

پرواز گروهی پهپادها با آرایش ساختار مجازی با کنترل تلفیقی PID و وارون دینامیک

تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۲/۰۳

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۱۲/۱۶

سیدجواد حسینی زاده^۱، یوسف عباسی^۲، جلال کریمی^۳

۱- کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۲- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، y_yosefabbas@yaho.com

۳- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

چکیده

در این مقاله به موضوع هدایت گروهی پهپادها با آرایش ساختار مجازی با کمک کنترل تلفیقی PID و وارون دینامیک پرداخته شده است. ابتدا مدل سازی یک پهپاد بال ثابت با استفاده از معادلات شش درجه آزادی انجام شده و با توجه به انتخاب روش ساختار مجازی برای پرواز گروهی، سیستم هدایت و کنترل مناسب برای یک پرنده مبتنی بر راهبر مجازی طراحی و شبیه سازی شش درجه آزادی انجام شده است. در این راستا فرمان های شتاب در دستگاه مختصات اینرسی به فرامین شتاب در دستگاه مختصات بدنی پرنده تبدیل و سپس این فرامین، به فرمان های زوایای وضعیت و سرعت تبدیل شده است. با تلفیق کنترل خطی PID و کنترل غیرخطی وارون دینامیک، کنترل کننده سیستم طراحی و با توجه به نتایج بدست آمده، توانسته به خوبی راهبر مجازی را در مسیر مطلوب تعقیب نماید. در ادامه، با مدل سازی آرایش ساختار مجازی و بکارگیری کنترلر پیشنهادی، خطای موقعیتی عضوها کنترل شده و نتایج شبیه سازی پرواز گروهی نشان می دهد، عملکرد پهپادها در حفظ آرایش، تعقیب مسیر تعیین شده و حذف خطای موقعیت به صورت قابل ملاحظه ای بهبود یافته است.

واژه های کلیدی: شش درجه آزادی، پهپاد، پرواز گروهی، آرایش ساختار مجازی، کنترل تلفیقی PID و وارون دینامیک

Group flight of UAVs with virtual structure formation using intergrated PID control and dynamic inversion

Seyed Javad Hosseini Zadeh¹, Yosef Abbasi², Jalal Karimi³

1- MSc Student, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

2- Associate Professor, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

3- Associate Professor, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

Abstract

In this article, the matter of group guidance of UAVs with virtual structure formation with the help of integrated PID control and dynamic inversion is explained. First, the modeling of a fixed-wing UAV was done using the equations of six degrees of freedom, and according to the choice of the virtual structure method for group flight, the appropriate guidance and control system for a drone based on the virtual guide was designed and the simulation of six degrees of freedom has been done. In this regard, the acceleration commands in the inertial coordinate system have been converted to the acceleration commands in the body coordinate system of the drone, and then these commands have been converted into position and speed angle commands. By combining PID linear control and dynamic inversion non-linear control, the system controller was designed and according to the obtained results, it was able to follow the virtual guide in the desired direction. According to this, by modeling the formation of the virtual structure and using the proposed controller, the positional error of the unit is controlled and the results of the group flight simulation show that the performance of UAVs in maintaining the formation, following the designated path and eliminating the positional error has been significantly improved.

Keywords: Six degrees of freedom, UAV, group flight, virtual structure formation, integrated PID control and dynamic inversion.

۸۹

سال ۱۴ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۴

نشریه علمی

دانش و فناوری هوافضا



امروزه وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین (پهپادها) به دلیل هزینه کم استقرار و نگهداری از محبوبیت بیشتری برخوردار شده‌اند، همچنین توانایی کنترل، هدایت و پرواز گروهی پهپادها، به عنوان یکی از ابزارهای مدرن فناوری در ارتباط با سامانه‌های هوافضایی، به اولویت مهمی در حوزه آفند و پدافند هوایی هر کشوری مبدل شده است، بطوری‌که استراتژی نبردها تغییر یافته و کانون توجه از انجام پروازها و مأموریت‌های سرنشین‌دار به سمت مأموریت‌های بدون سرنشین متمایل شده است. استفاده از پهپادها و موشک‌های کروز در نبردهای اخیر شاهدی بر این مدعاست، چرا که پهپادها با شکل‌ها و اندازه‌های متنوع خود، گستره وسیعی از کاربردها و مسافت‌های پروازی را بدست آورده‌اند. دلیل عدم نیاز به سیستم‌های محافظتی و ایمنی برای خلبان انسانی، طراحان در توسعه این وسایل آزادی بیشتری دارند و این باعث کاهش هزینه و ابعاد و افزایش قابلیت‌های عملیاتی، و محدوده‌ی عملکردی (چابکی و مانورپذیری بالاتر، زمان و برد پروازی بیشتر) شده است. توجه به پرواز گروهی ناشی از موارد ذکر شده، همچنین کاهش سوخت و انجام بهتر مأموریت می‌باشد.

برای هدایت و کنترل پرواز گروهی آرایش‌های مختلفی وجود دارد که به صورت خلاصه عبارت‌اند از: آرایش رفتارگرایانه، رهبر- پیرو و ساختار مجازی [۱]. آرایش رفتارگرایانه برگرفته از رفتار حرکت جمعی موجودات در طبیعت است، به گونه‌ای که برای هر هواپیمای بدون سرنشین چندین رفتار تعریف می‌شود. هواپیمای بدون سرنشین بر اساس میانگینی از این رفتارها خود را

با دیگر هواپیماهای بدون سرنشین وفق می‌دهد. در واقع این روش از نوع غیرمتمرکز بوده و در آن کنترل هر عامل در واقع یک میانگین از کل رفتارهای مربوط به آن عضو می‌باشد (میانگین رفتار همسایه‌ها مدنظر است). آرایش رهبر- پیرو به گونه‌ای است که یکی از هواپیماهای بدون سرنشین به عنوان رهبر و دیگر هواپیماهای بدون سرنشین به عنوان پیرو در نظر گرفته می‌شود. رهبر سعی در انطباق خود با مسیر مطلوب و پیروها در صدد انطباق خود با مسیر رهبر می‌باشند. هدایت هواپیماها، هلی‌کوپترها و ریزپرنده‌ها با قابلیت تغییر پیکربندی میان اعضا، از آرایش رهبر- پیرو به عنوان بیشترین آرایش هدایتی در بین اعضا استفاده شده است. تغییر پیکربندی نسبی آرایش رهبر- پیرو در مقایسه با آرایش‌های دیگر قابلیت پیاده‌سازی راحت‌تری دارد. البته آرایش رهبر- پیرو دارای معایبی چون از بین رفتن رهبر و در نتیجه شکست کل آرایش و مشکلات ارتباطی میان رهبر و اعضا، محدود بودن در صفحه، سرعت پایین در عمل به دستورات رهبر توسط پیرو و تأخیر در ایجاد آرایش جدید در طول پرواز بین رهبر و پیرو اشاره کرد. آرایش ساختار مجازی بر اساس در نظر گرفتن تمام هواپیماهای بدون سرنشین به عنوان یک جسم صلب تعریف می‌شود، که باعث می‌شود امکان مانورپذیری بین بی‌سرنشین‌ها کاهش یابد. هر کدام از پهپادها در این جسم صلب دارای موقعیت نسبی مربوط به خود می‌باشند و مسیر مطلوب مربوط به خود را دنبال می‌کنند. این مسیر مطلوب، برای هر کدام از پهپادها با توجه به مسیر مطلوبی که کل جسم صلب باید طی کند و همچنین موقعیت نسبی که باید با سایر پهپادها در آرایش مورد نظر داشته باشد، تعیین می‌شود.



مفهوم ساختار مجازی نخستین بار برای ربات‌های زمینی در [۲] مطرح شد. در [۳] کنترل آرایش پروازی پهپاد با استفاده از ساختار مجازی و همگام‌سازی حرکت صورت گرفته است. در [۴] به کنترل آرایش پرواز پهپادها بر اساس رویکرد رفتارمحور مبتنی بر ساختار مجازی پرداخته است. در [۵] پرواز گروهی پهپادها از طریق ساختار مجازی بیضوی انجام شده است. در [۶] از روش ساختار مجازی ترکیب شده با روش رفتارگرایانه برای پرواز گروهی بهره برده‌اند. در [۷] طراحی سیستم هدایت و کنترل یک ربات هوایی بر اساس شتاب مسیر مرجع انجام شده و در [۸] کنترل آرایش ربات‌های هوایی با استفاده از ساختار مجازی و فازی جدید مبتنی بر همگام‌سازی خود تنظیم انجام شده است. در [۹] به رویکرد ساختار مجازی در پرواز گروهی پهپادها از طریق الگوریتم NOPSC^۱ و در [۱۰] به آرایش ساختار مجازی بر اساس MPC^۲ غیرخطی پرداخته‌اند. در [۱۱] کنترل آرایش پهپادها بر اساس ایده ساختار مجازی و منطق هدایت غیرخطی انجام شده و در [۱۲] برای کنترل پرواز گروهی پهپادها از یک مود لغزشی غیرمتمرکز چترینگ کم^۳ بر مبنای رویکرد ساختار مجازی استفاده شده است.

با توجه به مطالب گفته شده روش‌های مختلفی از جمله روش کنترل خطی و غیرخطی برای کنترل پهپادها وجود دارد. عموماً روش‌های خطی دارای ویژگی‌هایی نظیر پیاده‌سازی راحت، هزینه کم اما مقاوم‌پذیری کم در برابر عوامل خارجی و مانورهای پیچیده دارند. همین عوامل سبب توجه بیشتر به روش‌های غیرخطی در کنترل پهپادها می‌شود. از میان روش‌های کنترل غیرخطی با توجه به مشخص بودن مدل ریاضی

پهپادها، روش وارون دینامیک روشی مناسب برای کنترل پهپادها می‌باشد. در [۱۳] روش کنترل غیرخطی وارون دینامیک با روش کنترل خطی PID برای پهپاد مقایسه شده همچنین در [۱۴] روش کنترلی وارون دینامیک با روش کنترل خطی LQR^۴ برای پهپاد مقایسه شده است که نتایج هر دو مناسب‌تر بودن روش وارون دینامیک را نشان می‌دهند. با توجه به نتایج مرجع [۷] که از کنترلر خطی PID و نتایج مرجع [۱۵] که در آرایش پروازی رهبر-پیرو از ترکیب نمودن کنترلر خطی PID با یک کنترل‌کننده غیرخطی وارون دینامیک استفاده نموده‌اند، در این مقاله تلاش شده تا با استفاده از ترکیب کنترلر خطی PID و کنترلر غیرخطی وارون دینامیک در آرایش پروازی ساختار مجازی پارامترهای هدایتی پهپاد تولید و کنترل شده و عملکرد کلی و خطای موقعیت بهبود بخشیده شود. آرایش مورد استفاده در این مقاله در بحث هدایت گروهی برگرفته از آرایش ساختار مجازی می‌باشد، زیرا که همه‌ی عامل‌ها در آرایش دارای خصوصیت‌های گذرای یکسان می‌باشند، همچنین در طول انجام مانور یک آرایش مقاوم میان عامل‌ها وجود دارد. همچنین با توجه به مجازی بودن مسیر مرجع یا همان رهبر در صورت از بین رفتن هر کدام از عامل‌ها شکستی متوجه کل آرایش نخواهد شد.

ابتدا مدل‌سازی شش درجه آزادی برای پهپاد ارائه می‌شود. سپس با استفاده از شتاب مسیر مرجع، قوانین هدایت استخراج و سیستم کنترل تلفیقی PID و وارون دینامیک برای دنبال کردن فرمان‌های سیستم هدایت طراحی می‌شود. در نهایت پرواز گروهی با سیستم هدایت و کنترل





پیش گفته شبیه‌سازی شده و با روش کنترل PID مقایسه و نتیجه‌گیری می‌شود.

۲. مدل‌سازی شش درجه آزادی پهپاد

در این بخش مدل‌سازی شش درجه آزادی یک هواپیمای بدون سرنشین بال ثابت در حالت غیرخطی انجام گرفته که محیط شبیه‌سازی در فضای نرم‌افزار سیمولینک متلب می‌باشد. این شبیه‌سازی با لحاظ جزئیات ورودی‌ها و خروجی‌ها و عوامل مختلف در محیط پرواز وسیله طراحی شده است. برای مدل کردن حرکت یک پهپاد و شبیه‌سازی پرواز آن، نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی و تراست محاسبه و با در دست داشتن وزن و ممان‌های اینرسی پرنده و تغییرات زمانی آنها و اعمال نیروها و ممان‌ها به پرنده، تغییرات زمانی متغیرهای حالت معادلات حرکت به دست می‌آید. در مدل‌سازی، پهپاد بال ثابت به صورت یک جسم شش درجه آزادی در نظر گرفته شده است. سه درجه مربوط به حرکت پرنده در راستای سه محور فضای سه بعدی و سه درجه دیگر مربوط به دوران حول این سه محور، که در دستگاه مختصات اینرسی زوایای اوایلر نامیده می‌شود.

۲-۱. معادلات حرکت

معادلات حرکت یک هواپیمای از ۱۲ معادله دیفرانسیل مرتبه اول تشکیل شده است که عبارت‌اند از [۱۶، ۱۷]:

$$\dot{u} = \frac{F_x}{mass} + vr - wq - g_0 \sin \theta \quad (1)$$

$$\dot{v} = \frac{F_y}{mass} + wp - ur - g_0 \sin \theta \cos \theta \quad (2)$$

$$\dot{w} = \frac{F_z}{mass} + uq - vp + g_0 \cos \theta \cos \theta \quad (3)$$

در این معادلات F_x ، F_y و F_z مجموع مؤلفه‌های نیروهای آیرودینامیکی و مؤلفه‌های نیروی تراست در راستای محورهای دستگاه

مختصات متصل به بدنه هواپیما هستند. φ ، θ و ψ زوایای اوایلر و به ترتیب معرف زوایای پیچ، رول و یاو هستند که نسبت به دستگاه مختصات اینرسی سنجیده می‌شوند. g_0 در سه رابطه بالا نشان دهنده مؤلفه‌های نیروی وزن در دستگاه مختصات بدنی هستند. مقادیر u ، v و w سرعت‌های خطی و p ، q و r سرعت‌های زاویه‌ای به ترتیب در راستا و حول محورهای X ، Y و Z دستگاه مختصات متصل به بدنه هواپیما و $mass$ جرم پرنده است.

$$\dot{p} = c_3 l + c_4 n + (c_1 r + c_2 p) q \quad (4)$$

$$\dot{q} = c_7 m + c_5 pr - c_6 (p^2 - r^2) \quad (5)$$

$$\dot{r} = c_4 l + c_9 n + (c_8 p - c_2 r) q \quad (6)$$

که در این سه رابطه:

$$k = I_{XX} I_{ZZ} - I_{XZ}^2 \quad (7)$$

$$c_1 = \frac{-1}{k(I_{ZZ}(I_{ZZ} - I_{yy}) + I_{XZ}^2)} \quad (8)$$

$$c_2 = \frac{1}{k I_{XZ}(I_{XX} - I_{yy} + I_{ZZ})} \quad (9)$$

$$c_3 = \frac{I_{ZZ}}{k} \quad (10)$$

$$c_4 = \frac{I_{XZ}}{k} \quad (11)$$

$$c_5 = \frac{(I_{ZZ} - I_{XX})}{I_{yy}} \quad (12)$$

$$c_6 = \frac{I_{XZ}}{I_{yy}} \quad (13)$$

$$c_7 = \frac{1}{I_{yy}} \quad (14)$$

$$c_8 = \frac{1}{k((I_{XX} - I_{yy})I_{XX} + I_{XZ}^2)} \quad (15)$$

$$c_9 = \frac{I_{XX}}{k} \quad (16)$$

I^{**} ممان‌های اینرسی و مقادیر l و m و

گشتاورهای وارد بر هواپیما در دستگاه بدنه به ترتیب در امتداد محورهای X و Y و Z بوده و مجموع گشتاورهای حاصل از نیروهای آیرودینامیکی و تراست موتور هواپیما هستند.

$$\dot{\varphi} = p + \tan \theta (q \sin \varphi + r \cos \varphi) \quad (17)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \varphi - r \sin \varphi \quad (18)$$

$$\dot{\psi} = \frac{(q \sin \varphi + r \cos \varphi)}{\cos \theta} \quad (19)$$

$$\dot{P}_N = u \cos \theta \cos \psi + v (\sin \theta \sin \psi - \cos \theta \sin \psi) + w (\sin \theta \sin \psi + \cos \theta \sin \psi) \quad (20)$$

۳-۱. قوانین هدایت برای یک پهپاد

یکی از روش‌های طراحی سیستم هدایت، الگوریتم‌های هدایت مبتنی بر شتاب می‌باشد. الگوریتم‌های هدایتی که بر مبنای فرمان‌های شتاب شکل می‌گیرند نسبت به سایر الگوریتم‌های متداول از دقت بیشتری در دنبال کردن مسیر مطلوب برخوردارند. اگرچه این الگوریتم‌ها بیشتر در موشک‌ها کاربرد دارند [۱۸]، اما از آن‌ها در هدایت پرنده‌های بدون سرنشین نیز می‌توان استفاده کرد. فرمان‌های هدایت به صورت شتاب بیشتر در موشک‌های غلت پایدار بکار گرفته می‌شوند و برای دینامیک پهپادها مناسب نیستند. بنابراین ابتدا باید فرمان‌های شتاب به فرمان‌های متناسب با دینامیک پهپادها تبدیل شده و سیستم کنترل آن‌ها را دنبال کند.

فرمان‌های هدایت ورودی به سیستم کنترل پهپادها معمولاً بصورت سرعت، ارتفاع، زاویه سمت، زاویه مسیر، زوایای اوپلر و نرخ تغییرات زوایای اوپلر تبدیل شده و سیستم‌های کنترل طراحی شده با اجرای این فرمان‌ها، پرنده را در مسیر مطلوب هدایت می‌کنند. بدین منظور فرمان‌های شتاب به فرمان‌های زوایای وضعیت و فرمان سرعت تبدیل شده است. برای تبدیل از معادلات عملکردی حاکم بر پرواز پهپادها استفاده خواهد شد در این معادلات وزن و ضرایب آیرودینامیکی پرنده ظاهر می‌شود. در نتیجه برای بدست آوردن فرمان‌های بدست آمده علاوه بر در نظر گرفتن محدودیت‌های شتاب‌های وارد به پهپاد ناشی از آیرودینامیک، سازه و سیستم پیشرانش، توانمندی آیرودینامیکی و عملکردی پهپادها در استخراج فرمان‌های هدایت مورد توجه قرار می‌گیرد و این فرمان‌ها بدلیل در نظر گرفتن

$$\dot{P}_E = u \cos \theta \sin \psi + v (\sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \sin \psi) + w (\cos \phi \sin \theta \cos \psi - \sin \phi \cos \psi) \quad (21)$$

$$\dot{h} = u \sin \theta - v \sin \phi \cos \theta - w \cos \phi \cos \theta \quad (22)$$

P_E و P_N جابجایی در راستای شمال و شرق و h ارتفاع هواپیماست که نسبت به یک دستگاه مختصات ثابت متصل به زمین می‌باشد و معمولاً محور X آن در راستای شمال، محور Y در راستای شرق و محور Z آن به طرف مرکز زمین در نظر گرفته می‌شود که اصطلاحاً به دستگاه مختصات NED معروف است.

با توجه به مطالب ذکر شده می‌توان پرواز شش درجه آزادی یک پهپاد بال ثابت را، که شامل جابجایی و دوران به ترتیب در راستا و حول محورهای دستگاه مختصات XYZ است، با ۱۲ معادله دیفرانسیل غیرخطی بیان کرد. متغیرهای حالت را نیز می‌توان به صورت زیر در نظر گرفت:

$$x = [u, v, w, p, q, r, \phi, \theta, \psi, P_N, P_E, h]^T \quad (23)$$

۳. قوانین هدایت و کنترل

یک پرنده بدون سرنشین باید بتواند مطابق مأموریت طراحی شده در یک مسیر مشخص به سمت محل انجام مأموریت پرواز کند و پس از رسیدن به منطقه مورد نظر مطابق الگویی مشخص مأموریت خود را انجام داده و نهایتاً به مکان مشخص بازگردد. در طول پرواز، با توجه به سطح خودگردانی مورد انتظار از پهپاد، قوانین هدایت و کنترل متناسب طراحی و پیاده‌سازی می‌شود. به طور معمول مسیر حرکت از ابتدا و به صورت از قبل برنامه ریزی شده به پهپاد داده می‌شود، گرچه می‌توان در طول پرواز با توجه به شرایط، مسیر حرکت پرنده را توسط کاربر و یا خود پرنده تغییر داد، کاربر می‌تواند مشخصات مسیر جدید را با استفاده از ارتباط داده‌ای بین ایستگاه کنترل زمینی و پرنده بدون سرنشین به آن ارسال کند.





محدودیت‌های مرتبط با پهپاد با خطای کمتری قابل اجراست.

سیستم هدایت، مسیر حرکت پهپادها را بصورت تابعی از زمان در اختیار سیستم کنترل می‌گذارد که در واقع رویکرد هدایتی همان دنبال کردن نقطه مسیر است. سیستم کنترل باید تلاش کند با اجرای فرمان‌های هدایت، پهپاد را در مسیر مطلوب به پیش ببرد. اگر موقعیت مطلوب (مرجع) در راستای محوره‌های X ، Y و Z و دستگاه مختصات متصل به زمین به ترتیب با x_r ، y_r و z_r و موقعیت پهپاد با x ، y و z نشان داده شود در مورد خطای بین موقعیت مطلوب و موقعیت واقعی پهپاد می‌توان نوشت [۷]:

$$e_J = J - J_r, \quad J = x, y, z \quad (24)$$

با فرض اینکه دینامیک خطا در هر سه محور

به صورت زیر باشد:

$$\ddot{e} + k_D \dot{e} + k_P e + k_I \int e(t) dt = 0 \quad (25)$$

حال با دو بار مشتق گرفتن از رابطه (۲۴) و با

قرار دادن معادل e در معادله (۲۵) خواهیم داشت:

$$\ddot{J} = \ddot{J}_r - k_{DJ} \dot{e}_J - k_{PJ} e_J - k_{IJ} \int e_J dt, \quad J = x, y, z \quad (26)$$

در رابطه (۲۶) متغیر سمت چپ، شتاب‌های

پهپاد و جمله اول سمت راست تساوی شتاب‌های مطلوب می‌باشند، با طراحی سیستم کنترل مناسب خطای فاصله بین موقعیت مطلوب و موقعیت واقعی به صفر همگرا شده و پهپاد مسیر مطلوب را دنبال می‌کند. حال با فرض اینکه در رابطه (۲۶) شتاب‌های پهپاد به عنوان فرمان‌های سیستم هدایت به سیستم کنترل باشد؛ بنابراین فرمان‌های شتاب در راستای محوره‌های دستگاه مختصات اینرسی به صورت زیر خواهد بود:

$$a_{cJ}^E = \ddot{J}, \quad J = x, y, z \quad (27)$$

در این رابطه بالانویس E نشان دهنده متغیر در دستگاه مختصات اینرسی و اندیس c فرمان بودن متغیر را نشان می‌دهد. همان‌طور که اشاره شد، این شتاب‌ها خروجی سیستم هدایت و ورودی سیستم کنترل است. با جایگذاری a_{cJ}^E در رابطه (۲۷) با مقدار متناظر آن در رابطه (۲۶) می‌توان رابطه زیر را برای فرمان‌های شتاب در دستگاه مختصات اینرسی بدست آورد.

$$a_{cJ}^E = \ddot{J}_r - k_{DJ} \dot{e}_J - k_{PJ} e_J - k_{IJ} \int e_J dt, \quad J = x, y, z \quad (28)$$

همان‌طور که این رابطه نشان می‌دهد، فرمان‌های شتاب از دو بخش پسخوراند و پیشخوراند تشکیل شده‌اند. جملات اول سمت راست این معادله که بدون استفاده از خطا تولید می‌شوند فرمان پیشخوراند و مابقی جملات، که با استفاده از پسخوراند متغیرها و محاسبه خطا بدست آمده است، فرمان پسخوراند هدایت هستند. در صورت بروز اختلال در حسگرهای اندازه‌گیری و محاسبات خطا و سایر مواردی که می‌توانند سبب بروز اغتشاش در سیستم هدایت و کنترل شوند، با توجه به خواص عملکردی پیشخوراند در مواجهه با اغتشاش، استفاده از ترکیب پسخوراند و پیشخوراند موجب بهبود عملکرد سیستم هدایت و کنترل پهپاد خواهد شد و در نتیجه پهپاد مسیر مورد نظر را با خطای کمتری دنبال خواهد کرد.

با توجه به مطالب گفته شده و استفاده از ماتریس تبدیل مختصات اینرسی به بدنی و روابط آورده شده در ادامه فرمان‌های شتاب به فرمان‌های زوایای وضعیت، نرخ گردش و سرعت تبدیل می‌شود.

۲-۳. ماتریس تبدیل

$$\theta_c = \sin^{-1} \frac{\int a_{cz}^E dt}{V_T} \quad (34)$$

$$\frac{ma_{cz}^B - mg \cos \varphi + 0.5\rho V_T^2 s C_{L0}}{0.5\rho V_T^2 s (C_{D0} + C_{L\alpha})}$$

در رابطه (۳۱)، φ_c فرمان رول و a_{cy}^B فرمان شتاب در راستای y بدنه و r_c در رابطه (۳۲) فرمان نرخ گردش پهنای می‌باشد. در رابطه (۳۳)، V_{Tc} سرعت کل پهنای و a_{cx}^B فرمان شتاب در راستای محور طولی بدنه است. در رابطه (۳۴)، θ_c فرمان زاویه وضعیت پیچ و a_{cz}^E فرمان شتاب در راستای محور z دستگاه مختصات اینرسی و a_{cz}^B فرمان شتاب در راستای محور z بدنه می‌باشد.

۳-۴. طراحی سیستم کنترل

روش‌های کنترلی خطی و غیرخطی مختلفی برای کنترل پهپادها وجود دارد، که عموماً روش‌های خطی دارای ویژگی‌هایی نظیر پیاده‌سازی راحت و هزینه کم هستند و از طرف دیگر مقاومت کمتر در برابر عدم قطعیت‌ها و اغتشاش و مشکلات بکارگیری آنها در مانورهای پیچیده از معایب آنها بشمار می‌رود. این دلایل باعث توجه بیشتر به روش‌های غیرخطی در کنترل پهپادها شده است که یکی از این روش‌های غیرخطی، روش وارون دینامیک می‌باشد. طبق مرجع [۱۹] این روش بر اساس بسط قانون کنترل خطی‌سازی فیدبک است که پاسخ سیستم به دستور را خطی می‌کند، همین موضوع دلیل مزیت روش وارون دینامیک می‌باشد که بر روی سیستم‌های غیرخطی به خوبی پاسخ می‌دهد. این روش از دو حلقه داخلی و خارجی تشکیل شده که حلقه داخلی وظیفه حذف ترم‌ها و متغیرهای غیرخطی در معادلات هواپیما و تبدیل آن به معادلات خطی هواپیما را عهده‌دار می‌باشد. حلقه خارجی توسط یک کنترلر

برای اینکه فرامین توسط سیستم کنترل به اجرا درآید لازم است مقادیر و روابط گفته شده که در دستگاه مختصات اینرسی هستند، مقادیر متناظر آنها در دستگاه متصل به بدنه پرنده بدست آید. ماتریس تبدیل با دوران دستگاه مختصات اینرسی به اندازه زوایای اوپلر این دستگاه مختصات را با دستگاه مختصات متصل به بدنه پرنده همراستا می‌کند و فرامین شتاب در راستای دستگاه مختصات اینرسی به دستگاه مختصات بدنی نگاشت می‌شود. رابطه (۲۹) این ماتریس تبدیل را نشان می‌دهد، [۱۷].

$$T_E^B = \begin{bmatrix} c_\theta & s_\psi c_\theta & -s_\theta \\ c_\psi s_\theta s_\varphi - s_\psi c_\varphi & s_\psi s_\theta s_\varphi + c_\psi c_\varphi & c_\theta s_\varphi \\ c_\psi s_\theta c_\varphi + s_\psi s_\varphi & s_\psi s_\theta c_\varphi - c_\psi s_\varphi & c_\theta c_\varphi \end{bmatrix} \quad (29)$$

در رابطه (۲۹) منظور از s^* و c^* ترتیب به $\sin(*)$ و $\cos(*)$ است؛ بنابراین برای بدست آوردن فرمان‌های شتاب در دستگاه مختصات بدنه می‌توان نوشت:

$$a_c^B = T_E^B a_c^E \quad (30)$$

۳-۳. فرمان‌های زوایای وضعیت، نرخ گردش و سرعت

برای تبدیل فرمان‌های شتاب به فرمان‌های متناسب با سیستم کنترل پهپادها از معادلات دینامیکی حاکم بر پرواز یک پهپاد بال ثابت استفاده شده و فرمان‌های شتاب به فرمان‌های زوایای وضعیت رول و پیچ، نرخ گردش (r_c) و نیز فرمان سرعت تبدیل شده است که روابط (۳۱) تا (۳۴) این فرامین را نشان می‌دهند، [۷]:

$$\varphi_c = \sin^{-1} \frac{a_{cy}^B}{g} \quad (31)$$

$$r_c = \frac{g}{V_T} \sin \varphi_c \quad (32)$$

$$V_{Tc} = \int a_{cx}^B dt \quad (33)$$





که معمولاً خطی بوده وظیفه کنترل سیستم را بر عهده دارد. در این مقاله حلقه خارجی توسط یک کنترلر PID به دلیل مزیت‌هایی که قبلاً اشاره شد، کنترل می‌شود که فرمان‌های هدایتی ورودی (φ, θ) به حلقه داخلی را تولید می‌کند، حلقه داخلی که دینامیک سریع پرنده می‌باشد و شامل سرعت‌های زاویه‌ای هواپیماست (p, q, r) ، وظیفه تولید فرمان ورودی به الویتور، ایلران و رادر پرنده را بر عهده دارد، همچنین برای کنترل سرعت پرنده از یک کنترلر PID استفاده شده که خروجی آن فرمان ورودی به تراتل می‌باشد. کنترل آرایش با ساختار مجازی بوسیله تلفیق کنترل وارون دینامیک و کنترلر PID هسته اصلی این روش و پژوهش می‌باشد.

۳-۴-۱. کنترل کننده PID

در این مقاله ابتدا با توجه به مزایای گفته شده برای کنترل کننده تناسبی_انتگرالی_مشتق-گیر (PID) جهت حفظ پایداری و تعقیب فرمان هدایتی توسط پرنده، توضیح داده و استفاده می‌شود و در ادامه کنترل کننده وارون دینامیک با توجه به ویژگی‌های آن که در ادامه بحث خواهد شد برای طراحی کنترل کننده تلفیقی PID و وارون دینامیک بکار گرفته می‌شود و در نهایت هر دو روش با هم مقایسه می‌شوند. کنترلر PID از سه بخش اصلی تشکیل شده است، بخش تناسبی، بخش انتگرال گیر و بخش مشتق گیر.

$$G_c(s) = K_p + \frac{K_I}{s} + K_D s \quad (35)$$

این کنترلر متشکل از جملات تناسبی، انتگرالی و مشتقی است که معادله خروجی آن در حوزه زمان برابر است با:

$$u(t) = K_p e(t) + K_I \int e(t) dt + K_D \frac{de(t)}{dt} \quad (36)$$

در فرآیند طراحی یک کنترل کننده PID هدف این است که مودهای دینامیکی هواپیما (طولی و عرضی - سمتی) مورد بررسی قرار گرفته و علاوه بر پایدار بودن، رفتار دینامیکی مطلوبی داشته باشند. برای کنترل یک پهپاد بال ثابت متداول از الویتور برای کنترل ارتفاع، از تراتل جهت کنترل سرعت، از رادر برای کنترل زاویه سمت و در نهایت از ایلران جهت کنترل زاویه چرخش جانبی استفاده می‌شود. با طراحی کنترل کننده و انتخاب بهره‌های کنترلی مناسب تلاش شد تا مقادیر ویژه مربوط به مودهای دینامیکی طولی و عرضی - سمتی در موقعیت مطلوب قرار گیرند. برای این منظور از سرعت‌های زاویه‌ای p, q, r پسخوراند گرفته شده و با استفاده از بهره‌های کنترلی طراحی شده، دینامیک حلقه بسته پهپاد شکل گرفت. مقادیر بهره‌های کنترلی این کنترل کننده که از طریق مدل خطی شده بدست آمده عبارت‌اند از:

$$K_p = 0.1 \quad K_q = -0.4 \quad K_r = -0.5$$

۳-۴-۲. کنترل کننده وارون دینامیک

هدف از وارون دینامیک، بسط قانون کنترل پسخور است که پاسخ سیستم به دستور را خطی کند. به طور کلی دینامیک غیرخطی هواپیما می‌تواند به فرم زیر نوشته شود:

$$\dot{x} = f(x, u), \quad y = Cx \quad (37)$$

در رابطه (۳۷)، x نمایانگر دینامیک غیرخطی پرنده، u ورودی، y خروجی و x متغیر می‌باشد. حال از خروجی آنقدر مشتق گرفته شده که ترم u در آن ظاهر شود، معادله خروجی به شکل زیر می‌باشد:

$$y^{(d)} = h(x) + G(x).u \quad (38)$$

به عبارت دیگر، معادله کنترلر به صورت زیر

است:

$$u = G(x)^{-1}[v - h(x)] \quad (39)$$

در این معادله v دینامیک مطلوب سیستم حلقه بسته است، با ترکیب دو معادله (38) و (39) معادله کنترل به صورت زیر بدست می آید:

$$y^{(d)} = h(x) + G(x)\{G(x)^{-1}[v - h(x)]\} = v \quad (40)$$

بدین ترتیب نرخ تغییرات خروجی $y^{(d)}$ به دلخواه با انتخاب v تعیین می شود که v به صورت زیر انتخاب شده و k_0 نیز یک بهره ثابت است:

$$v = x^{(2)} = k_0(x_c - x) \quad (41)$$

اکنون این معادله بر اساس متغیرها بازنویسی می شود:

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_d \\ \dot{q}_d \\ \dot{r}_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_p & 0 & 0 \\ 0 & k_q & 0 \\ 0 & 0 & k_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_c - p \\ q_c - q \\ r_c - r \end{bmatrix} \quad (42)$$

جهت استفاده از وارون دینامیک بر اساس معادله (38)، معادلات چرخشی حرکت (4) تا (6) (سه معادله گشتاور) با ترکیبی از جملات خطی و غیرخطی به شکل زیر مرتب می شود:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_p(\bar{x}) \\ f_q(\bar{x}) \\ f_r(\bar{x}) \end{bmatrix} + g(\bar{x}) \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (43)$$

در این رابطه \bar{x} شامل شش بردار از متغیرهای سیستم می باشد:

$$\bar{x} = [u, v, w, p, q, r] \quad (44)$$

با یکی سری تغییرات در سه معادله گشتاور توابع $f(\bar{x})$ و $g(\bar{x})$ به صورت زیر بدست می آیند:

$$g(\bar{x}) = \begin{bmatrix} L\delta_a & 0 & L\delta_r \\ 0 & M\delta_e & 0 \\ N\delta_a & 0 & N\delta_r \end{bmatrix} \quad (45)$$

$$\begin{bmatrix} f_p(\bar{x}) \\ f_q(\bar{x}) \\ f_r(\bar{x}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_3L + c_4N + (c_1r + c_2p)q \\ c_7M + c_5pr - c_6(p^2 - r^2) \\ c_4L + c_9N + (c_8p + c_2r)q \end{bmatrix} \quad (46)$$

در رابطه (46) تا c_9 همان روابط (7) تا (16) می باشد و ممان های آیرودینامیکی به صورت زیر تعریف می شوند:

$$l = \frac{1}{2} \rho V_T^2 s b [C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + \frac{C_{l_p} p b}{2V_T} + \frac{C_{l_r} r b}{2V_T}] \quad (47)$$

$$n = \frac{1}{2} \rho V_T^2 s b [C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + \frac{C_{n_p} p b}{2V_T} + \frac{C_{n_r} r b}{2V_T}] \quad (48)$$

$$m = \frac{1}{2} \rho V_T^2 s \bar{c} [C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{ih}} i h + \frac{C_{m_q} q \bar{c}}{2V_T}] \quad (49)$$

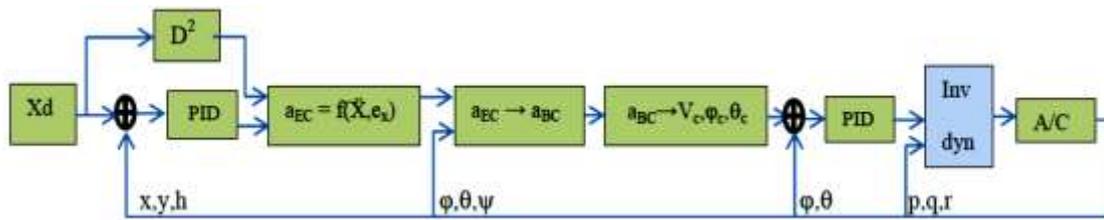
این سیستم کنترلی استفاده شده، وظیفه اش گرفتن فرمان های مطلوب p^* , q^* , r^* و تعیین δ_r , δ_e , δ_a می باشد، بنابراین با استفاده از روابط گفته شده خروجی کنترلی به شکل زیر می باشد:

$$u = \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} = g(x)^{-1} \left(\begin{bmatrix} \dot{p}_d \\ \dot{q}_d \\ \dot{r}_d \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} f_p(\bar{x}) \\ f_q(\bar{x}) \\ f_r(\bar{x}) \end{bmatrix} \right) \quad (50)$$

شکل 1 نمایی از بلوک دیاگرام سیستم هدایت و کنترل با استفاده از روش تلفیقی گفته شده را به نمایش گذاشته است که نمودار کنترل یک پهپاد با روش گفته شده می باشد و X_d موقعیت مطلوب هر پرنده در ساختار مجازی است. و فرامین هدایتی با استفاده از شتابها تولید شده و پرنده با کنترلر تلفیقی PID و وارون دینامیک کنترل می شود که مقادیر بهره های کنترلی گفته شده در معادله (42) عبارت اند از:

$$K_p = -27 \quad K_q = -27 \quad K_r = -27$$

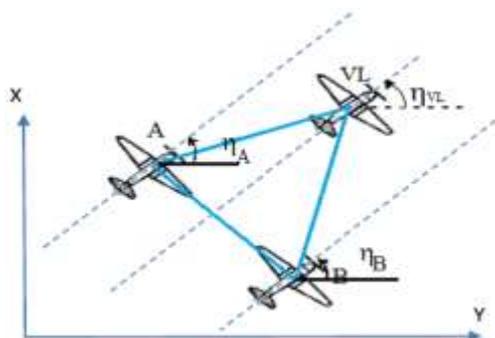




شکل ۱. نمایی شماتیک از سیستم هدایت و کنترل یک پهپاد

۴. هدایت گروهی

در این بخش با استفاده از مطالب گفته شده برای تشکیل یک آرایش پروازی، از هدایت گروهی ساختار مجازی استفاده می‌شود که در این آرایش هر عامل به جای خطاهای موقعیت خود، از موقعیت واقعی عضوهای دیگر استفاده می‌کند. با توجه به مرجع [۸] در واقع برای هدایت گروهی هواپیماهای بدون سرنشین نیاز به مشخص بودن موقعیت پرنده می‌باشد، تا با آگاهی از موقعیت خود نسبت به دیگر پهپادها و رهبر مجازی بتواند خود را با آرایش موجود وقف دهد. در شکل ۳ یک آرایش مثلث را مشاهده می‌کنید که رهبر مجازی در رأس مثلث و پهپادهایی که از یک نوع هستند در رئوس جانبی مثلث قرار دارند. این آرایش با استفاده از یک مثلث متساوی‌الاضلاع با طول ضلع ۵۰ متر در صفحه افقی x-y طراحی شده است که در آن هم رهبر مجازی هم پهپادها دارای یک بردار جهت بوده و با خط افق زاویه η را تشکیل می‌دهند.

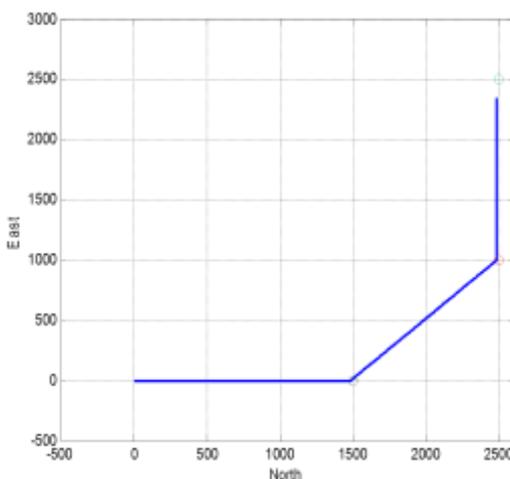


شکل ۳. الگوی پرواز گروهی آرایش ساختار مجازی

در روش هدایتی دنبال کردن نقطه مجازی، دنبال کردن نقطه مسیر بجای اینکه نقطه مسیر جاری، نقطه مسیر ثابتی باشد که پهپاد همانند رویکرد حرکت مستقیم به سمت آن پرواز کند، به صورت یک نقطه مجازی متحرک در نظر گرفته می‌شود که با سرعت ۹۰ کیلومتر بر ساعت روی مسیر بین نقاط مسیر در حال حرکت است. جدول ۱ نقاط مسیر حرکت و شکل ۲ مسیر حرکت نقطه مجازی را نشان می‌دهد.

جدول ۱. نقاط مسیر حرکت نقطه مجازی

	۱	۲	۳	۴
X(m)	۰	۱۵۰۰	۲۵۰۰	۲۵۰۰
Y(m)	۰	۰	۱۰۰۰	۲۵۰۰
H(m)	۳۰۵	۳۵۰	۳۵۰	۳۵۰



شکل ۲. مسیر حرکت نقطه مجازی

با توجه به شکل ۳، روابط هندسی بین رهبر مجازی و پهپادها، همچنین رابطه پهپادها با یکدیگر بر اساس زاویه η هر کدام از اعضا عبارتند از:

$$\eta_{VL} = \tan^{-1} \frac{\dot{X}_{VL}}{\dot{Y}_{VL}} = \tan^{-1} \frac{V_{VLX}}{V_{VLY}} \quad (51)$$

$$X_d^{VL \rightarrow A} = X_{VL} - VL \sin(\eta_{VL} - \frac{\pi}{6}) \quad (52)$$

$$Y_d^{VL \rightarrow A} = Y_{VL} - VL \cos(\eta_{VL} - \frac{\pi}{6}) \quad (53)$$

$$X_d^{VL \rightarrow B} = X_{VL} - VL \sin(\eta_{VL} + \frac{\pi}{6}) \quad (54)$$

$$Y_d^{VL \rightarrow B} = Y_{VL} - VL \cos(\eta_{VL} + \frac{\pi}{6}) \quad (55)$$

$$\eta_A = \tan^{-1} \frac{\dot{X}_A}{\dot{Y}_A} = \tan^{-1} \frac{V_{AX}}{V_{AY}} \quad (56)$$

$$X_d^{A \rightarrow B} = X_A - AB \sin(\eta_A) \quad (57)$$

$$Y_d^{A \rightarrow B} = Y_A + AB \cos(\eta_A) \quad (58)$$

$$\eta_B = \tan^{-1} \frac{\dot{X}_B}{\dot{Y}_B} = \tan^{-1} \frac{V_{BX}}{V_{BY}} \quad (59)$$

$$X_d^{B \rightarrow A} = X_B + AB \cos(\eta_B) \quad (60)$$

$$Y_d^{B \rightarrow A} = Y_B - AB \sin(\eta_B) \quad (61)$$

$$E_{VL \rightarrow A}(t) = \sqrt{\begin{matrix} (X_{VL}(t) - X_A(t))^2 + \\ (Y_{VL}(t) - Y_A(t))^2 + \\ (Z_{VL}(t) - Z_A(t))^2 \end{matrix}} - 50 \quad (62)$$

$$E_{VL \rightarrow B}(t) = \sqrt{\begin{matrix} (X_{VL}(t) - X_B(t))^2 + \\ (Y_{VL}(t) - Y_B(t))^2 + \\ (Z_{VL}(t) - Z_B(t))^2 \end{matrix}} - 50 \quad (63)$$

$$E_{B \rightarrow A}(t) = \sqrt{\begin{matrix} (X_B(t) - X_A(t))^2 + \\ (Y_B(t) - Y_A(t))^2 + \\ (Z_B(t) - Z_A(t))^2 \end{matrix}} - 50 \quad (64)$$

$$E_{A \rightarrow B}(t) = \sqrt{\begin{matrix} (X_A(t) - X_B(t))^2 + \\ (Y_A(t) - Y_B(t))^2 + \\ (Z_A(t) - Z_B(t))^2 \end{matrix}} - 50 \quad (65)$$

در روابط (51) تا (65)، موقعیت دستوری رهبر مجازی به پهپاد A در محور طولی و $Y_d^{VL \rightarrow A}$ موقعیت دستوری رهبر مجازی به پهپاد A در محور عرضی می باشد. $X_d^{VL \rightarrow B}$ موقعیت

دستوری رهبر مجازی به پهپاد B در محور طولی و $Y_d^{VL \rightarrow B}$ موقعیت دستوری رهبر مجازی به پهپاد B در محور عرضی می باشد. $X_d^{A \rightarrow B}$ موقعیت دستوری پهپاد A به پهپاد B در محور طولی و $Y_d^{A \rightarrow B}$ موقعیت دستوری پهپاد A به پهپاد B در محور عرضی می باشد. $X_d^{B \rightarrow A}$ موقعیت دستوری پهپاد B به پهپاد A در محور طولی و $Y_d^{B \rightarrow A}$ موقعیت دستوری پهپاد B به پهپاد A در محور عرضی می باشد. $E_{VL \rightarrow A}$ خطای رهبر مجازی نسبت به پهپاد A و $E_{VL \rightarrow B}$ خطای رهبر مجازی نسبت به پهپاد B می باشد. $E_{B \rightarrow A}$ خطای پهپاد B نسبت به پهپاد A و $E_{A \rightarrow B}$ خطای پهپاد A نسبت به پهپاد B می باشد. با توضیحات داده شده و مطالب بخش هدایت و کنترل، فرمان های هدایت به صورت شتاب در هر سه محور از روابط زیر بدست می آیند که علاوه بر فرمان شتاب مطلوب یا همان شتاب رهبر مجازی موجود در رابطه (28) فرمان شتاب مطلوب پهپادهای دیگر نسبت به پهپاد مدنظر نیز لحاظ می شوند. در رابطه (66)، $\ddot{R}_{x_d}^{VL \rightarrow i}$ فرمان شتاب مطلوب رهبر مجازی نسبت به پهپاد i در راستای محور طولی و $\ddot{R}_{x_d}^{k \rightarrow i}$ فرمان شتاب مطلوب پهپاد k نسبت به پهپاد i در راستای محور طولی می باشد، همچنین در روابط (67) و (68) متغیرهای گفته شده به ترتیب در راستای محور عرضی و ارتفاع می باشد.

$$(i = 1: n)$$

$$a_{cx}^{E,i} = \left[\begin{matrix} \sum_{k=1}^{n-1} (\ddot{R}_{x_d}^{k \rightarrow i}) + \ddot{R}_{x_d}^{VL \rightarrow i} \\ - k_{Dx} \dot{e}_{ccx}^i \\ - k_{Px} e_{ccx}^i \\ - k_{Ix} \int e_{ccx}^i dt \end{matrix} \right] \quad (66)$$

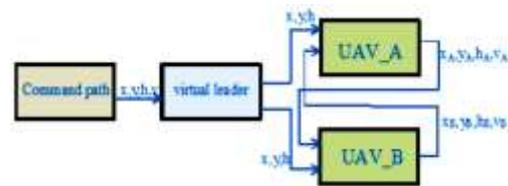


مسیر پروازی از قبل تعیین و مشخص بوده، لذا برای صحت نتایج روش پیشنهادی باید مسیر گفته شده را بخوبی طی نماید. حالت اول از اغتشاشات محیطی صرفنظر شده و در حالت دوم آرایش پرواز گروهی تحت تأثیر یک باد گاست^۵ قرار گرفته است که این باد با سرعت ده متر بر ثانیه و به مدت بیست ثانیه از ثانیه دهم تا سیام به پرواز وارد می‌شود که در کانال طولی با مولفه سرعت u جمع شده و از روبرو به پرنده وارد شده و در کانال عرضی با زاویه سرش جانبی جمع شده و از سمت راست به پرنده وارد می‌شود، ارتفاع تنظیم ۳۰۵ متر و سرعت تنظیم ۲۷ متر بر ثانیه می‌باشد. برای بررسی مطلوب بودن عملکرد روش پیشنهادی، ضرایب آیرودینامیکی پرنده در اعدادی بین بازه ۰,۸ تا ۱,۲ به صورت رندوم ضرب شده و شبیه‌سازی دوباره انجام گرفته است، که نتایج بدست آمده نشان دهنده عملکرد مطلوب روش پیشنهادی می‌باشد. در شکل ۵، قرار بر این است که پهپادها در یک آرایش مثلثی شکل از مبدأ مسیر مدنظر شروع به حرکت کرده و در تمام طول مسیر تا رسیدن به مقصد این آرایش را حفظ نمایند. با توجه به شرایط اولیه پهپادها که در جدول ۲ نشان داده شده نمودار حاصل بر حسب زمان ترسیم شده است. شکل ۶ مقایسه سطوح فرامین پهپاد B در حالت اول را نشان می‌دهد که با کاهش دامنه نوسان و فراجاهش به‌خصوص ایلران، بهبود عملکرد سطوح فرامین با روش پیشنهادی را نشان می‌دهد. شکل ۷ مقایسه خطای موقعیت پهپاد B در هر سه محور طولی، عرضی و ارتفاع را نشان می‌دهد که با کاهش فراجاهش و دامنه نوسان به‌خصوص در کانال ارتفاع، بیانگر بهبود

$$a_{cy}^{E,i} = \left[\sum_{k=1}^{n-1} (\ddot{R}_{y_d}^{k \rightarrow i}) + \ddot{R}_{y_d}^{VL \rightarrow i} - k_{Dy} \dot{e}_{ccy}^i - k_{Py} e_{ccy}^i - k_{Iy} \int e_{ccy}^i dt \right] \quad (67)$$

$$a_{cz}^{E,i} = \left[\sum_{k=1}^{n-1} (\ddot{R}_{z_d}^{k \rightarrow i}) + \ddot{R}_{z_d}^{VL \rightarrow i} - k_{Dz} \dot{e}_{ccz}^i - k_{Pz} e_{ccz}^i - k_{Iz} \int e_{ccz}^i dt \right] \quad (68)$$

در شکل ۴ بلوک دیاگرام کلی پرواز گروهی، چگونگی تبادل اطلاعات بین پهپادها و دریافت اطلاعات توسط پهپادها از رهبر مجازی، با استفاده از مسیر مرجع و آرایش ساختار مجازی آمده است. همچنین جدول ۲ مقادیر اولیه هر کدام از پهپادها را نشان می‌دهد.



شکل ۴. نمایی شماتیک از پرواز گروهی

جدول ۲. مقادیر اولیه پهپادها

UAV	V_0 (m/s)	X_0 (m)	Y_0 (m)	Z_0 (m)
UAV_A	۲۷	-۲۰	-۲۵	۳۰۵
UAV_B	۲۷	-۴۰	۲۵	۳۰۵

۵. نتایج شبیه‌سازی

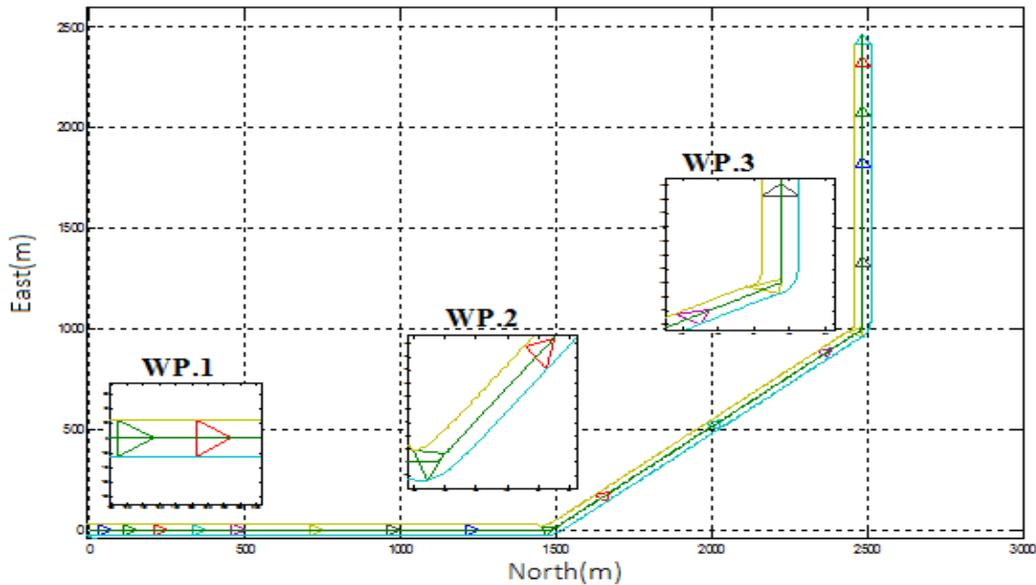
در این بخش روش پیشنهادی گفته شده در قسمت قبل با استفاده از شبیه‌سازی یک پهپاد سبک بال ثابت ارزیابی شده است. جهت ارزیابی و اعتبار سنجی دو حالت در نظر گرفته شده است که هدف مقایسه عملکرد روش تلفیقی پیشنهادی با روش کنترل PID می‌باشد و با توجه به اینکه

خطا با روش پیشنهادی ذکر شده نسبت به روش PID می‌باشد.

شکل ۸ مقایسه درصد تراشل استفاده شده توسط پهپاد B در حالت اول پرواز برای هر دو روش را نشان می‌دهد که با کاهش دامنه نوسان و فراجش بهبود عملکرد تراشل با روش پیشنهادی مشهود است. شکل ۹ مقایسه تغییرات زاویه رول پهپاد B در حالت اول پرواز گروهی را نشان می‌دهد که روش تلفیقی گفته شده توانسته با کاهش دامنه نوسان عملکردی بهتری از خود نشان دهد.

شکل ۱۰ مقایسه تغییرات زاویه پیچ پهپاد B در حالت اول پرواز گروهی می‌باشد که نتایج

بدست آمده در شکل بیانگر عملکرد مطلوب‌تر روش پیشنهادی تلفیقی می‌باشد، به طوری که روش گفته شده با کاهش فراجش در گردش اول پرواز به میزان یک چهارم و تا حدودی کاهش دامنه و همچنین کاهش فراجش در گردش دوم به میزان یک دوم نسبت به روش PID بهتر عمل نماید. شکل ۱۱ پرواز گروهی در حالت اول بوده و مقایسه پرواز هم به صورت کیفی هم کمی انجام گرفته است که روش پیشنهادی عملکرد مطلوب‌تری در حفظ آرایش داشته و توانسته خطا را به طور قابل ملاحظه‌ای به میزان تقریبی یک واحد در نقطه مسیر سوم در یک زمان مشخص نسبت به روش PID کاهش دهد.

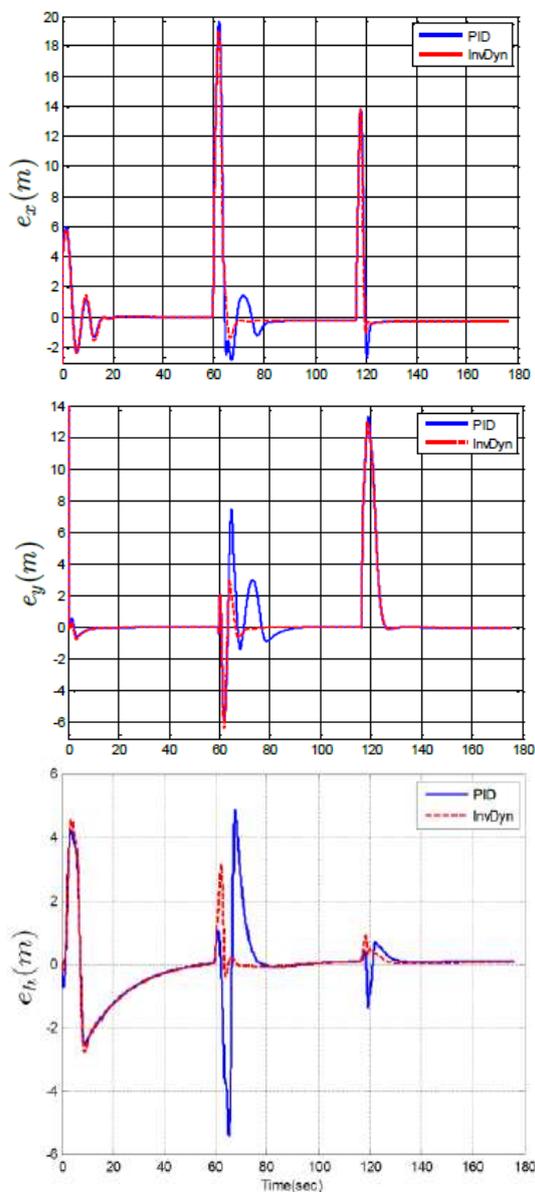


شکل ۵. مسیر پرواز گروهی از دید بالا در صفحه دو بعدی X-Y.

در شکل ۱۲ تغییرات خطای پهپاد B نسبت به پهپاد A در حالت اول پرواز گروهی و در تمام طول مسیر نشان داده شده که روش پیشنهادی توانسته با کاهش خطا و فراجش به میزان یک چهارم نسبت به روش PID به خصوص در گردش اول پرواز، عملکرد مطلوب‌تری در حفظ آرایش و بهبود خطا از خود نشان دهد.

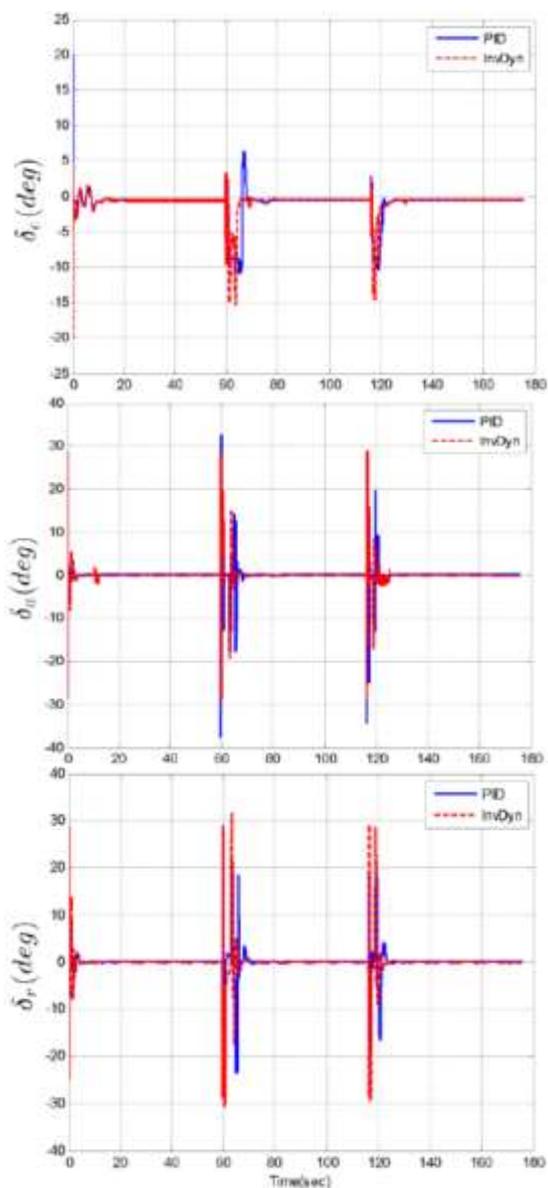
شکل ۱۳ تغییرات خطای پهپاد B نسبت به پهپاد A با اعمال عدم قطعیت (تغییر ضرایب طولی به صورت رندوم) در حالت اول پرواز گروهی و در تمام طول مسیر نشان داده شده که روش پیشنهادی توانسته بخوبی خطا را کنترل کرده و کاهش دهد. شکل ۱۴ پرواز گروهی در حالت دوم (وجود باد گاست) را نشان می‌دهد که در این

آرایش پروازی کمتر دچار نوسان شده و زودتر به حالت اولیه آرایش برگشته است.



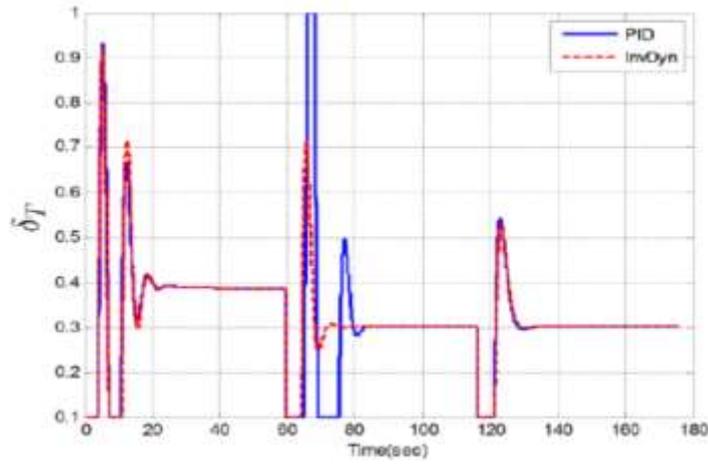
شکل ۷. مقایسه خطای موقعیت پهباد B در حالت اول پرواز گروهی

حالت نیز روش پیشنهادی عملکرد مطلوب‌تری در حفظ پرواز گروهی داشته است و توانسته باد گاست وارده را در زمان کمتری دفع نماید و

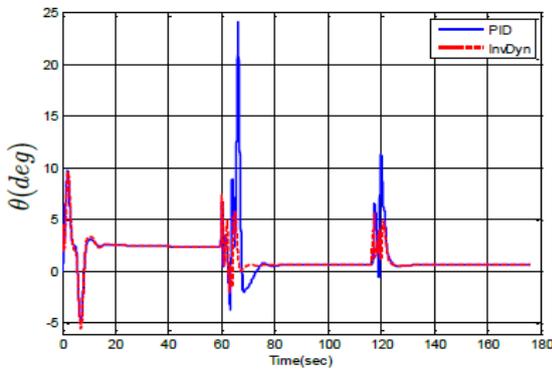


شکل ۶. مقایسه سطوح فرامین پهباد B در حالت اول پرواز گروهی

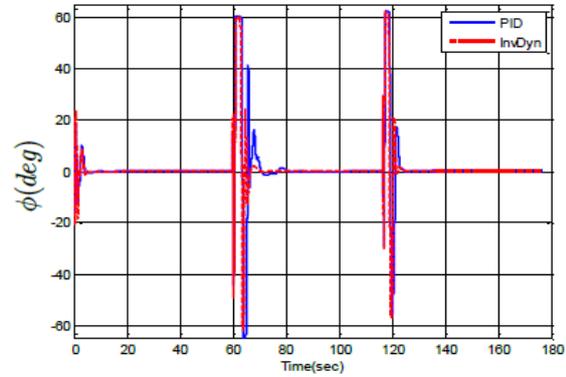




شکل ۸. مقایسه درصد تراتل پهپاد B در حالت اول پرواز گروهی



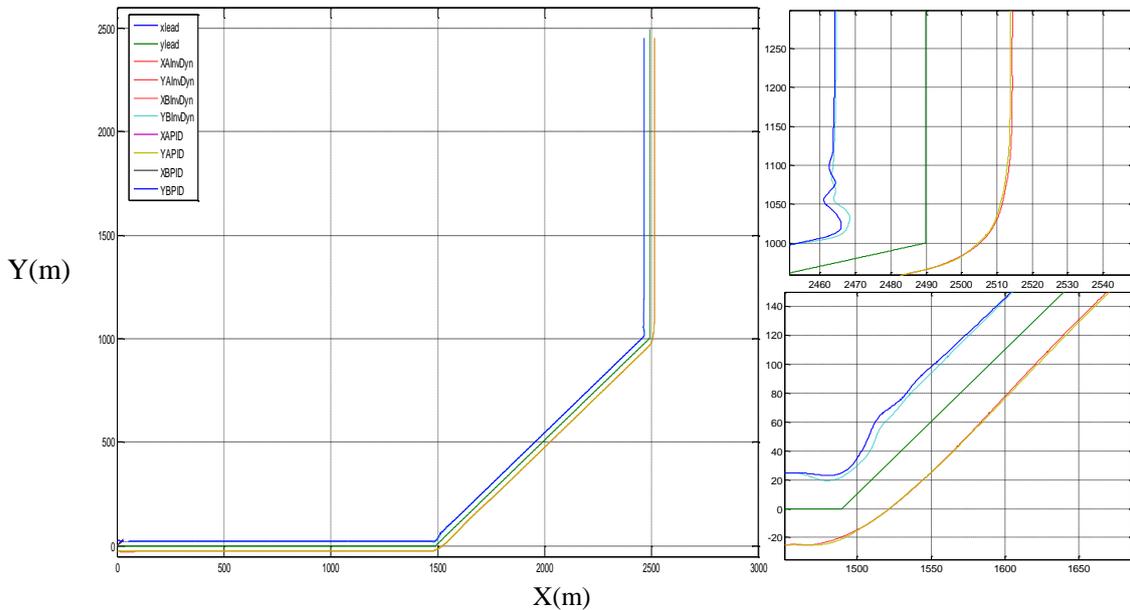
شکل ۹. مقایسه تغییرات زاویه رول پهپاد B در حالت اول پرواز گروهی



شکل ۱۰. مقایسه تغییرات زاویه پیچ پهپاد B در حالت اول پرواز گروهی

شکل ۱۱. مقایسه تغییرات زاویه رول پهپاد B در حالت اول پرواز گروهی

شکل ۱۲. مقایسه تغییرات زاویه پیچ پهپاد B در حالت اول پرواز گروهی



شکل ۱۱. مقایسه پرواز گروهی به صورت کلی و نقاط دوم و سوم مسیر در حالت اول

برای مثال مقدار خطا در هر دو روش با یک زمان مشابه را در نقطه سوم مسیر بررسی می‌کنیم:

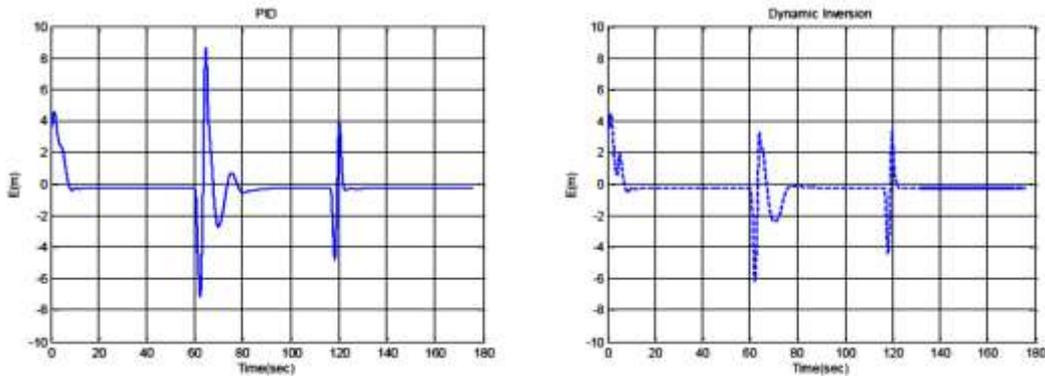
$$E_{VL \rightarrow B}(t) = \sqrt{(X_{VL}(t) - X_B(t))^2 + (Y_{VL}(t) - Y_B(t))^2 + (Z_{VL}(t) - Z_B(t))^2} - 50 \quad (47)$$

روش وارون دینامیک:

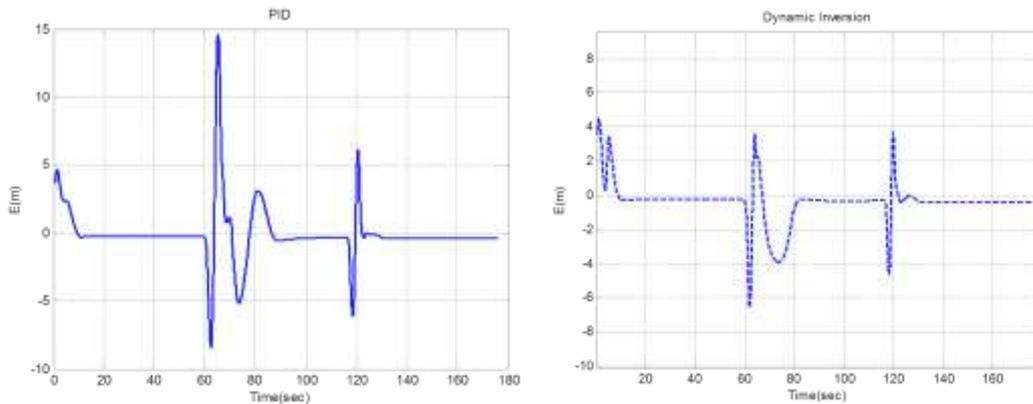
$$\sqrt{(2489.9 - 2468.5)^2 + (1061.6 - 1032.2)^2 + (349.6982 - 355.4761)^2} - 50 = 13.1801$$

روش PID:

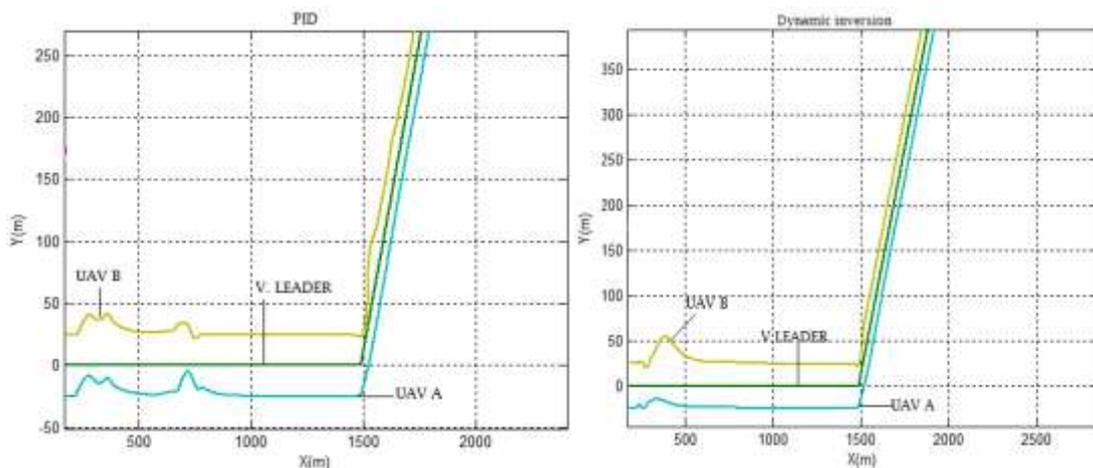
$$\sqrt{(2489.5 - 2464.8)^2 + (1062 - 1036.2)^2 + (349.6851 - 351.4820)^2} - 50 = 14.2375$$



شکل ۱۲. مقایسه خطای پرنده B نسبت به پرنده A در حالت اول پرواز گروهی



شکل ۱۳. تغییرات خطای پهناد B نسبت به پهناد A با اعمال عدم قطعیت در حالت اول پرواز گروهی



شکل ۱۴. مقایسه پرواز گروهی با وجود باد گاست(حالت دوم)

۶. جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مقاله به پرواز گروهی پهپادها در قالب آرایش ساختار مجازی به کمک کنترل تلفیقی PID و وارون دینامیک پرداخته شد. که پس از مدل‌سازی پهپاد، فرمان‌های هدایت با استفاده از خطای بین نقطه مسیر مجازی و موقعیت پهپاد، به‌صورت فرمان‌های شتاب پیشخور و پسخور در دستگاه مختصات اینرسی استخراج شد. سپس با استفاده از یک ماتریس تبدیل این فرامین به دستگاه مختصات بدنی نگاشته شد. فرمان‌های شتاب تولید شده در دستگاه مختصات بدنه به فرمان‌های سرعت، زوایای وضعیت و نیز زاویه نرخ گردش تبدیل شدند و این این فرامین بعنوان فرمان‌های هدایت وارد سیستم کنترل گردیدند. سیستم کنترل طراحی شده که تلفیقی از کنترل PID و وارون دینامیک می‌باشد توانست بخوبی فرامین هدایتی را اجرا نماید و عملکرد مطلوب‌تری از خود نشان دهد که نتایج ارائه شده برای پهپاد B شاهی بر این ادعاست. سپس با استفاده از آرایش ساختار مجازی، هدایت گروهی تشکیل شد که نتایج ارائه شده در پرواز گروهی هم حالت اول یعنی با صرف‌نظر از اغتشاش و هم حالت دوم یعنی وجود باد گاست نشان دهنده

عملکرد بهتر روش کنترلی پیشنهادی در مقایسه با کنترل PID در بهبود خطا و حفظ آرایش می‌باشد. استفاده از دیگر سیستم‌های کنترلی در بستن سیستم کنترل با پس‌خوراند از پرنده و در نهایت مقایسه آن‌ها با نتایج این مقاله می‌تواند از زمینه‌های پژوهشی آینده برای ارتقا و بهبود پژوهش حاضر باشد.

۷. پیوست

همان‌طور که اشاره شد پهپاد استفاده شده برای شبیه‌سازی، یک پهپاد سبک بال ثابت می‌باشد. مشخصات هندسی و ضرایب آیرودینامیکی آن به‌ترتیب در جدول ۳ و ۴ آورده شده است.

جدول ۳. مقادیر اینرسی و هندسی پرنده

مقدار	مشخصات جرمی و هندسی
۴,۲۶۷	b(m)
۱,۶	S(m ²)
۰,۳۹۳	c□(m)
۱۸	m(Kg)
۵,۱	Ixx(Kg.m ²)
۴,۵	Iyy(Kg.m ²)
۸,۵	Izz(Kg.m ²)
۰,۳۵	Ixz(Kg.m ²)

جدول ۴. ضرایب آیرودینامیکی

مقدار	ضرایب عرضی-سمتی	مقدار	ضرایب عرضی-سمتی	مقدار	ضرایب طولی	مقدار	ضرایب طولی
۰	C _{Yδa} (rad ⁻¹)	۰	C _{Y0} (rad ⁻¹)	۰	C _{Dδh} (rad ⁻¹)	۰.۲۵	C _{L0} (rad ⁻¹)
۰.۲۳	C _{Lδa} (rad ⁻¹)	۰	C _{L0} (rad ⁻¹)	۰	C _{mδh} (rad ⁻¹)	۰.۰۲۲	C _{D0} (rad ⁻¹)
-۰.۰۳	C _{nδa} (rad ⁻¹)	۰	C _{n0} (rad ⁻¹)	۰	i _h (rad)	۰.۰۰۰۸	C _{m0} (rad ⁻¹)
۰.۱۰۸	C _{Yr} (rad ⁻¹)	-۰.۳۱	C _{Yβ} (rad ⁻¹)	۴.۵	C _{Lq} (rad ⁻¹)	۵.۲۴	C _{Lα} (rad ⁻¹)
۰.۱۶	C _{Lr} (rad ⁻¹)	-۰.۰۸	C _{Lβ} (rad ⁻¹)	-۲۷	C _{mq} (rad ⁻¹)	۰.۱۵	C _{Dα} (rad ⁻¹)
۰.۱۸	C _{Yδr} (rad ⁻¹)	۰.۰۵	C _{nβ} (rad ⁻¹)	۰.۴	C _{Lδe} (rad ⁻¹)	-۱.۰۲	C _{mα} (rad ⁻¹)
۰.۰۰۹	C _{Lδr} (rad ⁻¹)	-۰.۰۹	C _{Yp} (rad ⁻¹)	-۱.۲	C _{mδe} (rad ⁻¹)	۰	C _{Lh} (rad ⁻¹)
-۰.۰۵	C _{n_r} (rad ⁻¹)	-۰.۵۷	C _{Lp} (rad ⁻¹)	۰.۰۰۳۴	C _{Dδe} (rad ⁻¹)		
-۰.۰۷	C _{nδr} (rad ⁻¹)	-۰.۰۶	C _{n_p} (rad ⁻¹)				



- Conference on Automation, Control and Robotics Engineering (CACRE)*, 2021, pp. 135-139: IEEE.
- [12] T. F. Cordeiro, J. Y. Ishihara, and H. C. Ferreira, "A Decentralized Low-Chattering Sliding Mode Formation Flight Controller for a Swarm of UAVs," *Sensors*, vol. 20, no. 11, p. 3094, 2020.
- [13] A. Askari, M. Mortazavi, and H. Talebi, "UAV formation control via the virtual structure approach," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 28, no. 1, p. 04014047, 2015.
- [14] P. Dubey, V. Singh, and M. Mangal, "Design and Comparison of Control Schemes for UAV Autopilot," *IFAC Proceedings Volumes*, vol. 45, no. 1, pp. 103-108, 2012.
- [15] A. Ashrafi, M. Mortazavi, A. Askari, and A. Gholami, "Leader-follower formation control OF UAVs by PID-fuzzy," *ASSTJ*, vol. 6, no. 3(Special Issue), pp. 29-40, 2017. (in Persian فارسی)
- [16] L. S. Brian and L. L. Frank, "Aircraft control and simulation," *John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, New Jersey*, 2003.
- [17] J. Roskam, *Airplane flight dynamics and automatic flight controls*. DARcorporation, 1998.
- [18] C.-H. Lee, M.-G. Seo, M.-J. Tahk, J.-I. Lee, and B.-E. Jun, "Missile acceleration controller design using pi and time-delay adaptive feedback linearization methodology," *arXiv preprint arXiv:1209.0864*, 2012.
- [19] S. H. Sadati, M. Izadpour, Ed. *Flight control system design*. Malek Ashtar University of Technology, 1400. (in Persian فارسی)
- [1] S. M. J. Zolanvari, "Centralized, Decentralized and Hybrid Formation Control of a Group of Moving Robots," Master, School of Mechanical Engineering, Shiraz University, 1397.
- [2] K.-H. Tan and M. A. Lewis, "Virtual structures for high-precision cooperative mobile robotic control," in *Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. IROS'96*, 1996, vol. 1, pp. 132-139: IEEE.
- [3] N. H. Li and H. H. Liu, "Formation UAV flight control using virtual structure and motion synchronization," in *2008 American Control Conference*, 2008, pp. 1782-1787: IEEE.
- [4] D. Cai, J. Sun, and S. Wu, "UAVs formation flight control based on behavior and virtual structure," in *Asian Simulation Conference*, 2012, pp. 429-438: Springer.
- [5] A. Kahn, J. Marzat, and H. Piet-Lahanier, "Formation flying control via elliptical virtual structure," in *2013 10th IEEE international conference on networking, sensing and control (ICNSC)*, 2013, pp. 158-163: IEEE.
- [6] C. Kownacki, "Multi-UAV flight using virtual structure combined with behavioral approach," *acta mechanica et automatica*, vol. 10, no. 2, 2016.
- [7] Y. Abbasi, S. A. A. Moosavian, and A. B. Novinzadeh, "Guidance and control system design for an aerial robot based on reference trajectory acceleration," *ASSTJ*, vol. 4, no. 1, pp. 17-31, 2015. (in Persian فارسی)
- [8] Y. Abbasi, S. A. A. Moosavian, and A. B. Novinzadeh, "Formation control of aerial robots using virtual structure and new fuzzy-based self-tuning synchronization," *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, vol. 39, no. 12, pp. 1906-1919, 2017.
- [9] W. Kan, F. Duan, and Q. Zhang, "Virtual structure in formation flight control of UAVs via NOPSC algorithm," in *2016 2nd Workshop on Advanced Research and Technology in Industry Applications (WARTIA-16)*, 2016, (pp. 956-960: Atlantis Press.
- [10] V. S. M. Rosa and E. M. Belo, "Virtual structure formation flight control based on nonlinear mpc," in *2021 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, 2021, pp. 1383-1390: IEEE.
- [11] Q. Chen, Y. Wang, and Y. Lu, "Formation Control for UAVs based on the Virtual Structure Idea and Nonlinear Guidance Logic," in *2021 6th International*

۹. پی نوشت

1. Novel based-on Outdated and Predicted State Consensus
2. Model Predictive Control
3. Low-Chattering
4. Linear Quadratic Regulator
5. Gust Wind