کنترل‌گر وارون دینامیک است و حذف اغتشاشات نیز حدوداً ۲۰ درصد بیشتر است، از این‌رو بنا بر عملکرد بهتر کنترل‌گر پیش‌بین، در طراحی کنترل شکل‌دهی، کنترل مستقل بالگردها به روش پیش‌بین انجام شد. در مرحله دوم، به منظور کنترل شکل‌دهی، از روش مبتنی بر مدل پیرو- پیشرو استفاده شده است، که در آن هر بالگرد متناسب با اطلاعاتی که از بقیه بالگردها به دست می‌آید، عکس‌العمل نشان می‌دهد. برای کنترل دینامیک خطای شکل‌دهی نیز کنترل‌کننده‌ی مد لغزشی انتگرالی بکار رفته است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی موفقیت‌رسانی با تعداد ۳ و ۵ بالگرد و در مسیر خطی و مارپیچ را نشان داد همچنین نتایج حاصله بیانگر موقعیت و جهت‌گیری مناسب پرنده‌ها نسبت هم و دقت الگوریتم کنترل شکل‌دهی در روش کنترلی ارائه‌شده است.

واژه‌های کلیدی: بالگرد بی‌سرنشین، کنترل پیش‌بین، کنترل وارون دینامیک، کنترل مد لغزشی، کنترل شکل‌دهی

Formation Control of Unmanned Helicopters Using the Sliding Mode Controller Method

F. Ghaderi¹ ID, A. R. Toloeei^{2*} ID, R. Ghasemi³ ID

1. PhD Student, Faculty of Modern Technologies and Aerospace Engineering, Shahid Beheshti, Tehran, Iran
2. Associate Professor, Faculty of Modern Technologies and Aerospace Engineering, Shahid Beheshti, Tehran, Iran
3. Associate Professor, Department of Electrical and Control Engineering, Faculty of Engineering, Qom University, Qom, Iran

*Corresponding Author: toloei@sbu.ac.ir

This article aims to control the group flight of unmanned helicopters. The solution methodology includes helicopter dynamic modeling, controller design, and finally formation control design. After presenting the dynamic equations using the Newton-Euler method, the dynamic inversion control has been applied due to its simple architecture and the ability to separate nonlinear multivariable systems to control the position and attitude of helicopters. Also, due to the ability to predict future events and adopt appropriate control actions, generalized predictive control was also used to control the position and attitude of the helicopter. And the results of the simulation of these two controllers were compared, which showed the better performance of the predictive control. Therefore, in the design of the formation control, the independent control of the helicopters was done using the predictive control method. To control the formation, the method based on the leader-follower model has been used, in which each helicopter reacts according to the information obtained from the other helicopters. An integral sliding mode controller is also used to control the dynamics of the formation error. The results of the simulation showed the success of the tracking by increasing the number of helicopters and in the linear and spiral paths in the control commands. Also, the obtained results indicate the proper position and orientation of the plants in relation to each other and the accuracy of the formation control algorithm in the presented control method.

Keywords: Unmanned Helicopter, Predictive Control, Dynamic Inversion Control, Sliding Mode Control, Formation control.



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

How to Cite this in Article:

F. Ghaderi, A. R. Toloeei, R. Ghasemi, "Formation Control of Unmanned Helicopters Using the Sliding Mode Controller Method," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 7, no. 4, pp. 11-21, 2024 (in Persian).

۱ مقدمه

در سال‌های اخیر بسیاری از محققان هماهنگی رفتاری چندین ربات، وسایل پرنده، فضاپیماها و شناورهای زیرآب را مورد بررسی قرار داده‌اند. کاربرد هماهنگی رفتاری این وسایل نقلیه متفاوت است، با این حال، رویکردهای اساسی مشابه هستند. در همه این برنامه‌ها، هدف هماهنگی چندین عامل برای تحقق یک هدف است. رویکردهای مورداستفاده محققان برای دستیابی به این هدف را می‌توان تقریباً در روش‌های پیشرو- پیرو، مبتنی بر رفتار یا ساختار مجازی طبقه‌بندی کرد. ایده اصلی روش پیشرو- پیرو این است که ردیابی موقعیت و جهت‌گیری یک وسیله (پیرو) با توجه به موقعیت وسیله نقلیه دیگر (پیشرو) تعیین می‌شود. نکته مثبت این رویکرد این است که تعیین حرکت پیشرو، رفتار گروه را هدایت می‌کند و در عین حال هرگونه خطا در حرکت پیرو، کنترل شکل‌دهی را تحت تأثیر قرار می‌دهد. در [۱]، تکنیک‌های مختلف پیشرو- پیرو بحث شده است. بر اساس این رویکرد، چندین قانون کنترلی به‌دست آمده که ساختار و جهت نسبی یک فضاپیما را نسبت به نزدیک‌ترین همسایه آن حفظ می‌کند. در [۲]، روش پیشرو- پیرو برای تشکیل ماهواره در مدار زمین توصیف شده است از جمله مطالعات انجام‌شده مبتنی بر این روش برای بالگردهای بدون سرنشین می‌توان به وانگ و همکارانش [۳] اشاره کرد که در آن یک روش کنترلی برای کنترل گروهی بالگرد بر مبنای پیشرو- پیرو معرفی شد کنترل‌گر بر پایه روش ماتریس وزنی شبه معکوس و فضای تهی طراحی شده و از کنترل‌گر PD برای کنترل آرایش استفاده شده است. در روش مبتنی بر رفتار، چندین رفتار مطلوب برای هر عامل از جمله حفظ شکل‌گیری و جلوگیری از مانع در نظر گرفته می‌شود. عملکرد کنترل هر عامل یک میانگین وزنی از کنترل برای هر رفتار است. مرجع [۴] این رویکرد را در آرایش پروازی هواپیماها با تقلید از رفتار گروهی پرندگان و ماهی‌ها اعمال می‌کند. در مرجع [۵]، یک روش مبتنی بر رفتار الهام گرفته از بیولوژیک برای کنترل شکل‌دهی وسایل نقلیه زیرآب بدون سرنشین (UUV) باهدف به حداقل رساندن هدایت خارجی اعمال می‌شود. دیگر روش کنترل شکل‌دهی، رویکرد ساختار مجازی است که در آن گروهی از وسایل نقلیه به‌عنوان یک بدنه صلب عمل می‌کنند. دینامیک موردنظر گروه به‌عنوان یک جسم صلب تعریف می‌شود. سپس، حرکت هر عامل در مسیر یک نقطه مربوط به بدنه صلب تصور می‌شود و یک کنترل‌کننده ردیابی برای هر عامل طراحی شده است تا مسیر مربوطه را ردیابی کند. در مرجع [۶]، کاربرد رویکرد ساختار مجازی در شکل‌دهی روبات‌ها شرح داده شده است. در [۷، ۸] کنترل گروهی UAV بررسی شده است. این مقالات از تأثیر اغتشاشات

صرف‌نظر کرده‌اند. در مطالعات انجام‌شده در مورد پرواز گروهی بالگردهای بدون سرنشین، کنترل به روش‌های پیش‌بین [۹]، مد لغزشی [۱۰]، [۱۱] H_∞ و کنترل تطبیقی [۱۲] صورت گرفته است همچنین عمده کارهای انجام‌شده در فاز پروازی کروز بوده است. در رفرنس [۱۰] کنترل آرایش بالگردهای بدون سرنشین به روش پیشرو- پیرو پرداخته شده است ولی در آن برای هر پیرو، یک پیشرو در نظر گرفته شده است. همچنین در این مقاله تنها پرواز کروز بررسی شده است. در کارهای انجام‌شده در حوزه کنترل آرایش‌مند بالگرد تنها به بررسی مسیره‌های مستقیم پرداخته شده است و در مقالات اندکی تأثیر اغتشاشات بر روی کنترل بالگرد لحاظ شده است.

در مقاله حاضر از روش پیرو- پیشرو برای کنترل گروهی بالگرد استفاده شده است. نوآوری این مقاله شامل موارد زیر است: مسیره‌های موردنظر هاور، کروز و مسیر ماریپیچی هستند. برای همه عامل‌ها، تنها یک پیشرو لحاظ شده است. همچنین روش موردنظر بر روی گروه متشکل از ۳ و ۵ بالگرد اعمال شده است. اثر اغتشاشات نیز در کنترل در نظر گرفته شده است.

متدلوژی حل مسئله کنترل آرایش‌مند در این مقاله، شامل استخراج معادلات دینامیکی بالگرد که در بخش اول ارائه شده است، طراحی کنترل‌گر به روش وارون دینامیک و مقایسه نتایج حاصل با کنترل‌گر طراحی‌شده به روش کنترل پیش‌بین مقید که در بخش بعدی آورده شده است و بررسی پرواز گروهی سه بالگرد است. در ادامه کنترل شکل‌دهی بالگرد به روش مد لغزشی با کنترل موقعیت و وضعیت بالگردها به روش کنترل پیش‌بین توسعه‌یافته در مسیر خطی و ماریپیج با تعداد مختلف پرنده آورده شده است.

۲ مدل‌سازی

به‌منظور کنترل بالگرد نخستین کار مدل‌سازی ریاضی است که مستلزم اتخاذ ساختار یک مدل دینامیکی خطی است که بتواند رفتار دینامیکی خانواده بزرگی از بالگردهای مقیاس کوچک را توصیف کند. راه‌حل مناسب برای این نیاز، استفاده از مدل پارامتری خطی است [۱۳]. مدل دینامیکی خطی پیشنهادی در این مرجع با موفقیت در کاربردهای کنترلی بالگرد در مقیاس کوچک با اندازه‌ها و مشخصات مختلف به تأیید رسیده است [۱۴-۱۶] این کاربردهای تجربی نشان می‌دهد که رویکرد مدل‌سازی ارائه‌شده، یک راه‌حل کلی و بدون نقص برای توسعه مدل‌های خطی بالگردهای مقیاس کوچک ارائه می‌دهد. در ادامه روند استخراج مدل خطی آورده شده است.

در شکل ۱، متغیرهای حرکت بالگرد که با توجه به مختصات ثابت بدنه تعریف شده‌اند $\{ \vec{O}_B, \vec{i}_B, \vec{j}_B, \vec{k}_B \}$ بیان

(به عنوان مثال $\frac{\partial^2 F}{\partial x^2}$) و مشتقات پارامترهای دینامیکی، (به عنوان مثال \dot{u}, \dot{q}) ناچیز هستند. مشتق نیروها نیز از رابطه زیر به دست می آید.

$$\Delta F x_i = f(x + \Delta x) - f(x) \quad (3)$$

$$\frac{\partial f}{\partial x} = \frac{\Delta F x_i}{\Delta x}$$

در روابط بالا (X, Y, Z) نیروها و (L, M, N) گشتاورها حول محور (x, y, z) هستند. افزایش اندک هر یک از این نیروها و گشتاورها مجموع مشتقات و اغتشاشات است، و با رابطه زیر محاسبه می شود:

$$\begin{aligned} \Delta X &= X_u \Delta u + X_v \Delta v + \dots + X_{\delta_{col}} \Delta \delta_{col} + \dots \\ \Delta Y &= Y_u \Delta u + Y_v \Delta v + \dots + Y_{\delta_{col}} \Delta \delta_{col} + \dots \\ \Delta Z &= Z_u \Delta u + Z_v \Delta v + \dots + Z_{\delta_{col}} \Delta \delta_{col} + \dots \\ \Delta L &= L_u \Delta u + L_v \Delta v + \dots + L_{\delta_{col}} \Delta \delta_{col} + \dots \\ \Delta M &= M_u \Delta u + M_v \Delta v + \dots + M_{\delta_{col}} \Delta \delta_{col} + \dots \\ \Delta N &= N_u \Delta u + N_v \Delta v + \dots + N_{\delta_{col}} \Delta \delta_{col} + \dots \end{aligned} \quad (4)$$

اغتشاشات کوچک $\delta = \delta + \delta 0$ به دینامیک بدنه صلب اعمال شده است. با اعمال متغیرهای اغتشاش به مؤلفه سرعت روبه جلو، دینامیک بدنه صلب به معادله زیر تبدیل شده است:

$$\dot{u} + \Delta \dot{u} = (r_0 + \Delta r)(v_0 + \Delta v) - (q_0 + \Delta q)(w_0 + \Delta w) - \sin(\theta_0 + \Delta \theta)g + \frac{(X + \Delta X)}{m} \quad (5)$$

فرض بر این بوده است که اغتشاشات و هر مشتق مقدار بسیار کمی دارند. در نتیجه، حاصل اغتشاشات متعاقباً بسیار کوچک و ناچیز است. این مفروضات منجر به موارد زیر شده است. (۱) $\Delta X \Delta Y = 0$ (۲) $\cos \Delta X = 1$ (۳) $\sin \Delta \theta = \Delta \theta$ در نتیجه داریم:

$$\dot{u} + \Delta \dot{u} = r_0 v_0 + r_0 \Delta v + v_0 \Delta r - q_0 w_0 - q_0 \Delta w - w_0 \Delta q - \sin \theta_0 g - \Delta \theta \cos \theta_0 g + \frac{\Delta X}{m} + \frac{X_0}{m} \quad (6)$$

با فرض $p_0 = q_0 = r_0 = u_0 = v_0 = w_0 = \dot{u}_0 = 0$ فرض زاویه کوچک رابطه زیر به دست آمده است:

$$\Delta \dot{u} = -\theta_0 g - \Delta \theta g + \frac{\Delta X}{m} + \frac{X_0}{m} \quad (7)$$

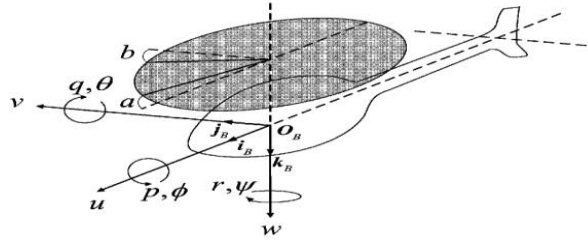
بر اساس این معادلات و بسط تیلور فرم خطی معادلات بالگرد به صورت زیر به دست آمده اند [۱۸، ۱۹].

$$\dot{x} = Ax + Bu_c \quad (8)$$

که در آن بردار حالت به صورت زیر است:

$$x = [u \ v \ \theta \ \phi \ q \ p \ a \ b \ w \ r \ \psi]^T$$

شده اند که در آن مرکز در مرکز ثقل بالگرد قرار گرفته است. بردارهای $\{i \rightarrow_B, j \rightarrow_B, k \rightarrow_B\}$ نیز در شکل ۱ نشان داده شده اند.



شکل ۱- مختصات بدنه، زوایای TPP و مؤلفه های سرعت خطی / زاویه ای

در این شکل سرعت های خطی و زاویه ای بالگرد، با توجه به مختصات ثابت بدنه، به ترتیب با $v^B = [u \ v \ w]^T$ و $\omega^B = [p \ q \ r]^T$ نشان داده شده است. ورودی های کنترل $u_c = [u_{lon} \ u_{lat} \ u_{col} \ u_{ped}]^T$ هستند که در آن u_{col} و u_{ped} ورودی کالکتیو روتور اصلی و روتور دم هستند که تراست روتور اصلی و روتور دم را کنترل می کنند. دو دستور کنترل دیگر، u_{lon} و u_{lat} ورودی های سایکلیک بالگرد هستند که شیب صفحه نوک-مسیر (TPP) را در جهت طولی و جانبی کنترل می کنند. معادلات غیرخطی بالگرد به صورت زیرند [۱۷]:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= rv - qw - g \sin \theta + X/m \\ \dot{v} &= pw - ru + mg \cos \theta \sin \Phi + Y/m \\ \dot{w} &= qu - pv + g \cos \theta \cos \Phi + Z/m \\ \dot{p} &= \frac{qr(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}} + L/I_{xx} \\ \dot{q} &= \frac{pr(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} + M/I_{yy} \\ \dot{r} &= \frac{qp(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} + N/I_{zz} \end{aligned} \quad (1)$$

که در آن (p, q, r) سرعت های زاویه ای، (u, v, w) سرعت های خطی و (I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}) ممان های اینرسی هستند. تقریب خطی نیروها را می توان با استفاده از تقریب تیلور مرتبه اول در شرایط اولیه $x_i(t_0) = a$ به دست آورد:

$$f_{x_i} \approx f(a) + f'(a)(x_i - a) \quad (2)$$

در غالب اوقات، فقط عبارات های مرتبه اول در نظر گرفته می شوند. برای حرکت های کوچک، اثرات عبارات غیرخطی

$$A = \begin{bmatrix} X_u & 0 & -g & 0 & 0 & 0 & X_a & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & Y_v & 0 & g & 0 & 0 & 0 & Y_b & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ M_u & M_v & 0 & 0 & 0 & 0 & M_a & 0 & 0 & 0 & 0 \\ L_u & L_v & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & L_b & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & -1/\tau_f & A_b & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & B_a & -1/\tau_f & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Z_a & Z_b & Z_w & Z_r & 0 \\ 0 & N_v & 0 & 0 & 0 & N_p & 0 & 0 & N_w & N_r & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ A_{lon} & A_{lat} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ B_{lon} & B_{lat} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Z_{col} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & N_{col} & N_{ped} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

دستیابی به مقادیر مطلوب هستند. دوم، حلقه خارجی است که فرمان‌های هدایت را برای حلقه داخلی فراهم می‌کند. هر ساختار کنترل وارون دینامیک از چهار قسمت تشکیل شده است؛ که عبارت‌اند از: پیش‌جبران‌ساز، متغیر کنترل، دینامیک مطلوب و وارون دینامیک [۲۰]. مزیت استفاده از وارون دینامیک بر یک کنترل‌گر خطی تنظیم-بهره سنتی این است که وارون دینامیک تغییرات شرایط پروازی را داخل محاسبات مدل سیستم به کار می‌گیرد که مشکل زمان‌بر بودن و فرآیندهای پیچیده یک کنترل‌گر مقاوم تنظیم بهره را برطرف می‌کند.

معادله حالت برای سیستم به صورت زیر است [۲۱]:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = f(x) + g(x)u \\ y(t) = h(t) \end{cases} \quad (9)$$

این معادله به فرم بردار تعمیم‌یافته است که در آن $x(t) \in R^n$ بردار حالت، $y(t) \in R^p$ بردار اندازه‌گیری و $u(t) \in R^m$ بردار ورودی است. از آنجایی که متغیرهای کنترل به صورت تابعی از متغیرهای حالت تعریف شده‌اند، با مشتق‌گیری از خروجی y نسبت به زمان t روابط زیر به دست آمده‌اند:

$$\dot{y} = \frac{\partial h}{\partial x} \frac{\partial x}{\partial t} = \frac{\partial h}{\partial x} f(x) + \frac{\partial h}{\partial x} g(x)u = F(x) + G(x)u \quad (10)$$

داریم:

$$u_c(t) = G(x)^{-1}[\dot{y}_{des} - F(x)] \quad (11)$$

سیگنال کنترل مناسب برای دینامیک‌های خروجی مطلوب $\dot{y}_{des}(t)$ به صورت زیر است:

$$\dot{y}_{des}(t) = K(y_c(t), y_{means}(t)) \quad (12)$$

که در آن، سیگنال فرمان، y_c و بردار اندازه‌گیر خروجی، y_{means} است. سیگنال خطا به صورت زیر تعریف شده است:

$$e(t) = \dot{y}_c(t) - \dot{y}_{means}(t) \quad (13)$$

پارامتر ماتریس‌های $A \in \mathbb{R}^{11 \times 11}$, $B \in \mathbb{R}^{11 \times 11}$ در جدول ۱ آمده است؛ که در آن g , τ_f به ترتیب ثابت گرانث و ثابت زمانی روتور اصلی را نشان می‌دهد.

جدول ۱- مقادیر پارامترهای ماتریس‌های A و B در فضای حالت برای بالگرد بدون سرنشین

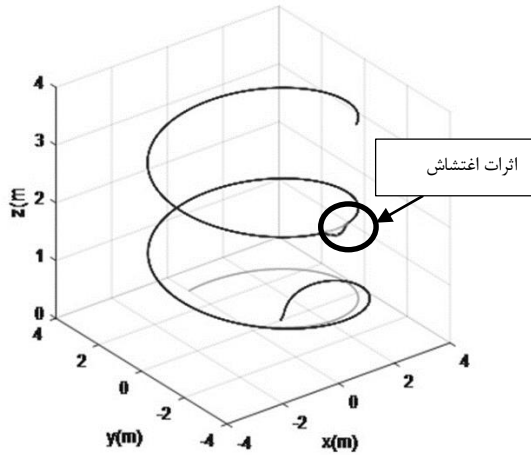
X_u	-	X_a	$-g$	Y_v	-0.05989
Y_b	g	M_u	0.2542	M_v	-0.06013
M_a	307.5 71	L_u	-0.0244	L_v	-0.1173
L_b	112.4 817	A_b	0.7713	B_a	0.6168
Z_w	-	N_v	2.982	N_w	-0.7076
N_r	-	$1/\tau_f$	30.71	g	9.389
A_{lon}	4.059	A_{lat}	-0.01610	B_{lon}	-0.01017
B_{lat}	4.085	Z_{col}	3.749	N_{col}	26.90
				N_{ped}	-13.11

دینامیک کلی متشکل است از یک سیستم خطی کوپل شده از متغیرهای حرکتی بالگرد و دینامیک فلیپینگ روتور اصلی. از آنجاکه حضور این دو زیرسیستم در فضای حالت بر طراحی کنترل‌کننده بی‌تأثیر است، در مدل بالگرد حذف شده‌اند.

۳ کنترل وارون دینامیک

وارون دینامیک یک روش طراحی کنترل است که در آن دینامیک‌های ذاتی یک سیستم دینامیکی حذف و با دینامیک مطلوب انتخاب‌شده توسط طراح جایگزین شده است. کنترل در دو مرحله صورت می‌گیرد. اول، در حلقه داخلی، نرخ‌های زاویه‌ای بدنه، کنترل شده و خروجی‌های این حلقه، فرمان‌های عملگر، به منظور

شکل ۳، کنترل وضعیت بالگرد را نشان می‌دهد که مطابق با آن همگرایی در زمان حدوداً ۷ ثانیه رخ داده است که زمان مناسبی برای همگرایی است.



شکل ۴- ردیابی مسیر ماریچ مرجع با اعمال کنترل گر وارون دینامیک در سه بعد

در شکل ۴، مسیر ردیابی مرجع را نشان داده است که حاکی از ردیابی موفق بالگرد در فضای سه بعدی است. در این شکل همچنین اثرات اغتشاشات مشخص است که این اغتشاشات توسط کنترل گر وارون دینامیک تا حدود زیادی حذف شده‌اند. در ادامه به منظور حصول نتایج بهتر برای کنترل وضعیت و موقعیت، کنترل گر پیش‌بین ارائه شده است.

۱.۳ کنترل پیش‌بین

محاسبه سیگنال کنترلی زمان‌های آینده در الگوریتم کنترل پیش‌بین تعمیم‌یافته، با کمینه کردن تابع چندمرحله‌ای که در افق پیش‌بینی تعیین شده است، حاصل می‌شود. به طوری که بنا بر رفتار انتگرالی در فضای حالت می‌توان در معادلات از $\Delta u(k) = u(k) - u(k-1)$ به جای $u(k)$ استفاده کرد. در اینجا معادلات فضای حالت به صورت زیرند:

$$\begin{aligned} & \begin{bmatrix} \Delta x_m(k+1) \\ y(k+1) \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} A_m & 0_{q \times n} \\ C_m A_m & I_{q \times q} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta x_m(k) \\ y(k) \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} B_m \\ C_m B_m \end{bmatrix} \Delta u_m(k) + \begin{bmatrix} B_d \\ C_m B_m \end{bmatrix} \varepsilon(k) \end{aligned} \quad (18)$$

$$y(k) = \begin{bmatrix} 0_{q \times n} & I_{q \times q} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta x_m(k) \\ y(k) \end{bmatrix}$$

با استفاده از رفتار انتگرالی مقادیر پیش‌بینی شده برای خروجی را می‌توان به صورت ماتریسی زیر نوشت:

$$Y = H'x(k) + H''\Delta U \quad (19)$$

که در آن:

$$\dot{e}(t) = \dot{y}_c(t) - \dot{y}_{means}(t) \Leftrightarrow \dot{y}_{means}(t) = \dot{y}_c(t) - \dot{e}(t) \quad (14)$$

برای حرکت خطای $e(t)$ به سمت صفر و تضمین اینکه سیستم دینامیکی فوق پایدار مجانبی است، یک کنترل گر K طراحی شده است:

$$\dot{e}(t) = -Ke(t) \quad (15)$$

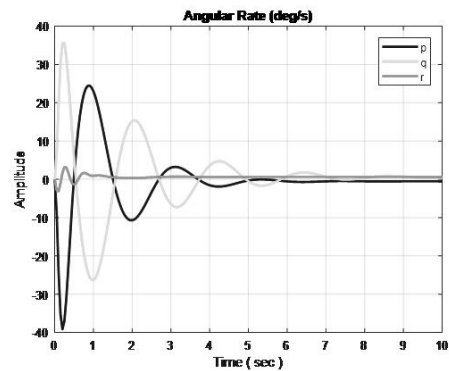
که در آن، همه مقادیر ویژه ماتریس $K_{p \times p}$ بخش‌های حقیقی اکیداً مثبت دارند. خروجی سیستم، باید دینامیک‌های مطلوب را تعقیب کند. بدین معنی که $\dot{y}_{means}(t) = \dot{y}_{des}(t)$ بنابراین رابطه ۵ به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\dot{y}_{des}(t) = \dot{y}_c(t) - \dot{e}(t) \quad (16)$$

عبارت کامل برای سیگنال $\dot{y}_{des}(t)$ با استفاده از روابط بالا تبدیل می‌شود به:

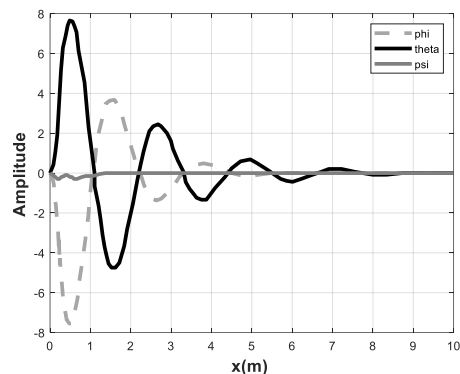
$$\dot{y}_{des}(t) = \dot{y}_c(t) - Ke(t) \quad (17)$$

در ادامه نتایج حاصل از شبیه‌سازی کنترل گر پیش‌بین ارائه شده است.



شکل ۲- سرعت‌های زاویه‌ای بالگرد با اعمال کنترل گر وارون دینامیک

در شکل ۲، کنترل سرعت‌های زاویه‌ای (p, q, r) نشان داده است. در این شکل همگرایی در زمان حدوداً ۶ ثانیه است که زمان مطلوبی است.



شکل ۳- وضعیت بالگرد با اعمال کنترل گر وارون دینامیک

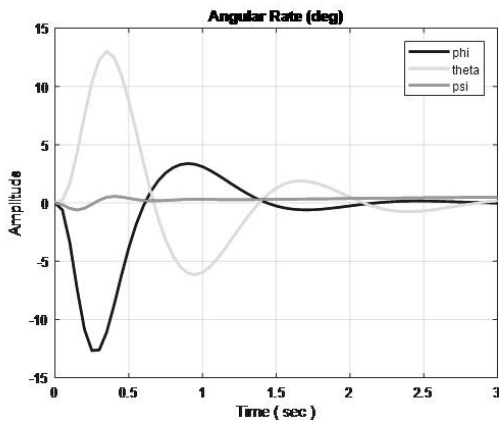
حاصل نشود. قیود برای چهار ورودی کنترلی به صورت زیر در نظر گرفته شده‌اند [۲۳]:

$$\begin{bmatrix} 0 \\ -0.18 \\ -0.18 \\ 1 \end{bmatrix} \leq \begin{bmatrix} \theta_0 \\ \theta_{1s} \\ \theta_{1c} \\ \theta_{0T} \end{bmatrix} (\text{rad}) \leq \begin{bmatrix} 0.35 \\ 0.18 \\ 0.18 \\ 1 \end{bmatrix}$$

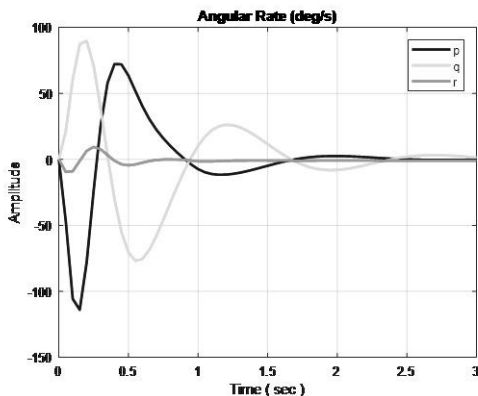
قیود برای نرخ سیگنال کنترل نیز به صورت زیر انتخاب شده‌اند:

$$\begin{bmatrix} -0.6 \\ -0.6 \\ -0.6 \\ -0.6 \end{bmatrix} \leq \Delta u \leq \begin{bmatrix} 0.6 \\ 0.6 \\ 0.6 \\ 0.6 \end{bmatrix}$$

لازم به ذکر است که قیود مربوط به ورودی کنترل از [23] استخراج شده است ولی قیود مربوط به نرخ سیگنال کنترل توسط طراح و با توجه به بهبود نتایج در شبیه‌سازی انتخاب شده است.



شکل ۵- وضعیت بالگرد با اعمال کنترل گر پیش‌بین



شکل ۶- سرعت‌های زاویه‌ای بالگرد با اعمال کنترل گر پیش‌بین

نتایج حاصل از شبیه‌سازی در شکل ۵ نشان می‌دهد که وضعیت پرند در زمان حدود ۳ ثانیه به خوبی همگرا شده است. شکل ۶ نیز موفقیت کنترل وضعیت بالگرد را در زمان حدود ۳ ثانیه نشان می‌دهد که این زمان همگرایی مطلوب است.

$$H' = \begin{bmatrix} CA \\ CA^2 \\ CA^3 \\ \vdots \\ CA^{Np} \\ CB \\ 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \\ CAB \\ CA^2B \\ \vdots \\ CA^{Np-1}B \\ CA^{Np-2}B \\ CA^{Np-3}B \\ \vdots \\ CA^{Np-Nc}B \end{bmatrix}, H'' = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \dots & 0 \\ CA & 0 & \dots & 0 \\ CB & CB & \vdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ CA^{Np-1}B & CA^{Np-2}B & CA^{Np-3}B & \dots & CA^{Np-Nc}B \end{bmatrix} \quad (20)$$

تابع هزینه نیز به صورت زیر در نظر گرفته شده است:

$$J = (Y - w)^T W_y (Y - w) + \Delta U^T W_u \Delta U \quad (21)$$

در رابطه فوق Y بردار خروجی‌های پیش‌بینی شده، w بردار مقادیر سیگنال مرجع در زمان‌های آینده، ΔU سیگنال کنترل و W_u و W_y ماتریس‌های مثبت معینی هستند که وزن ورودی‌ها و خروجی‌ها را در تابع هزینه تعیین می‌کنند. شرط لازم برای کمینه شدن تابع هزینه به صورت زیر است:

$$\frac{\partial J}{\partial \Delta U} = 0 \quad (22)$$

در نتیجه رابطه زیر حاصل شده است:

$$\begin{aligned} \Delta U &= (H'^T W_y H'' \\ &+ W_u)^{-1} H'^T W_y (w \\ &- H' x(k)) \end{aligned} \quad (23)$$

۲.۳ کنترل پیش‌بین توسعه یافته مقید

در این روش عموماً با حداقل کردن یک تابع هزینه درجه دو به صورت زیر، سیگنال کنترل حاصل می‌شود:

$$(u) = \frac{1}{2} u^T H u + b u + f_0 \quad (24)$$

حل بهینه این مسئله به صورت زیر است:

$$u = -H^{-1} b \quad (25)$$

هنگامی که سیگنال کنترل از محدودیت‌ها تجاوز کند، تضمینی برای این که سیگنال به دست آمده بهینه باشد، وجود ندارد و این مسئله با هدف اصلی کنترل پیش‌بین مغایرت دارد [۲۲]، در نتیجه سیستم کنترل باید قادر به پیش‌بینی تجاوز از محدودیت‌ها بوده و بتواند آن را جبران کند. در نظر نگرفتن محدودیت‌های در نظر گرفته شده برای سیگنال کنترل در هنگام کمینه‌سازی تابع هزینه، ممکن است باعث شود که سیگنال کنترل بیشتر از حد مجاز به عنوان سیگنال بهینه نتیجه شود و سیگنال کنترلی که به عنوان جایگزین به سیستم اعمال می‌شود تابع هزینه را مینیمم نکرده و به این ترتیب اهداف کنترلی در نظر گرفته شده برای سیستم به خوبی

$$\begin{cases} \lambda_x^d = \lambda \cos \varphi \\ \lambda_y^d = \lambda \sin \varphi \end{cases} \quad (27)$$

که در آن λ ، فاصله مرکز جرم پیشرو تا مرکز جرم پیرو است و φ ، زاویه‌ی بین محور x پیشرو و λ است. خطای شکل‌دهی را می‌توان به صورت زیر تعریف کرد:

$$\begin{cases} \dot{e}_x = \lambda_x^d - \dot{\lambda}_x \\ \dot{e}_y = \lambda_y^d - \dot{\lambda}_y \\ \dot{e}_\psi = \dot{\psi}_F - \dot{\psi}_L \end{cases} \quad (28)$$

دینامیک انتقالی در صفحه‌ی $x - y$ به صورت زیر است:

$$\begin{cases} \dot{x}_i = v_{ix} \cos \psi_i - v_{iy} \sin \psi_i \\ \dot{y}_i = v_{ix} \sin \psi_i + v_{iy} \cos \psi_i \\ \dot{\psi}_i = \omega_L \end{cases} \quad (29)$$

\dot{x}_i و \dot{y}_i ، مؤلفه‌های سرعت در دستگاه مختصات زمینی هستند. ψ_i زاویه‌ی بین جهت محور x دستگاه بدنی و دستگاه مختصات زمینی است و v_{ix} و v_{iy} مؤلفه‌های سرعت در دستگاه مختصات بدنی هستند که از روابط زیر به دست می‌آیند:

$$\begin{cases} v_{ix} = \dot{x}_i \cos \psi_i + \dot{y}_i \sin \psi_i \\ v_{iy} = -\dot{x}_i \sin \psi_i + \dot{y}_i \cos \psi_i \end{cases} \quad (30)$$

با استفاده از روابط ذکر شده روابط زیر به دست آمده است:

$$\begin{cases} \dot{e}_x = -(\lambda_y^d - e_y)\omega_L - v_{Fx} \cos e_\psi + v_{Fy} \sin e_\psi + v_{Lx} \\ \dot{e}_y = (\lambda_x^d - e_x)\omega_L - v_{Fx} \sin e_\psi - v_{Fy} \cos e_\psi + v_{Ly} \\ \dot{e}_\psi = \omega_F - \omega_L \end{cases} \quad (31)$$

و در فرم فضای حالت:

$$\dot{x} = F(x) + G(x)v \quad (32)$$

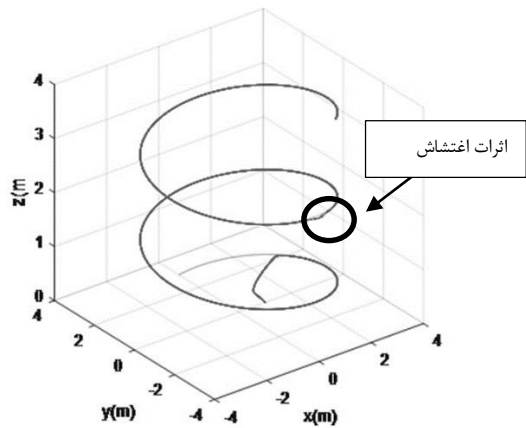
که در آن x بردار فضای حالت و v بردار فرمان کنترلی و $F(x)$ و $G(x)$ به صورت زیر هستند:

$$x = [e_x \quad e_y \quad e_\psi]^T \quad (33)$$

$$v = [v_{Fx} \quad v_{Fy} \quad \omega_F]^T \quad (34)$$

$$F(x) = \begin{bmatrix} e_y \omega_L + v_{Lx} - \omega_L \lambda_y^d \\ -e_x \omega_L + v_{Ly} + \omega_L \lambda_x^d \\ -\omega_L \end{bmatrix} \quad (35)$$

$$G(x) = \begin{bmatrix} -\cos e_\psi & \sin e_\psi & 0 \\ -\sin e_\psi & -\cos e_\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (36)$$



شکل ۷- ردیابی مرجع در مسیر مارپیچ در سه بعد با اعمال کنترل گر وارون دینامیک

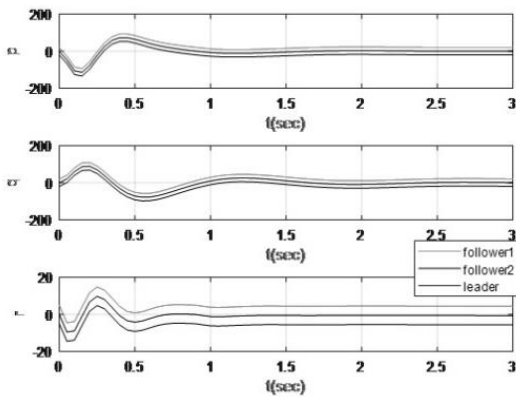
شکل ۷، موقعیت بالگرد را در فضای سه بعدی نشان می‌دهد. در این شکل نشان داده شده است که بالگرد به خوبی مسیر مارپیچ را ردیابی کرده است که بیانگر موفقیت کنترل گر اعمال شده است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی دو کنترل گر برای کنترل وضعیت و موقعیت بالگردها نشان داد که در روش وارون دینامیک، زمان همگرایی حدوداً ۷ ثانیه است و این کنترل گر در حذف اغتشاشات نیز موفق بوده است. در روش پیش‌بین زمان همگرایی به حدود ۳ ثانیه کاهش یافته است و همچنین این روش، اغتشاشات را با دقت بالایی (حدوداً ۲۰ درصد بیشتر از روش وارون دینامیک) حذف می‌کند. از این رو، با توجه به زمان همگرایی کمتر و حذف اغتشاشات با درصد دقت بالاتر، کنترل گر پیش‌بین، برای کنترل وضعیت و موقعیت مستقل بالگردها در پرواز گروهی اعمال شد. در ادامه کنترل شکل‌دهی گروه بالگرد ارائه شده است.

۴ کنترل شکل‌دهی

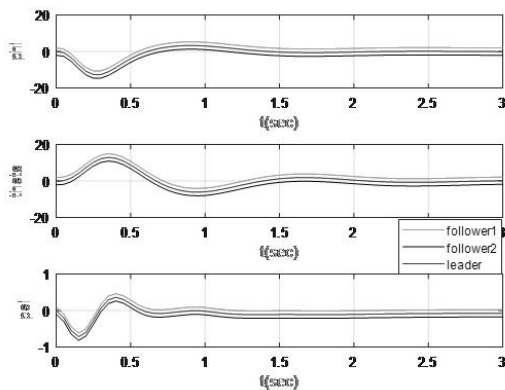
در این مقاله در فرآیند کنترل شکل‌دهی پیشرو- پیرو، ابتدا پیشرو یک مسیر از پیش تعیین شده را دنبال می‌کند و موقعیت پیشرو در هر لحظه به عنوان ورودی کنترل شکل‌دهی برای بالگردهای پیرو مورد استفاده قرار می‌گیرد. در ادامه کنترل کننده‌ای برای دینامیک خطای شکل‌دهی طراحی می‌شود و خطای شکل‌دهی را به سمت صفر می‌رساند، سپس با استفاده از کنترل کننده شکل‌دهی سرعت مطلوب برای پیروها به دست می‌آید و پیروها برای حفظ فاصله از پیشرو این سرعت را دنبال می‌کنند [۷] برای کنترل شکل‌دهی ابتدا دینامیک خطای شکل‌دهی به دست آورده شده است و سپس کنترل کننده‌ای برای آن طراحی شده است. در این روش فاصله زاویه‌ی ثابتی بین پیشرو و پیرو حفظ شده است. داریم:

$$\begin{cases} \lambda_x = -(x_L - x_F) \cos \psi_L - (y_L - y_F) \sin \psi_L \\ \lambda_y = -(x_L - x_F) \sin \psi_L - (y_L - y_F) \cos \psi_L \end{cases} \quad (26)$$

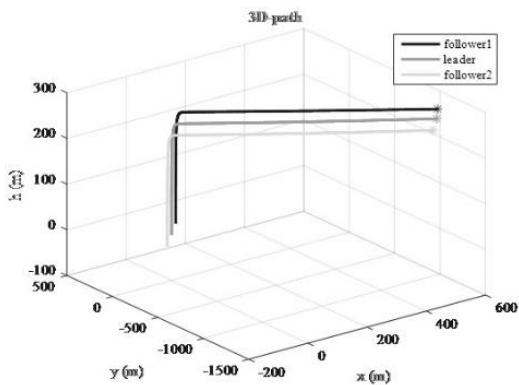
آن دو بالگرد پیرو به خوبی پیشرو را ردیابی کرده‌اند. در شکل‌های ۱۰ و ۱۱ نیز موقعیت سه بالگرد در فضای سه‌بعدی در مسیر خطی و ماریپیج آمده است که نشان می‌دهند که دو بالگرد پیرو فوق در دو مسیر مختلف به خوبی از پیشرو پیروی کرده‌اند. در شکل ۱۲ نمودار سه‌بعدی از کنترل شکل‌دهی پیشرو- پیرو توسط سه بالگرد در مسیر ماریپیج با آرایش مثلثی نشان از موفقیت کنترل‌گر شکل‌دهی اعمال شده دارد.



شکل ۸- پیروی سرعت‌های زاویه‌ای بالگردهای پیرو از پیشرو در کنترل شکل‌دهی



شکل ۹- پیروی وضعیت بالگردهای پیرو از پیشرو در کنترل شکل‌دهی



شکل ۱۰- نمودار سه‌بعدی موقعیت سه بالگرد با کنترل شکل‌دهی پیشرو- پیرو در مسیر خطی

با توجه به دینامیک خطای شکل‌دهی، یک قانون کنترلی طراحی شده است تا خطا به سمت صفر همگرا شود. در اینجا برای کنترل دینامیک خطای شکل‌دهی از کنترل‌کننده‌ی مد لغزشی انتگرالی استفاده شده است. سطح لغزش به صورت زیر تعریف شده است:

$$s = \dot{x} + k_f \int x dt \quad (37)$$

k_f یک ماتریس ثابت است. با انتخاب مناسب k_f که خطا را به سمت صفر همگرا می‌کند، دینامیک خطای شکل‌دهی است که انتظار می‌رود روی سطحی که توسط $s = 0$ تعریف می‌شود، حفظ شود. کنترل مد لغزشی انتگرالی از دو قسمت کنترل معادل و کنترل ناپیوسته به صورت زیر تشکیل شده است:

$$v = v_{eq} + v_{disc} \quad (38)$$

که با مشتق‌گیری از سطح لغزش و برابر صفر قرار دادن آن v_{eq} به صورت زیر به دست آمده است:

$$v_{eq} = G^{-1}(x)(-F(x) - k_f x) \quad (39)$$

برای اطمینان از اینکه سیستم با در نظر گرفتن اغتشاشات بر روی سطح $s = 0$ نگاه داشته شود، می‌توان آن را به صورت زیر به دست آورد.

$$s = \dot{x} + k_f x = F(x) + G(x)v_{eq} + k_f x = -L \operatorname{sgn}(s) \quad (40)$$

L ثابت مثبت است؛ که در نتیجه آن v_{disc} به صورت زیر به دست آمده است:

$$v_{disc} = -L \operatorname{sgn}(s) \quad (41)$$

با توجه به روابط ذکر شده فرمان کنترل شکل‌دهی به صورت معادله زیر حاصل شده است:

$$v = G^{-1}(x)(-F(x) - k_f x - L \operatorname{sgn}(s)) \quad (42)$$

برای اثبات پایداری کنترل شکل‌دهی ابتدا تابع لیاپانوف دلخواه و مشتق آن به صورت زیر در نظر گرفته شده است:

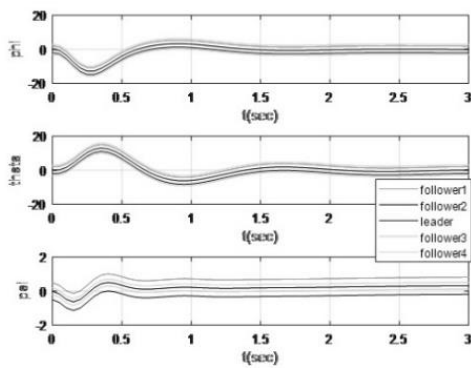
$$V = \frac{1}{2} s^T s \quad (43)$$

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s^T (F(x) + G(x)v + k_f x) \\ &= s^T (-L \operatorname{sgn}(s)) \\ &< -L |s| < 0 \end{aligned} \quad (44)$$

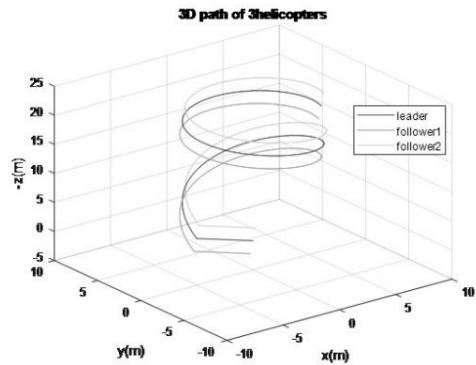
بنابراین اگر $L > 0$ باشد، اطمینان حاصل می‌شود که \dot{V} منفی معین است؛ بنابراین، سیستم در یک زمان محدود به سطح $s = 0$ می‌رسد و روی آن باقی خواهد ماند.

۵ شبیه‌سازی و نتایج

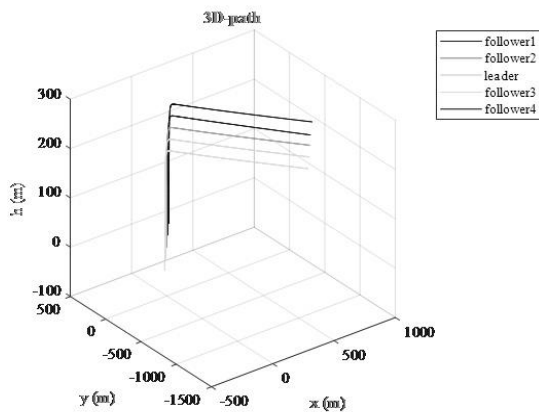
نتایج شبیه‌سازی کنترل شکل‌دهی برای سه بالگرد بدون سرنشین در شکل‌های ۸-۱۱ آورده شده است. شکل‌های ۸ و ۹ سرعت‌های زاویه‌ای و وضعیت سه بالگرد پیرو و پیشرو را نشان می‌دهد که در



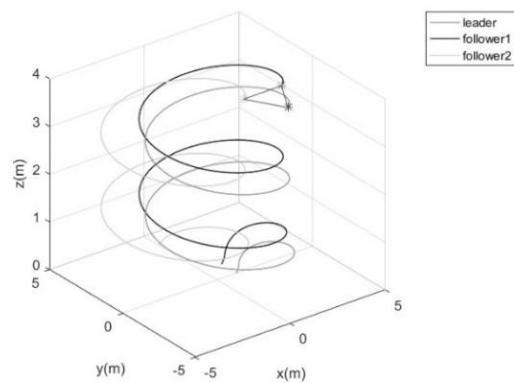
شکل ۱۴- پیروی وضعیت بالگردهای پیرو از پیشرو در کنترل شکل‌دهی



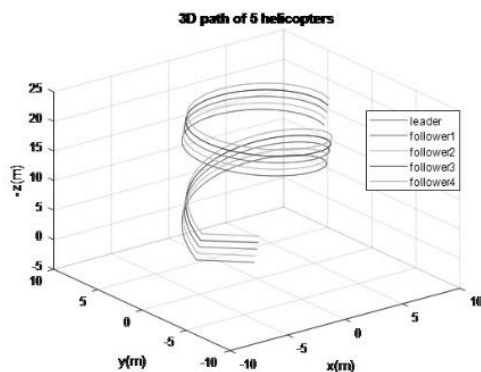
شکل ۱۱- نمودار سه‌بعدی موقعیت سه بالگرد با کنترل شکل‌دهی پیشرو- پیرو در مسیر مارپیچ با حفظ آرایش خطی



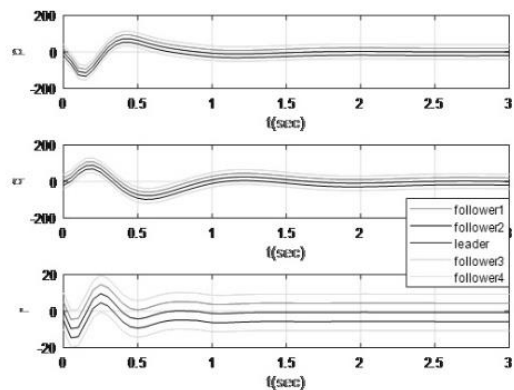
شکل ۱۵- نمودار سه‌بعدی موقعیت در کنترل شکل‌دهی پیشرو- پیرو توسط ۵ بالگرد در مسیر خطی



شکل ۱۲- نمودار سه‌بعدی موقعیت سه بالگرد در کنترل شکل‌دهی پیشرو- پیرو در مسیر مارپیچ با آرایش مثلثی



شکل ۱۶- نمودار سه‌بعدی وضعیت در کنترل شکل‌دهی پیشرو- پیرو توسط ۵ بالگرد در مسیر



شکل ۱۳- پیروی سرعت‌های زاویه‌ای بالگردهای پیرو از پیشرو در کنترل شکل‌دهی

نتایج شبیه‌سازی در شکل‌های ۱۳-۱۶، نشان داد که با افزایش تعداد بالگردها به ۵ نیز کنترل‌گر شکل‌دهی اعمال‌شده به‌خوبی پاسخ می‌دهد و بالگردها با حفظ فاصله و زاویه معین، در مسیر مرجع از پیرو، پیروی کرده‌اند.

در این مقاله هدف، کنترل شکل‌دهی گروه بالگرد است که محقق شدن این هدف شامل دو قسمت است: ۱) کنترل وضعیت و

مسیرهای مختلف، تعداد متفاوت بالگرد و آرایش پروازی مختلف است.

۷ مراجع

- [1] F. Hadaegh and P. Wang, "Coordination and control of multiple microspacecraft moving in formation," 1996.
- [2] V. Kapila, A. G. Sparks, J. M. Buffington, and Q. Yan, "Spacecraft formation flying: Dynamics and control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 23, no. 3, pp. 561-564, 2000.
doi: <https://doi.org/10.2514/2.4567>
- [3] B. Wang, X. Dong, B. M. Chen, T. H. Lee, and S. K. Phang, "Formation flight of unmanned rotorcraft based on robust and perfect tracking approach," in *2012 american control conference (ACC)*, 2012, pp. 3284-3290: IEEE.
doi: [10.1109/ACC.2012.6315049](https://doi.org/10.1109/ACC.2012.6315049)
- [4] M. Anderson and A. Robbins, "Formation flight as a cooperative game," in *Guidance, navigation, and control conference and exhibit*, 1998, p. 4124.
doi: <https://doi.org/10.2514/6.1998-4124>
- [5] P. McDowell, J. Chen, and B. Bourgeois, "UUV teams, control from a biological perspective," in *OCEANS'02 MTS/IEEE*, 2002, vol. 1, pp. 331-337: IEEE.
doi: [10.1109/OCEANS.2002.1193293](https://doi.org/10.1109/OCEANS.2002.1193293)
- [6] M. A. Lewis and K.-H. Tan, "High precision formation control of mobile robots using virtual structures," *Autonomous robots*, vol. 4, pp. 387-403, 1997.
doi: <https://doi.org/10.1023/A:1008814708459>
- [7] A. Toloie, M. Habibi Totekani, R. Ghasemi, and F. Ghaderi, "Formation control of multi-quadrotor using leader-follower method based on sliding mode," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 12, no. 1, pp. 63-77, 2023.
- [8] P. Manouchehri, R. Ghasemi, and A. Toloie, "Distributed fuzzy adaptive sliding mode formation for nonlinear multi-quadrotor systems," *International Journal of Engineering*, vol. 33, no. 5, pp. 798-804, 2020.
doi: [10.5829/IJE.2020.33.05B.11](https://doi.org/10.5829/IJE.2020.33.05B.11)
- [9] M. Saffarian and F. Fahimi, "A novel leader-follower framework for control of helicopter formation," in *2007 IEEE Aerospace Conference*, 2007, pp. 1-6: IEEE.
doi: [10.1109/AERO.2007.352757](https://doi.org/10.1109/AERO.2007.352757)
- [10] F. Fahimi, "Full formation control for autonomous helicopter groups," *Robotica*, vol. 26, no. 2, pp. 143-156, 2008.
doi: <https://doi.org/10.1017/S0263574707003670>
- [11] Z. Wang, Y. He, and J. Han, "Multi-unmanned helicopter formation control on relative dynamics," in *2009 International Conference on Mechatronics and Automation*, 2009, pp. 4381-4386: IEEE.
doi: [10.1109/ICMA.2009.5246619](https://doi.org/10.1109/ICMA.2009.5246619)

موقعیت مستقل هر بالگرد. (۲) کنترل شکل‌دهی گروه بالگرد. کنترل‌گر اعمال شده به بالگرد وارون دینامیک و پیش‌بین است که موقعیت و وضعیت مستقل هر بالگرد را کنترل می‌کند؛ که با توجه به زمان پایداری و نوسان کمتر و همچنین حذف بهتر اثرات اغتشاش در نهایت روش پیش‌بین برای کنترل وضعیت و موقعیت بالگردها اعمال شد. سپس کنترل گروهی بالگردها برای ردیابی مسیر و حفظ آرایش موردنظر به روش مد لغزشی انجام شد. نتایج حاصل از شبیه‌سازی پرواز گروهی بالگرد در شکل‌های ۸-۱۵ حاکی از ردیابی موفق بالگردهای پیرو از پیشرو است. کنترل موقعیت و وضعیت هر کدام از بالگردها به روش کنترل پیش‌بین مقید صورت گرفته و کنترل شکل‌دهی بالگردها به روش مد لغزشی انجام شده است. این نتایج که در مسیر خطی و مارپیج نیز به خوبی عمل کرده است برای تعداد ۳ و ۵ بالگرد نیز نتایج قابل قبولی ارائه داده است. همچنین به منظور اعتبار سنجی، نتایج این مقاله با نتایج رفرنس ۱۰ مقایسه شد. ملاحظه شد که نتایج پرواز کروز در تحقیق حاضر با نتایج این رفرنس مطابقت دارد. مقایسه نتایج پرواز در مسیر مارپیج نیز با رفرنس ۷ حاکی از درستی نتایج حاصله بود. نتایج رفرنس ۸ نیز درستی نتایج به دست آمده در این مقاله را تأیید کرد.

۶ نتیجه گیری

در این مقاله کنترل شکل‌دهی در فاز ایستا و کروز و مسیر مارپیچی توسط سه بالگرد بدون سرنشین با حفظ شکل خطی و مثلثی در طول مسیر ارائه شده است. نتایج شبیه‌سازی با استفاده از کنترل کننده وارون دینامیک برای کنترل موقعیت و وضعیت بالگردها، نشان‌دهنده موفقیت ردیابی مسیر موردنظر در فرمان‌های کنترلی در زمان حدود ۷ ثانیه بود و نشان داد که کنترل‌گر وارون دینامیک در حذف اغتشاش تا حدودی موفق بوده است. این نتایج با شبیه‌سازی‌های حاصل از کنترل‌گر پیش‌بین مقید برای کنترل وضعیت و موقعیت مستقل بالگردها مقایسه شد و بنا بر نتایج بهتر از نظر زمان همگرایی (حدود ۳ ثانیه) و حذف اغتشاشات (حدود ۲۰ درصد بیشتر از کنترل‌گر وارون دینامیک) برای کنترل موقعیت و وضعیت بالگردها در پرواز گروهی، کنترل‌گر فوق اعمال شد. همچنین نتایج شبیه‌سازی کنترل شکل‌دهی به روش پیرو پیشرو و با استفاده از کنترل مد لغزشی انتگرالی با تعداد سه بالگرد و در مسیر خطی و مارپیج با آرایش خطی و مثلثی نیز حاکی از این است که پیروها از پیشرو پیروی می‌کنند. نتایج کنترل شکل‌دهی برای تعداد ۵ بالگرد نیز نشان داد که باز هم پیروها به خوبی از پیشرو در مسیر خطی و مارپیج و با حفظ آرایش خطی و مثلثی، پیروی می‌کنند. نتایج حاصل از شبیه‌سازی بیانگر صحت کنترل شکل‌دهی طراحی شده با الگوی پیرو-پیشرو به روش مد لغزشی با اعمال کنترل پیش‌بین مقید برای کنترل موقعیت و وضعیت بالگرد در

- techniques," *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 80, pp. 87-138, 2015. doi: <https://doi.org/10.1007/s10846-014-0143-5>
- [18] B. Mettler, M. B. Tischler, and T. Kanade, "System identification of small-size unmanned helicopter dynamics," in *Annual Forum Proceedings- American Helicopter Society*, 1999, vol. 2, pp. 1706-1717: Citeseer.
- [19] I. A. Raptis and K. P. Valavanis, *Linear and nonlinear control of small-scale unmanned helicopters*. Springer, 2011. doi: <https://doi.org/10.1007/978-94-007-0023-9>
- [20] M. Lungu, *Sisteme de conducere a zborului*. Sitech, 2008.
- [21] G. J. Ducard, *Fault-tolerant flight control and guidance systems: Practical methods for small unmanned aerial vehicles*. Springer Science & Business Media, 2009. doi: [10.1007/978-1-84882-561-1](https://doi.org/10.1007/978-1-84882-561-1)
- [22] C. Bordons, F. Garcia-Torres, and M. A. Ridao, *Model predictive control of microgrids*. New York: Springer, 1998. doi: https://doi.org/10.1007/978-3-030-24570-2_3
- [23] T. Oktay and C. Sultan, "Constrained predictive control of helicopters," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 85, no. 1, pp. 32-47, 2013. doi: <https://doi.org/10.1108/00022661311294021>
- [12] D. Wang, Q. Zong, and B. Zhang, "Distributed adaptive finite-time formation control of multiple UAV helicopter system," in *2018 37th Chinese Control Conference (CCC)*, 2018, pp. 2631-2636: IEEE. doi: <https://doi.org/10.22034/jtae.2022.145233>.
- [13] B. Mettler, *Identification modeling and characteristics of miniature rotorcraft*. Springer Science & Business Media, 2013.
- [14] J. Gadewadikar, F. Lewis, K. Subbarao, and B. M. Chen, "Structured H-infinity command and control-loop design for unmanned helicopters," *Journal of guidance, control, and dynamics*, vol. 31, no. 4, pp. 1093-1102, 2008. doi: <https://doi.org/10.2514/1.31377>
- [15] A. Budiyo and S. S. Wibowo, "Optimal tracking controller design for a small scale helicopter," *Journal of bionic engineering*, vol. 4, no. 4, pp. 271-280, 2007. doi: [https://doi.org/10.1016/S1672-6529\(07\)60041-9](https://doi.org/10.1016/S1672-6529(07)60041-9)
- [16] J. Shin, K. Nonami, D. Fujiwara, and K. Hazawa, "Model-based optimal attitude and positioning control of small-scale unmanned helicopter," *Robotica*, vol. 23, no. 1, pp. 51-63, 2005. doi: <https://doi.org/10.1017/S026357470400092X>
- [17] J. Alvarenga, N. I. Vitzilaios, K. P. Valavanis, and M. J. Rutherford, "Survey of unmanned helicopter model-based navigation and control