

## هدایت و کنترل غیرمتمرکز یک پهپاد بر اساس نقطه مسیر مجازی

سیدجواد حسینی زاده<sup>۱\*</sup>، یوسف عباسی<sup>۲</sup>، جلال کریمی<sup>۳</sup>

۱. دانشجوی ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، S.javad.hosseini.z88@gmail.com

۲. استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، y\_yosefabbasi@yahoo.com

۳. دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، karimi\_j@mut.ac.ir

\*سیدجواد حسینی زاده

### چکیده

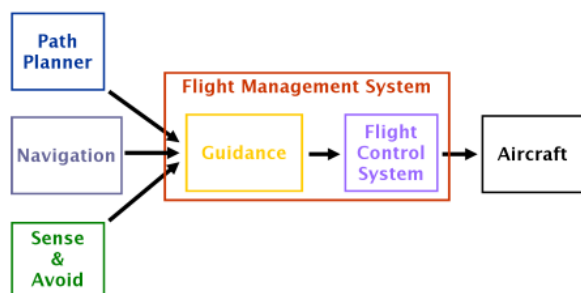
مقاله حاضر به هدایت و کنترل غیرمتمرکز یک پهپاد جهت دنبال کردن یک نقطه مسیر مجازی پرداخته است. در این مقاله، ابتدا مسیر مطلوب و نقطه مسیر مجازی طراحی و تولید شده است. سپس با استفاده از مشتق دوم نقاط مسیر مطلوب و خطای حاصل بین موقعیت لحظه‌ای و نقطه مسیر مجازی شتاب مورد نیاز جهت تولید فرامین هدایت بدست آمده است. شتاب‌های بدست آمده در دستگاه مختصات اینرسی تولید شده، که به منظور اعمال این شتاب‌ها به سیستم کنترل، نیازمند نگاشته شدن شتاب‌ها به دستگاه مختصات متصل به بدنه پرنده می‌باشد، برای اینکار از ماتریس تبدیل استفاده شده که فرامین هدایتی سرعت و زوایای وضعیت با استفاده از همین شتاب‌های دستگاه مختصات بدنی تولید شده است. سپس فرامین هدایتی بعنوان ورودی سیستم کنترل، اعمال گردید که نتایج حاصل از شبیه‌سازی سیستم و مدل شش درجه آزادی پهپاد نشان دهنده این است که سیستم هدایت و کنترل ارائه شده بخوبی پهپاد را برای دنبال کردن مسیر مطلوب، هدایت و کنترل نموده است.

واژه‌های کلیدی: پهپاد- نقطه مسیر مجازی- هدایت- کنترل غیرمتمرکز

### ۱- مقدمه

امروزه وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین (پهپادها) به دلیل هزینه کم استقرار و نگهداری از محبوبیت بیشتری برخوردار شده‌اند، همچنین توانایی کنترل و هدایت 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، بطوری که 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 شاهی بر این مدعاست. در حوزه هوافضا نیز علاقمندی به پهپادها به سرعت در حالت گسترش است. چرا که پهپادها با شکل‌ها و اندازه‌های متنوع خود، گستره وسیعی از کاربردها و مسافت‌های پروازی را بدست آورده‌اند. برخی کاربردهای پهپادها عبارتند از تحقیقات علمی، جمع‌آوری اطلاعات، استفاده‌های تجاری مانند حمل کالا و گزارش اوضاع جوی، کاربردهای نظامی از قبیل شناسایی و یافتن هدف، پرواز در محیط‌های پرخطر و استفاده به‌صورت یک جنگنده‌ی بدون سرنشین. بدلیل 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 محدودی عملکردی (چابکی و مانورپذیری بالاتر، زمان و برد پروازی بیشتر) شده است. قبل از اینکه پهپادها به حداکثر ظرفیت مورد انتظار خود برسند، سطوح بالاتری از خودگردانی، در آن‌ها نیاز است، این سطح از خودگردانی را کنترل نظارت می‌نامند، که در آن یک یا چند اپراتور انسانی، پرنده را در تصمیم‌سازی کمک می‌کنند و عموماً مسئولیت آن‌ها ایجاد مأموریت‌های سطح بالایی نظیر تعقیب نقاط مسیر و سپس نظارت بر حسن اجرای مأموریت‌هاست. پهپادها برای انجام مأموریت در محیط دشمن نیاز به انجام برنامه‌ریزی مجدد بر اساس اطلاعات جدید، به‌صورت هوشمند دارند [۱-۳]. به طور کلی سیستم مدیریت مأموریت از واحدهای طراحی مسیر، سیستم ناوبری، سیستم هدایت، سیستم کنترل پرواز و واحد تشخیص و دوری تشکیل می‌شود در شکل ۱ ساختار کلی سیستم مدیریت مأموریت آورده شده است.



شکل ۱- ساختار شماتیک یک سیستم مدیریت مأموریت

برای انجام مأموریت مسیر طراحی شده به صورت نقطه مسیر بهینه در سیستم مدیریت پرواز و سیستم هدایت با توجه به اطلاعات بدست آمده از سیستم ناوبری و واحد تشخیص و دوری به فرامین مناسب برای سیستم کنترل پرواز تبدیل می‌شود.

۱- واحد طراحی مسیر برای ایجاد مسیرهای عملی برای حرکت پهپاد از نقطه‌ای به نقطه دیگر است. ممکن است نقاط متعددی قبل از رسیدن به نقطه هدف در طی، یک مأموریت وجود داشته باشد که اصطلاحاً به آنها نقاط مسیر گفته می‌شود. نقاط مسیر حاوی اطلاعات مکان و وضعیت پهپاد  $P(x,y,z,\theta,\psi)$  می‌باشد.

۲- سیستم ناوبری برای تعیین سرعت و موقعیت لحظه‌ای پرنده نسبت به یک دستگاه مرجع و ارسال به سیستم هدایت

کاهش یا حذف آنها روش‌های متنوعی وجود دارد که از آن جمله می‌توان به روش‌های کنترل مدرن مانند کنترل مدل پیش‌بین اشاره کرد که قبل از رسیدن به نقطه مسیر فرمان‌های لازم را برای تغییر مسیر صادر می‌کند و با جلوگیری از تغییر مسیر ناگهانی، فراجش را به حداقل مقدار ممکن می‌رساند [۸-۶]. در این روش، سیستم هدایت باید بتواند خطای جانبی بین مسیر حرکت از پیش تعیین شده (مسیر بین نقاط مسیر) و مسیر واقعی حرکت پهپاد را کمینه کند. این امر معمولاً با استفاده از فرمان‌های زاویه رأس انجام می‌شود و هواپیما در مسیر مشخص شده قرار می‌گیرد.

با توجه به مأموریت‌های متنوع پهپادها و در نتیجه قابلیت‌های مورد انتظار از سیستم هدایت، الگوریتم‌های متنوعی برای دنبال کردن مسیر ارائه شده است که از آن جمله می‌توان به روش میدان پتانسیل مصنوعی [۹]، مبتنی بر گراف [۱۰]، مبتنی بر بردار میدان [۱۱]، قوانین هدایت غیرخطی [۱۲]، روش‌های مبتنی بر تعقیب خالص و خط دید [۱۳]، روش بهینه‌سازی کاشف [۱۴] و برنامه ریزی مسیر مانور-پایه [۱۵] اشاره کرد.

در این مقاله، سیستم هدایت بر اساس مسیر حرکت مطلوب، فرامین هدایت را استخراج می‌کند و این فرامین به عنوان ورودی وارد سیستم کنترل پهپاد می‌شوند. بدلیل دقت بالاتر فرمان‌های هدایتی مبتنی بر شتاب نسبت به روش‌های دیگر، در موشک‌هایی که مأموریت آنها دنبال کردن هدف و برخورد به آن است سیستم هدایت اغلب مبتنی بر فرمان‌های شتاب است، اما بکارگیری این الگوریتم در پهپادها مستلزم انجام برخی اصلاحات است. فرامین هدایت بصورت شتاب و با استفاده از خطای موقعیت لحظه‌ای مطلوب و موقعیت واقعی پهپاد و مشتق دوم نسبت به زمان مسیر استخراج شده است. این فرمان‌ها ابتدا در راستای محورهای دستگاه اینرسی بدست می‌آید، اما به منظور اعمال آنها به سیستم کنترل پهپاد، با استفاده از ماتریس تبدیل به محورهای مختصات متصل به بدنه پهپاد نگاشته شده است. این فرمان‌ها با استفاده روابط آیرودینامیک و دینامیک پرواز به فرمان‌های سرعت، زوایای رول و پیچ تبدیل شده و سیستم کنترل طراحی شده با دنبال کردن این فرمان‌ها پهپاد را به مسیر مطلوب هدایت می‌کند.

در بخش دوم مقاله به مدلسازی شش درجه آزادی پهپاد پرداخته شده است. در بخش سوم، با استفاده از شتاب مسیر مرجع، قوانین هدایت استخراج و سیستم کنترل لازم برای دنبال کردن فرمان‌های سیستم هدایت طراحی شده است. بخش چهارم، شبیه‌سازی شش درجه آزادی پهپاد بر اساس الگوریتم هدایت و کنترل طراحی شده انجام و نتایج بصورت نمودار ارائه شده است. در بخش پنجم نیز نتیجه‌گیری نهایی مطرح شده است.

## 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 اوپلر نامیده می‌شود.

۳- سیستم هدایت برای پردازش اطلاعات حاصل از نوبری و مسیر مرجع در دستگاه مختصات اینرسی و تعیین یا اندازه‌گیری فرمان‌های هدایت مانند موقعیت و سرعت نهایی پرنده

۴- سیستم کنترل برای پایدارسازی و اجرای فرامین تولید شده توسط سیستم هدایت و تبدیل آنها به سیگنال‌های ورودی به عملگرها برای رساندن پرنده به وضعیت مطلوب

۵- واحد تشخیص و دوری موانع محیطی را تشخیص داده و اطلاعات حاصله را در اختیار سیستم هدایت قرار می‌دهد. همانطور که گفته شد مسیر طراحی شده، که می‌تواند به صورت مجموعه‌ای از نقاط مسیر یا یک مسیر پیوسته باشد، در اختیار سیستم مدیریت پرواز قرار گرفته و به عنوان مرجعی برای هدایت بکار گرفته می‌شود. سیستم هدایت این داده‌ها را با اطلاعات سیستم نوبری و واحد تشخیص و دوری ترکیب کرده و فرامین هدایت مناسب را برای پهپاد تولید می‌کند.

پهپاد زمانی مأموریت خود را با موفقیت انجام خواهد داد که هر یک از موارد پنج‌گانه فوق بخوبی وظیفه خود را انجام دهند. پس از مشخص شدن مسیر حرکت، برای هر پهپاد می‌توان دو وضعیت متصور شد:

- ۱- وضعیتی که پهپاد باید بر اساس مسیر طراحی شده در آن قرار بگیرد که می‌توان از آن با نام وضعیت مطلوب یاد کرد.
- ۲- وضعیتی که پهپاد به صورت واقعی دارد.

اختلاف این دو وضعیت در واقع همان خطای موقعیتی پرنده می‌باشد که می‌توان با استفاده از روش‌های گوناگون آن را کنترل کرد. در واقع متناسب با این اختلاف، فرمان هدایت استخراج و به حلقه داخلی (حلقه کنترلی پهپاد) وارد می‌شود تا فرامین کنترلی مناسب تولید و به عملگرها ارسال شود. روش‌های مختلفی برای دنبال کردن مسیر طراحی شده وجود دارد. یکی از این روش‌ها که استفاده از آن در پهپادها متداول است، دنبال کردن مسیر با استفاده از نقاط مسیر می‌باشد. این نحوه هدایت را می‌توان به دو روش کلی تقسیم کرد [۴، ۵]:

۱- حرکت مستقیم به طرف نقطه مسیر

۲- دنبال کردن نقطه مسیر

حرکت مستقیم بطرف نقطه مسیر، بر اختلاف زاویه بین مسیر حرکت پهپاد و مسیری که پهپاد را به نقطه مسیر وصل می‌کند استوار است و فرمان تغییر جهت رأس هواپیما بر مبنای این اختلاف محاسبه و استخراج می‌شود. وقتی هواپیما به نقطه مسیر مورد نظر رسید، نقطه مسیر بعدی، نقطه مسیر هدف در نظر گرفته شده و بر این اساس فرمان هدایت استخراج و سیستم کنترل با اجرای فرمان هدایت، پرنده را به سمت نقطه مسیر جدید هدایت می‌کند. این روش تا انتهای مسیر حرکت مورد نظر ادامه می‌یابد و پرنده در مسیر مشخص پرواز می‌کند.

در روش دنبال کردن نقطه مسیر فقط به مختصات مسیر نیاز بوده و تلاش می‌شود پهپاد مسیر بین دو نقطه مسیر را طی کند. الگوریتم هدایت بر پایه هدایت نوبری تناسبی است و اصلاحی که ایجاد می‌شود، منطق سوئیچ کردن نقاط مسیر است. در اینجا رسیدن به نقاط مسیر مدنظر نیست، بلکه با رسیدن پهپاد به فاصله خاصی از نقطه مسیر مورد نظر، الگوریتم نقطه مسیر بعدی را سوئیچ می‌کند و پهپاد به سمت آن هدایت می‌شود. پس از رسیدن پرنده به نقطه مسیر و در حین تغییر مسیر به سمت نقطه بعدی، معمولاً پهپاد دچار یک فراجش در دنبال کردن مسیر می‌شود و چنانچه تغییر مسیر با زاویه تندی همراه باشد، این فراجش محسوس‌تر خواهد بود. اگر این فراجش‌ها در انجام یک مأموریت مشکل‌ساز باشد، برای

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 راه، 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:

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

### 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.

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 موشک‌ها، غلت پایدار بکارگرفته 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 رأس، 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 شده است 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 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 محورهای 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 [۱۹]:

### ۲-۱- معادلات حرکت

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

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

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

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

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

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

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

که در این سه رابطه:

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

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

$$c_2 = \frac{1}{k(I_{XX}(I_{XX} - I_{yy}) + I_{XZ}^2)} \quad (9)$$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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.  $\varphi$  و  $\theta$  و  $\psi$  زوایای اوپلر 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.  $I_{**}$  همان‌های اینرسی و مقادیر  $l$ ،  $m$  و  $n$  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.  $P_N$  و  $P_E$  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

$$T_E^B = \begin{bmatrix} C_\theta & S_\psi C_\theta & -S_\theta \\ C_\psi S_\theta S_\varphi - S_\psi C_\varphi & S_\psi S_\theta S_\varphi + C_\psi C_\varphi & C_\theta S_\varphi \\ C_\psi S_\theta C_\varphi + S_\psi S_\varphi & S_\psi S_\theta C_\varphi - C_\psi S_\varphi & C_\theta C_\varphi \end{bmatrix} \quad (28)$$

در رابطه ۲۸ منظور از  $s^*$  و  $c^*$  ترتیب به  $\sin(*)$  و  $\cos(*)$  است؛ بنابراین برای بدست آوردن فرمان‌های شتاب در دستگاه مختصات بدنه می‌توان نوشت:

$$a_c^B = T_E^B a_c^E \quad (29)$$

۲-۳- فرمان‌های زوایای وضعیت، نرخ گردش و سرعت برای تبدیل فرمان‌های شتاب به فرمان‌های متناسب با سیستم کنترل پهبادهای از معادلات دینامیکی حاکم بر پرواز یک پهباد 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 ۳۰ تا ۳۳ این فرامین را نشان می‌دهند [۱۹].

$$\varphi_c = \sin^{-1} \frac{a_{cy}^E}{g} \quad (30)$$

$$r_c = \frac{g}{V_T} \sin \varphi_c \quad (31)$$

$$V_{Tc} = \int a_{cx}^E dt \quad (32)$$

$$\theta_c = \sin^{-1} \frac{\int a_{cz}^E dt}{V_T} - \frac{ma_{cz}^B - mg \cos \varphi + 0.5\rho V_T^2 s C_{L0}}{0.5\rho V_T^2 s (C_{D0} + C_{L\alpha})} \quad (33)$$

در رابطه ۳۰،  $\varphi_c$  فرمان رول و  $a_{cy}^E$  فرمان شتاب در راستای  $y$  بدنه و  $r_c$  در رابطه ۳۱ فرمان نرخ گردش پهباد می‌باشد. در رابطه ۳۲،  $V_{Tc}$  سرعت کل پهباد و  $a_{cx}^E$  فرمان شتاب در راستای محور طولی بدنه است. در رابطه ۳۳،  $\theta_c$  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.

جدول ۱- محدوده فرمان‌های شتاب (متر بر مجذور ثانیه)

	$a_x^E$	$a_y^E$	$a_z^E$
min	-۲۰	-۱۰	-۸
max	+۲۰	+۱۰	+۸

### ۳-۳- طراحی سیستم کنترل

برای طراحی سیستم کنترل از روش‌های طراحی سیستم‌های کنترل خطی استفاده شده است. برای این منظور معادلات غیرخطی ربات هوایی حول شرایط تریوم خطی شده و ماتریس فضای حالت بدست آمده و متغیرهای حالت کانال طولی و عرضی-سمتی جداسازی شدند.

با طراحی کنترل‌کننده 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  $p$ ،  $q$  و  $r$  پسخوراند گرفته شده و با استفاده از بهره‌های کنترلی طراحی شده، دینامیک حلقه بسته پهباد شکل گرفت. مقادیر بهره‌های کنترلی این کنترل‌کننده از طریق مدل خطی شده و دستی بدست آمده که عبارت‌اند از:

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

$$e_J = J - J_r \quad , \quad J = x, y, z \quad (23)$$

با فرض اینکه دینامیک خطا در هر سه محور به صورت زیر باشد:

$$\ddot{e} + k_D \dot{e} + k_P e + k_I \int e(t) dt = 0 \quad (24)$$

حال با دویار مشتق گرفتن از رابطه ۲۳ و با قرار دادن معادل  $\ddot{e}$  در معادله ۲۴ آنرا بازنویسی می‌کنیم:

$$\ddot{J} = \ddot{J}_r - k_{DJ} \dot{e}_J - k_{PJ} e_J - k_{IJ} \int e_J dt \quad , \quad J = x, y, z \quad (25)$$

در رابطه ۲۵ متغیر سمت چپ، شتاب‌های پهباد 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 پهباد مسیر مطلوب را دنبال می‌کند.

حال با فرض اینکه در رابطه ۲۵ شتاب‌های پهباد به عنوان فرمان‌های سیستم هدایت به سیستم کنترل باشد؛ بنابراین فرمان‌های شتاب در راستای محورهای دستگاه مختصات اینرسی به صورت زیر خواهد بود:

$$a_{cJ}^E = \ddot{J} \quad , \quad J = x, y, z \quad (26)$$

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 ۲۶ با مقدار متناظر آن در رابطه ۲۵ می‌توان رابطه زیر را برای فرمان‌های شتاب در دستگاه مختصات اینرسی بدست آورد.

$$a_{cJ}^E = \ddot{J}_r - k_{DJ} \dot{e}_J - k_{PJ} e_J - k_{IJ} \int e_J dt \quad , \quad J = x, y, z \quad (27)$$

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 پهباد خواهد شد و در نتیجه پهباد 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.

### ۳-۱- ماتریس تبدیل

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 اویلر 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 ۲۸ این ماتریس تبدیل را نشان می‌دهد [۱۶].

## ۴- نتایج شبیه‌سازی شش درجه آزادی

در این بخش با استفاده از روش طراحی، که در قسمت قبل توضیح داده شد، یک سیستم هدایت و کنترل برای یک پهپاد بال ثابت طراحی و توانمندی آن با انجام شبیه‌سازی ارزیابی شده است. در انجام شبیه‌سازی از معادلات شش درجه آزادی استفاده و از اغتشاشات محیطی صرفنظر، زمین مسطح و پهپاد صلب فرض شده است. جدول ۲ مقادیر هندسی پهپاد را نشان می‌دهد.

جدول ۴- بهره‌های کنترلی کنترل‌کننده مسیر

بهره کنترلی	X	Y	H
$K_p$	۲.۵	۱	۰.۰۶
$K_I$	۰.۰۱	۰.۰۰۱	۰.۰۰۰۴
$K_D$	۲.۵	۳	۱

جدول ۵ بهره‌های کنترلی سرعت و زوایا و جدول ۶ بازه محدودیت فرامین پرنده را نشان می‌دهند.

جدول ۵- بهره‌های کنترلی سرعت و زوایا

بهره‌های کنترلی	$V_c$	$\theta_c$	$\varphi_c$	$\psi_c$
$K_p$	۵.۵۴۱	-۳.۷۳۲	۲.۰۲۰	-۰.۳۰۶
$K_I$	۱۸.۶۰۵	-۱.۲۱۵	۲.۷۱۸	-۰.۰۰۰۸
$K_D$	-۰.۰۰۰۹	-۰.۷۴۰	۰.۰۲۷	-۰.۳۹۳

جدول ۶- بازه محدودیت فرامین

فرمان	بازه محدودیت(درجه)
الویتور	$\pm 20$
ایلووران	$\pm 50$
رادر	$\pm 40$

با توجه به نتایج بدست آمده در شکل ۳ خطای موقعیت پرنده نسبت به مسیر مطلوب در راستای هر سه محور را مشاهده می‌نمایید که پرنده در اوایل پرواز برای اوجگیری و تثبیت سرعت دارای نوساناتی بوده در نتیجه نسبت به مسیر مطلوب خطای موقعیت رخ داده که در محور طولی و ارتفاع این امر کاملاً مشهود است که پس از تثبیت سرعت و رفتن به ارتفاع مدنظر خطا تقریباً به صفر رسیده است همچنین در ثانیه‌های ۵۸ و ۱۱۶ بدلیل گردش پرنده در محور عرضی، پرنده در هر سه محور نسبت به مسیر مطلوب دارای انحراف و خطا می‌باشد که در محور عرضی بدلیل گردش مثبت، پرنده دارای خطای منفی می‌باشد.

شکل ۴ فرمان‌های شتاب در دستگاه مختصات اینرسی را نشان می‌دهد که همان رویدادهای گفته شده در شکل ۳ تکرار شده است که در این شکل شتاب در محور ارتفاع دستگاه مختصات اینرسی بخوبی تغییرات ارتفاع در طول مسیر را نشان می‌دهد همچنین با توجه به گردش مثبت و ایجاد خطای منفی پرنده برای جبران این خطا در محور عرضی دارای شتاب مثبت می‌باشد. شکل ۵ فرمان‌های شتاب در دستگاه مختصات متصل به بدنه پرنده که با استفاده از ماتریس تبدیل بدست آمده را نشان می‌دهد که در این شکل نیز در اوایل پرواز و ثانیه‌های ۵۸ و ۱۱۶ پرنده در هر سه محور دارای نوسان شتاب شده است که در محور ارتفاع بدلیل تغییر سمت، پرنده دچار کاهش ارتفاع شده و برای جبران خطا و کاهش ارتفاع از شتاب در جهت منفی محور استفاده نموده است.

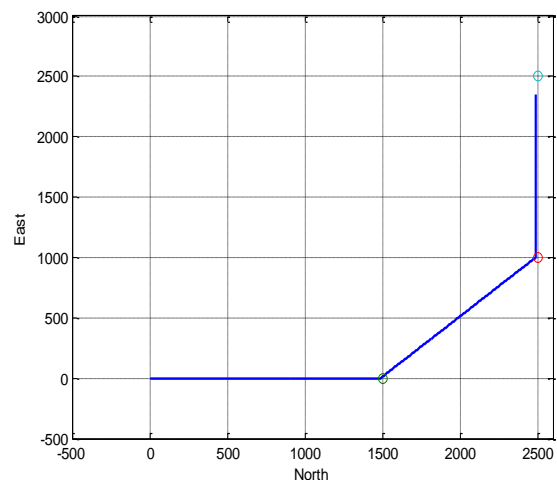
جدول ۲- مقادیر هندسی و وزنی پهپاد

مقادیر هندسی و وزنی	مقدار
$b(m)$	۴.۲۶۷
$S(m^2)$	۱.۶
$\bar{c}(m)$	۰.۳۹۳
$m(Kg)$	۱۸

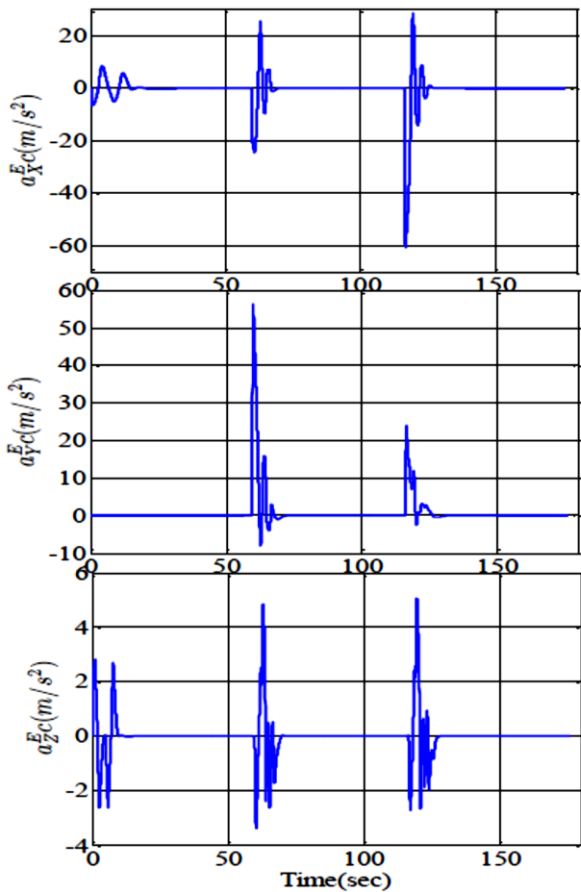
در روش هدایتی دنبال کردن نقطه مجازی، دنبال کردن نقطه مسیر بجای اینکه نقطه مسیر جاری، نقطه مسیر ثابتی باشد که پهپاد همانند رویکرد حرکت مستقیم به سمت آن پرواز کند، به صورت یک نقطه مجازی متحرک در نظر گرفته می‌شود که با سرعت ۹۰ کیلومتر بر ساعت روی مسیر بین نقاط مسیر در حال حرکت است و پهپاد با دنبال کردن آن روی مسیر از پیش تعیین شده پرواز می‌کند. جدول ۳ نقاط مسیر حرکت و شکل ۲ مسیر حرکت نقطه مجازی را نشان می‌دهد.

جدول ۳- نقاط مسیر حرکت نقطه مجازی و پهپاد

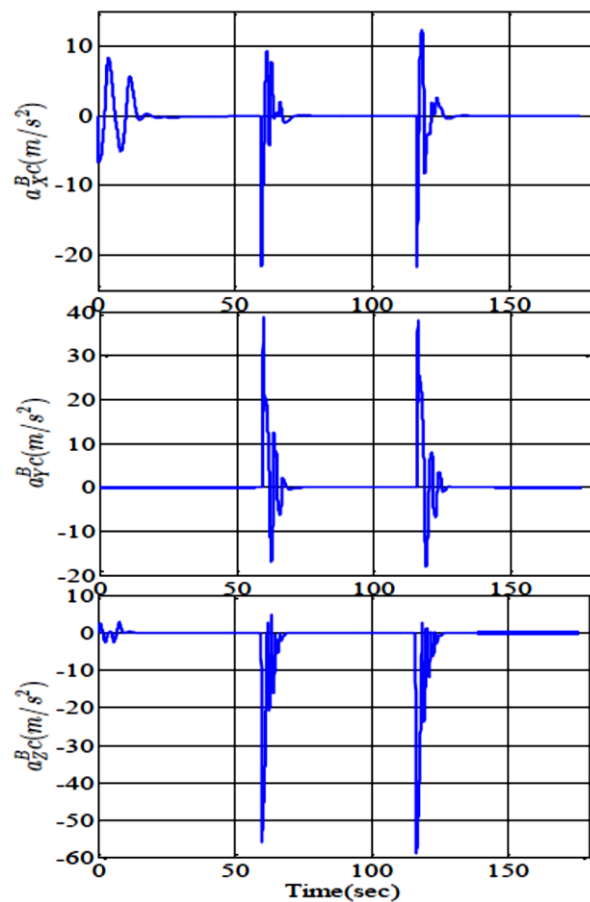
	۱	۲	۳	۴
X(m)	۰	۱۵۰۰	۲۵۰۰	۲۵۰۰
Y(m)	۰	۰	۱۰۰۰	۲۵۰۰
H(m)	۳۰۵	۳۵۰	۲۵۰	۲۵۰



شکل ۲- مسیر حرکت نقطه مجازی

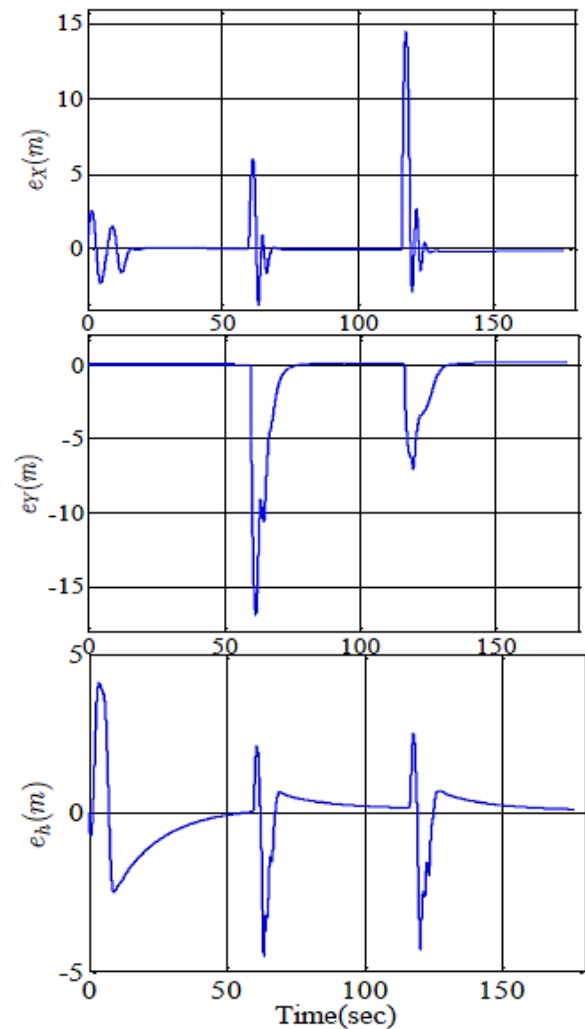


شکل ۴- فرامین شتاب در دستگاه مختصات اینرسی

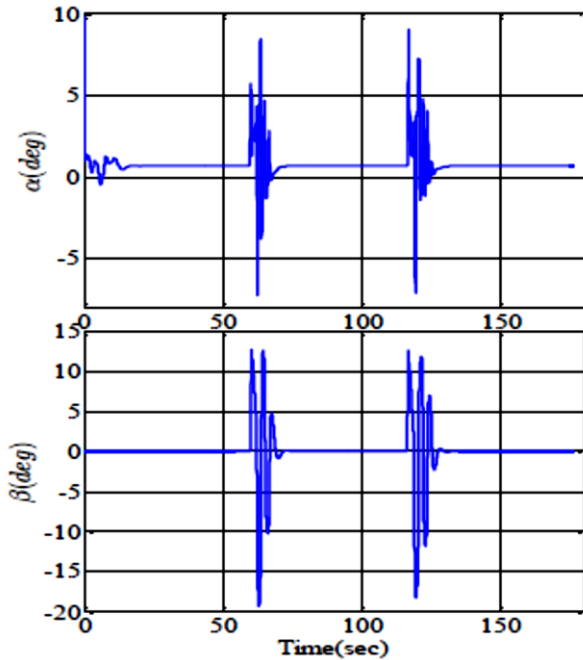


شکل ۵- فرامین شتاب در دستگاه مختصات بدنه

شکل ۶ مقایسه پیمایش مسیر در هر سه محور توسط پرنده نسبت به مسیر مطلوب را نشان می‌دهد. که در محور طولی و عرضی تقریباً منطبق بر هم بوده ولی در محور ارتفاع، نوسان ارتفاع مشهود است ولی در مجموع پرنده با سیستم هدایت و کنترل طراحی شده بخوبی توانسته مسیر مطلوب را دنبال نماید. شکل ۷ سرعت کل پرنده در طول مسیر را نشان می‌دهد که سرعت در اوایل پرواز و ثانیه‌های ۵۸ و ۱۱۶ نوسانی می‌باشد و این نوسانات با توجه به تغییرات پرنده مورد انتظار و مقبول بوده و در بقیه طول مسیر پرنده همان سرعت مدنظر یعنی ۹۰ کیلومتر بر ساعت را حفظ و تثبیت نموده است. شکل ۸ تغییرات زاویه حمله و سرش جانبی را نشان می‌دهد که تغییرات هر دو زاویه قابل قبول و مورد انتظار می‌باشد.



شکل ۳- خطای موقعیت در هر سه محور

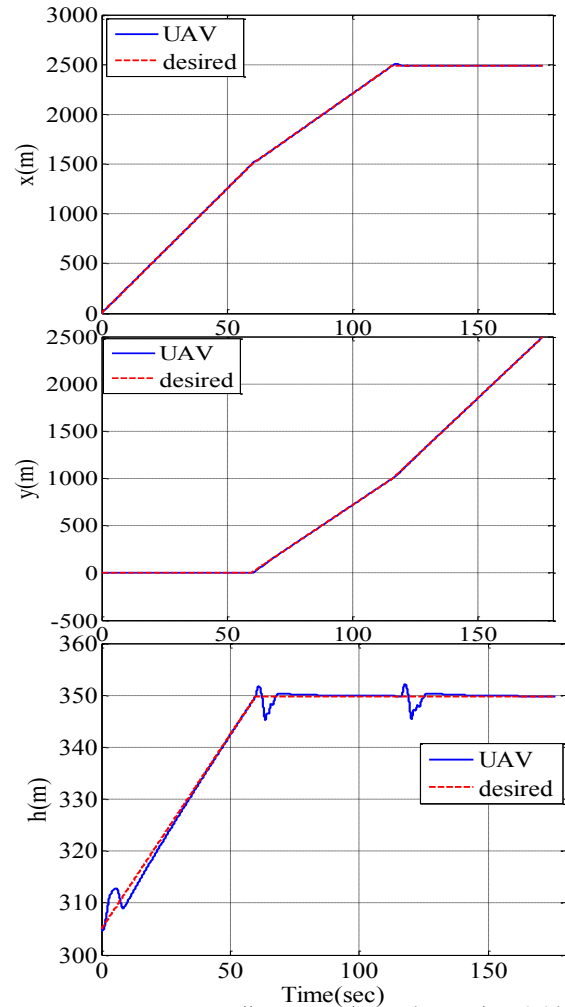


شکل ۸- تغییرات زاویه حمله و سرش جانبی

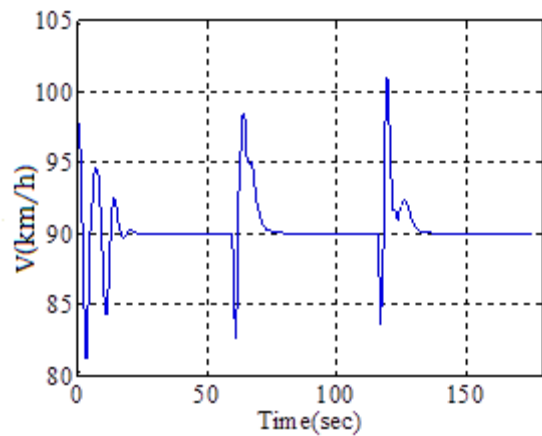
#### ۵- نتیجه گیری

با توجه به هزینه کم استقرار و نگهداری، پهپادها از محبوبیت بیشتری برخوردار شده‌اند، همچنین با توجه به اینکه توانایی کنترل و هدایت 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 در این مقاله به هدایت و کنترل غیرمتمرکز یک پهپاد جهت دنبال کردن یک نقطه مسیر مجازی پرداخته شد. فرمان‌های هدایت با استفاده از خطای بین نقطه مسیر مجازی و موقعیت پهپاد، بصورت 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 فرامین بعنوان فرمان‌های هدایت وارد سیستم کنترل گردیدند.

سیستم کنترلی طراحی شده با اجرای این فرامین توانست پهپاد را در مسیر مطلوب قرار دهد. نتایج شبیه‌سازی با معادلات شش درجه آزادی نشان داد که روش هدایت و کنترل ارائه شده توانسته است بخوبی فرامین هدایت را اجرا کند و پهپاد مسیر مطلوب را بخوبی طی نماید. شبیه‌سازی انجام گرفته در شرایط ایده‌آل و با فرض نبودن اغتشاش و باد جانبی در محیط پروازی انجام شده است که طراحی سیستم کنترلی مقاوم در برابر عوامل نویزی و اغتشاشی و همچنین بادهای جانبی، متناسب با فرامین هدایت و سازه و آیرودینامیک پرنده می‌تواند از زمینه‌های پژوهشی آینده برای ارتقا و بهبود پژوهش حاضر باشد.



شکل ۶- مقایسه حرکت پهپاد و مسیر مطلوب در هر سه محور



شکل ۷- تغییرات سرعت کل پرنده

- [1] S. K. Hosseini Sani and E. Kakavand, "Online Sliding Mode-Based Integrated Guidance and Control System for a Quadcopter UAV in the Presence of Unknown Obstacles," *Iranian Journal of Science and Technology, Transactions of Electrical Engineering*, pp. 1-9, 2022.
- [2] E. Kawamura, "Integrated targeting, guidance, navigation, and control for unmanned aerial vehicles," University of Hawai'i at Manoa, 2020.
- [3] M. Sadeghi, A. Abaspour, and S. H. Sadati, "A novel integrated guidance and control system design in formation flight," *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 7, pp. 432-442, 2015.
- [4] P. Bauer and A. Dorobantu, "Optimal waypoint guidance, trajectory design and tracking," in *2013 American Control Conference*, 2013, pp. 812-817: IEEE.
- [5] E. D. Medagoda and P. W. Gibbens, "Synthetic-waypoint guidance algorithm for following a desired flight trajectory," *Journal of guidance, control, and dynamics*, vol. 33, no. 2, pp. 601-606, 2010.
- [6] M. Brunner *et al.*, "Trajectory tracking nonlinear model predictive control for an overactuated mav," in *2020 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, 2020, pp. 5342-5348: IEEE.
- [7] B. J. Guerreiro, C. Silvestre, R. Cunha, and A. Pascoal, "Trajectory tracking nonlinear model predictive control for autonomous surface craft," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 22, no. 6, pp. 2160-2175, 2014.
- [8] J. Ji, A. Khajepour, W. W. Melek, and Y. Huang, "Path planning and tracking for vehicle collision avoidance based on model predictive control with multiconstraints," *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, vol. 66, no. 2, pp. 952-964, 2016.
- [9] X. Fan, Y. Guo, H. Liu, B. Wei, and W. Lyu, "Improved artificial potential field method applied for AUV path planning," *Mathematical Problems in Engineering*, vol. 2020, 2020.
- [10] C. Zammit and E.-J. Van Kampen, "Comparison between A\* and RRT algorithms for 3D UAV path planning," *Unmanned Systems*, vol. 10, no. 02, pp. 129-146, 2022.
- [11] S. Zhao, X. Wang, Z. Lin, D. Zhang, and L. Shen, "Integrating vector field approach and input-to-state stability curved path following for unmanned aerial vehicles," *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, vol. 50, no. 8, pp. 2897-2904, 2018.
- [12] Y. Chen, C. Wang, W. Zeng, and Y. Wu, "Horizontal nonlinear path following guidance law for a small uav with parameter optimized by nmpe," *IEEE Access*, vol. 9, pp. 127102-127116, 2021.
- [13] M. A. R. Pohan, B. R. Trilaksono, S. P. Santosa, and A. S. Rohman, "Path Planning Algorithm Using the Hybridization of the Rapidly-Exploring Random Tree and Ant Colony Systems," *IEEE Access*, vol. 9, pp. 153599-153615, 2021.
- [14] D. Qi, Z. Zhang, and Q. Zhang, "Path Planning of Multirotor UAV Based on the Improved Ant Colony Algorithm," *Journal of Robotics*, vol. 2022, 2022.
- [15] E. Frazzoli, "Maneuver-based motion planning and coordination for single and multiple UAVs," in *1st UAV Conference*, 2002, p. 3472.
- [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.
- [۱۹] ی. عباسی، س.ع. موسویان و ع. ب. نوینزاده، «طراحی سیستم هدایت و کنترل یک ربات هوایی براساس شتاب مسیر مرجع» نشریه علمی پژوهشی دانش و فناوری هوافضا، ۱۳۹۶، ص ۱۷-۳۱، شماره یک، جلد ۴.