

فرود خودکار پهپاد با استفاده از روش کنترل کننده پیش بین

عماد اندیشمند^{۱*}، علیرضا آهنگرانی فراهانی^۲، رضا اسماعیل زاده اول^۳

^۱ کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی و پرواز، دانشگاه امام علی (ع)، تهران، ایران

^۲ استادیار، مجتمع هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

^۳ استادیار، مجتمع هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۷/۱۸؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۳/۰۵/۲۹؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۰۷/۱۸

چکیده

به دلیل تغییر شدید در پارامترهای آئرودینامیکی، مسئله کنترل حالت فرود بسیار پیچیده‌تر از پرواز در ارتفاع بالا خواهد شد؛ لذا از این دید مسئله نیازمند استفاده از یک الگوریتم کنترلی مقاوم در برابر با تغییر پارامترها خواهد بود. از طرفی وجود موانع در مسیر فرود پرنده، قید دیگری است که باید در طراحی کنترل کننده مورد توجه واقع گردد. بدین ترتیب با توجه به موارد فوق، استفاده از کنترل کننده پیش بین برای حل مسئله ضروری است. این کنترل کننده به صورت ذاتی از مقاومت بالایی در برابر تغییر مدل برخوردار است؛ همچنین، در حالتی که از این کنترل کننده به صورت مقید استفاده شود، می‌توان با استفاده از آن موانع موجود در مسیر حرکت در حین فرود را دور زد. هدف این مقاله، کنترل سیستم برای فرود خودکار به وسیله کنترل پیش بین خطی مبتنی بر مدل است. دلیل استفاده از کنترل کننده پیش بین خطی مبتنی بر مدل، وجود موانع در مسیر حرکت و برآورده سازی قیود موجود در محیط برای رفع موانع است. در نتیجه نهایی مقاله، این کنترل کننده به گونه ای طراحی شده است که تأثیر اغتشاشات خارجی روی پرنده به حداقل رسیده و همچنین پایداری سیستم با ظهور نامعینی های مدل به مخاطره نیافتد؛ همچنین در این روش، اثر ناشی از تأخیر سیستم نوابری خارجی در سیستم حلقه بسته لحاظ شده و پایداری سیستم ضمانت گردیده است. نهایتاً طراحی کنترل کننده پیشنهادی برای مدل یک پرنده بدون سرنشین واقعی محاسبه شده و شبیه سازی عملکرد آن در حضور موانع، باد جانبی و طولی ارائه گردیده است.

کلمات کلیدی: فرود خودکار؛ کنترل کننده؛ پردازش تصویر؛ پرنده هدایت پذیر از دور (پهپاد)؛ هواپیمای بدون سرنشین.

Automatic landing drone using the anticipatory controller method

E. Andishmand^{1*}, R. Esmaelzadeh², A. Ahangarani Farahani³

¹ MSc, Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Iran

² Assoc. Prof., Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Iran

³ Assist. Prof., Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Iran

Abstract

Due to the drastic change in aerodynamic parameters, the problem of controlling the landing mode will be much more complicated than the high-altitude flight. Therefore, from this point of view, the problem will require the use of a control algorithm resistant to changing parameters. On the other hand, the presence of obstacles in the way of the bird's landing is another condition that should be considered in the design of the controller. Thus, according to the above, it is necessary to use the predictive controller to solve the problem. This controller inherently has a high resistance to model change. Also, if this controller is used in a restricted manner, it can be used to bypass obstacles in the path of movement during landing. The aim of this paper is to control the system for automatic landing by means of model-based pre-interlinear control. The reason for using the model-based predictive interlinear controller is the presence of obstacles in the path of movement and the fulfillment of the constraints in the environment to remove the obstacles. In the final result of the article, this controller is designed in such a way that the effect of external disturbances on the bird is minimized and the stability of the system is not jeopardized by the emergence of model uncertainties. Also, in this method, the effect caused by the delay of the external navigation system is taken into account in the closed loop system and the stability of the system is guaranteed. Finally, the design of the proposed controller for the model of a real unmanned bird has been calculated and the simulation of its performance in the presence of obstacles, lateral and longitudinal wind has been presented.

Keywords: Automatic landing, controller, image processing, remotely piloted aircraft (UAV), unmanned aircraft

۱- مقدمه

در طول سال‌های گذشته، پهپادها در بسیاری از زمینه‌ها رشد چشم‌گیری یافته و در بسیاری از حوزه‌ها مانند حوزه نظامی، کارایی فراوانی دارند. این پرنده‌ها، بسته به نوع کاربرد آنها، الگوریتم‌های مختلفی را دارا خواهند بود. به عنوان نمونه در پهپادهایی که برای کشاورزی استفاده می‌شود، روند کنترلی بصورت دستی انجام می‌شود، حال آنکه در موارد نظامی، الگوریتم کنترلی اتوماتیک است و پرواز پرنده کاملاً خودکار انجام می‌شود. در صورتی که مسیر پرواز را به قسمت‌های متفاوتی تقسیم‌بندی کنیم، مسیر پرواز در ارتفاع بالا از نظر کنترلی بسیار ساده‌تر از برخاستن از روی زمین یا فرود بر روی زمین است. بنابراین طیف وسیعی از پژوهش‌ها و مقالات به ارائه روش‌های کنترلی برای فرود آمدن پهپادها اختصاص می‌یابد. این مسئله بسیار مهم و کاربردی است؛ زیرا ممکن است که به دلیل بروز یک خطا در سیستم هدایت و کنترل پهپاد، پرنده ملزم به فرود اضطراری شود.

فرود خودکار یکی از پیچیده‌ترین مراحل پرواز پرنده‌های بدون سرنشین است. اگر چه فاز فرود به صورت تقریبی دو تا سه درصد از کل زمان پرواز را تشکیل می‌دهد؛ ولی قسمت قابل توجهی از سوانح هوایی در این فاز رخ می‌دهد. به همین دلیل استفاده از الگوریتم‌های کنترلی با عملکرد و قابلیت اطمینان بالا در این فاز اهمیت زیادی دارد. کنترل مدل پیش‌بین یکی از روش‌های کنترلی مدرن است که در دهه‌های اخیر توسعه قابل توجهی داشته است. بیشترین استفاده صنعتی از این روش در فرایندهای پتروشیمی است؛ ولی در سال‌های اخیر از این روش برای هدایت و کنترل وسایل پرنده استفاده زیادی شده است.

به دلیل قابلیت‌های این روش، در این مقاله از این روش برای کنترل پرنده در فاز فرود استفاده می‌شود.

همواره برای مدل‌سازی ریاضی یک سیستم دینامیکی تا واقعیت آن، تفاوت‌هایی وجود دارد. اغلب فرضیاتی در مدل‌سازی صورت می‌گیرد تا بتوان به مدلی ساده‌تر از واقعیت سیستم دست پیدا کرد. شبیه‌سازی‌ها و طراحی‌ها بر اساس این مدل‌ها انجام می‌شود، اما در تست‌های واقعی اثرات فرضیات به کار گرفته خود را نشان می‌دهد، این فرضیات باعث می‌شوند تا سیستم دینامیکی با کنترل کننده از پیش طراحی شده کارایی لازم را نداشته باشد و حتی ممکن است، بدون تغییرات سیستم

در طول زمان، کنترل کننده از پیش طراحی شده مناسب سیستم نباشد و سیستم را ناپایدار سازد.

بزرگترین چالش در طراحی سیستم‌های کنترلی برای دستیابی به عملکرد مناسب، ایجاد درک صحیح از سیستم و دسترس داشتن مدلی مناسب از دینامیک آن است، امروزه با کمک روش‌های مختلف شناسایی سیستم مدل مورد نظر از فرآیند را می‌توان بدست آورد و از آن در محاسبات طراحی کنترلی کننده بهره برد، از طرفی ساختار سیستم و میزان پیچیدگی، خطی و یا غیرخطی بودن آن از جمله عوامل مهم در انتخاب روش مناسب جهت شناسایی سیستم هستند. روش کنترلی پیش بین از گونه روش‌هایی است که برای دستیابی به اهداف کنترلی به شدت به مدل دقیقی از سیستم نیاز دارد، در این پژوهش با در نظر گرفتن یک پهپاد به عنوان مدل تحت کنترل سعی بر پیرامون روش‌های اعمال کنترلی پیش بین روی جسم پرنده در نهایت با کمک روش شناسایی سیستم با شبکه عصبی یک مدل دقیق از سیستم ارائه کرده و نتیجه‌ی آن را با اعمال به متد پیش بین بررسی کنیم.

به دلیل تغییر شدید در پارامترهای آیرودینامیکی، مسئله کنترل حالت فرود بسیار پیچیده‌تر از پرواز در ارتفاع بالا خواهد شد؛ لذا از این دید مسئله نیازمند استفاده از یک الگوریتم کنترلی مقاوم در برابر تغییر پارامترها خواهد بود. از طرفی وجود موانع در مسیر فرود پرنده، قید دیگری است که باید در طراحی کنترلی کننده مورد توجه واقع گردد. به عبارت دیگر، لازم است که برای کاهش خطر آسیب‌های احتمالی به پرنده، از برخورد آن با موانع موجود در مسیر حرکت جلوگیری شود. بدین ترتیب با توجه به موارد فوق، استفاده از کنترل کننده پیش‌بین برای حل مسئله ضروری است. این کنترل کننده به صورت ذاتی از مقاومت بالایی در برابر تغییر مدل برخوردار است؛ همچنین، در حالتی که از این کنترل کننده به صورت مقید استفاده شود، می‌توان با استفاده از آن موانع موجود در مسیر حرکت در حین فرود را دور زد.

کاربرد کنترل کننده پیش بین در این زمینه تاریخچه‌ای طولانی دارد. برای مثال، استفاده از کنترل کننده پیش‌بین در کنترل انواع پرنده‌ها موضوعی است که در مقالات [۱]، [۲] و [۳] ارائه شده است.

کنترل مدل پیش بین یکی از روش‌های کنترلی مدرن است که استفاده‌ی زیادی در فرایندهای صنعتی دارد. این روش برای

تغییر می‌کند، بدین صورت که در مسیر با انحنای زیاد از افق پیش بینی بزرگتری استفاده می‌شود.

مرجع [۸] از کنترل پیش بین غیرخطی برای تولید فرامین هدایت در فرود خودکار استفاده کرده است. نرخ زاویه ی پیچ و زاویه ی رول فرامین هدایت هستند. الگوریتم مدل پیش بین فرمان زاویه رول و نرخ زاویه پیچ را به یک کنترل بهینه می‌دهد و خروجی‌ها به وسیله کنترل بهینه تولید شده و به پرندۀ اعمال می‌شوند؛ همچنین مرجع [۹] از کنترل مدل پیش بین به عنوان حلقه هدایت استفاده کرده است. حلقه های کنترلی در سخت افزار اتوپایلوت پیکولو قرار دارند و فرامین حلقه هدایت را دنبال می‌کنند.

مرجع [۱۰] از کنترل مدل پیش بین برای طراحی حلقه هدایت استفاده کرده است. برای اطمینان از وجود جواب، کنترل مدل پیش بین در ابتدا به وسیله الگوریتم هدایت L1 مقادردهی اولیه می‌شود و سپس بهینه‌سازی فرمان حلقه هدایت با این جواب اولیه انجام می‌شود. برای به دست آوردن جواب بهتر، خروجی حلقه هدایت به جای فرمان هدینگ، فرمان رول است.

مرجع [۱۱] یک روش جبری برای کنترل مدل پیش بین ارائه کرده است که می‌تواند حجم محاسباتی را بسیار کم کند و کنترلر را برای پیاده‌سازی روی کامپیوترهای پرواز مناسب نموده است. همچنین این کنترلر برای کنترل مود طولی یک هواپیمای بدون سرنشین استفاده شده است.

مسئله ی اصلی در این پژوهش استفاده از روش کنترل مدل پیش بین تطبیقی برای کنترل پرندۀ است که تاکنون در هیچ یک از مراجع انجام نشده است. تخمین مشتقات کنترلی باید به صورت بارخط انجام شود و ضرایب تصحیح لازم باید به صورت برخط به خروجی کنترلر اعمال شوند. در هیچ یک از مراجع این کار انجام نشده است. روند انجام این مقاله بدین صورت است که ابتدا فرود خودکار پرندۀ های بدون سرنشین تعریف و سپس روش و ضرورت انجام آن پرداخته شده است. در ادامه معادلات مورد نیاز از منابع مختلف استخراج گردیده و سپس بلوک دیاگرام پیکربندی پروازی در آسمان صاف با نرم افزار سیمولینک ساخته شده و در نرم افزار متلب شبیه‌سازی های موردنظر انجام و خروجی‌ها ارائه شده است.

اولین بار در دهه هشتاد میلادی برای کنترل فرآیندهای پتروشیمی استفاده شد. اساس کار این کنترلر مانند انسان است و ورودی مناسب را طوری انتخاب می‌کند که در یک بازه زمانی مشخص، بهترین خروجی حاصل شود. در این کنترلر از مدل دینامیکی سیستم استفاده می‌شود که رفتار سیستم را پیش بینی می‌کند و بر اساس این پیش بینی، ورودی مناسب تولید می‌شود. در این قسمت، روابط لازم برای پیش‌بینی رفتار سیستم و نیز قانون کنترل مدل پیش بین خطی به دست می‌آید. لازم به ذکر است که در این پایان نامه از کنترل مدل پیش بین خطی استفاده می‌شود و به همین دلایل می‌توان قانون کنترلی را به صورت صریح به دست آورد.

از کنترل پیش بین برای هدایت و کنترل وسایل پرندۀ استفاده ی زیادی شده است. مرجع [۴] از کنترل پیش بین توسعه یافته مقید برای کنترل زاویه ی پیچ هواپیما استفاده کرده است. این مرجع نشان داده است که کنترل پیش بین نسبت به اغتشاشات و تغییر پارامترهای سیستم مقاوم است؛ همچنین این مراجع نشان داده است که کنترل مدل پیش بین نسبت به کنترل PID عملکرد بهتری در حالت گذرا و حالات پایدار دارد. این مرجع از شبیه سازی خطی استفاده کرده است.

مرجع [۵] از ترکیب یک شبکه عصبی و کنترل مدل پیش بین استفاده کرده است. شبکه عصبی برای پیش‌بینی رفتار سیستم استفاده شده است. برای استفاده از شبکه عصبی، لازم است که این شبکه آموزش داده شود. این مرجع برای بررسی عملکرد روش استفاده شده، خروجی آن را با روش کنترل بهینه مقایسه کرده است.

مرجع [۶] از کنترل مدل پیش بین مقید برای کنترل زاویه مسیر پرواز در فاز تقرب استفاده کرده است. مدل استفاده شده خطی و تک ورودی-تک خروجی است. این مرجع نشان داده که کنترل مدل پیش بین در مقایسه با PID باعث بهبود فرا جهش و زمان نشست شده است. همچنین در روش کنترل مدل پیش بین تلاش کنترلی در مواجهه با توربولانس کاهش یافته است.

مرجع [۷] از کنترل مدل پیش بین غیرخطی برای کنترل یک هواپیما استفاده کرده است. برای بهینه‌سازی از روش کاهش گرادیان استفاده شده است. برای آنکه روش کاهش گرادیان به خوبی عمل کند، از معیار جدیدی برای اتمام بهینه سازی استفاده شده است. افق پیش بینی به صورت تطبیقی

هدف این پژوهش، کنترل سیستم برای فرود خودکار به وسیله کنترل پیش بین مبتنی بر مدل است. دلیل استفاده از کنترل کننده پیش بین مبتنی بر مدل، وجود موانع در مسیر حرکت و برآورده سازی قیود موجود در محیط برای رفع موانع است. هدف، طراحی کنترل کننده پیش بین برای فرود خودکار یک وسیله بازگشتی است. بدین منظور، موارد زیر به عنوان اهداف اصلی طرح ارائه می‌شود:

ردیابی مسیر به صورت مقید بدون حضور مانع

ردیابی مسیر به صورت مقید در حضور مانع

برآورده سازی الزامات مقاومت سیستم حلقه بسته در برابر

نامعینی پارامتری و مدلی

دست یابی به سریع ترین مانور ممکن

چالش های موجود در این پژوهش بیان شده و همچنین پاسخ این طراحی و کنترل های پیش بین مقایسه شده است.

یکی دیگر از اهداف این پژوهش این است که مسئله فرود خودکار پرنده بدون سرنشین بال ثابت را با تمام جزئیاتی که در صورت مسئله بیان شد، با استفاده از کنترل مدل پیشبین تطبیقی حل کند. به دلیل تغییر شدید در پارامترهای آئروپدینامیکی، مسئله کنترل حالت فرود بسیار پیچیده تر از پرواز در ارتفاع بالا خواهد شد. لذا از این دید مسئله نیازمند استفاده از یک الگوریتم کنترلی مقاوم در برابر تغییر پارامترها خواهد بود. از طرفی وجود موانع در مسیر فرود پرنده، قید دیگری است که باید در طراحی کنترل کننده مورد توجه واقع گردد. به عبارت دیگر، لازم است که برای کاهش خطر آسیب های احتمالی به پرنده، از برخورد آن با موانع موجود در مسیر حرکت جلوگیری شود.

بدین ترتیب با توجه به موارد فوق، استفاده از کنترل کننده پیش بین برای حل مسئله ضروری است. این کنترل کننده به صورت ذاتی از مقاومت بالایی در برابر تغییر مدل برخوردار است؛ همچنین، در حالتی که از این کنترل کننده به صورت مقید استفاده شود، می‌توان با استفاده از آن موانع موجود در مسیر حرکت در حین فرود را دور زد.

۲- الهام گیری از طبیعت در مسائل کنترلی

در طول تاریخ، طبیعت همیشه الهام بخش بشر بوده است. اغراق آمیز نیست اگر اختراعات بشر از حوزه ی مهندسی تا علوم اجتماعی، تلاشی برای الگوبرداری از طبیعت عنوان شود.

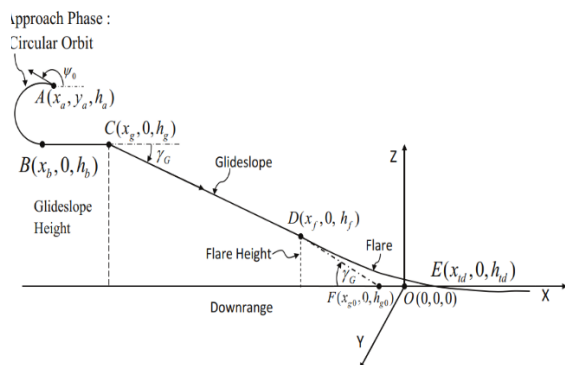
در حقیقت، طبیعت همچنان در فعالیتهای مختلف انسانی نقش مهمی را ایفا می‌کند. از دیدگاه علم ثابت شده است که الهام‌گیری از طبیعت ابزاری کارآمد برای حل مشکلات سخت در دنیای واقعی بوده است که همواره دارای پیچیدگی‌های فراوانی هستند که منابع زیادی برای تجزیه و تحلیل آنها در دسترس نیست. همواره طبیعت چه در موارد ساده و چه در موارد پیچیده به دلیل داشتن قدرت بالا و زمان کافی سعی بر بهینه سازی یا به عبارتی بیشینه یا کمینه‌سازی پارامترها داشته است.

۳- فاز فرود

فاز فرود همیشه یکی از حادثه‌خیزترین فازهای پروازی در انواع پرنده‌ها و هواپیماها است. به همین جهت استفاده از یک سیستم ناوبری و کنترل فرود خودکار با قابلیت اطمینان بالا برای انواع پرنده‌ها با توجه به تنوع دینامیکی، تنوع باندهای فرود و همچنین حساسیت این پرنده‌ها به اغتشاشات محیطی ضروری به نظر می‌رسد [۱۲].

اولین چالش در فاز فرود، ناوبری و هدایت دقیق پرنده در راستای باند فرود است. در سال‌های گذشته، الگوریتم‌ها و تجهیزات مختلفی برای ناوبری و هدایت پرنده و در راستای افزایش دقت فرود و کاهش عوامل حادثه‌ساز در این فاز پیشنهاد شده است [۱۳]. معمولاً برای هواپیماهای بزرگ از سیستم ILS برای فرود استفاده می‌شود. به صورت مشابه برای پهپادها از سیستم‌هایی مثل UCARS و TALS استفاده شده است که پیاده‌سازی آن پرهزینه و تنها برای یک باند مشخص است [۱۴]. در اکثر روش‌های موجود، وضعیت پرنده بر اساس یک سامانه داخلی مبتنی بر ژیرسکوپ یا حسگرهای IMU و موقعیت پرنده توسط یک سیستم کمک ناوبری همانند GPS، سیستم راداری، لیزری و یا تصویری محاسبه می‌شود. همچنین برای فرود خودکار از تلفیق سیستم اینرسی و مخابراتی نیز استفاده می‌شود [۱۵]. از بین این سیستم‌ها، GPS پر کاربردترین روش ناوبری است که البته معمولاً از دقت کافی برای فرود برخوردار نیست. پیاده‌سازی سیستم‌های جبران کننده GPS، مثل DGPS نیز دارای هزینه‌های زیادی است و از طرفی این سیستم‌ها در مقابل جمینگ (مداخلات مخرب الکترونیکی) و یا قطع شدن ارتباط آسیب‌پذیر هستند. معمولاً این سیستم‌ها نیاز به توان بالایی دارند و ممکن است

زاویه مسیر پرواز ثابت را دنبال می‌کند تا زمانی که به ارتفاع flare برسد. در طول فاز glideslope پهپاد با نرخ فرورفتگی بالاتری فرود می‌آید. هنگامی که به ارتفاع flare می‌رسد، پهپاد یک مسیر نمایی را تا نقطه تماس با زمین دنبال می‌کند. در طول مسیر flare پهپاد به زمین نزدیک‌تر می‌شود، از نرخ یا شدت کاهش ارتفاع کاسته می‌شود و پهپاد تحت شرایط کنترل‌کننده سخت‌گیرانه‌تری نسبت به فاز glideslope فرود می‌آید. flare یک مرحله مهم از پهپاد است و کنترل ارتفاع باید بسیار کارآمد باشد و همچنین اثرات زمینی نیز در این مرحله غالب است. به عنوان مثال، زمین می‌تواند شامل بسیاری از ناهمواری‌ها مانند: کوه‌ها، درختان، ساختمان‌ها، رودخانه‌ها و دریاها باشد. در ادامه مراحل مختلف فرود خودکار در شکل ۱ نشان داده شده‌است. [۱۸]



شکل ۱- فازهای فرود خودکار یک پهپاد [۱۸]

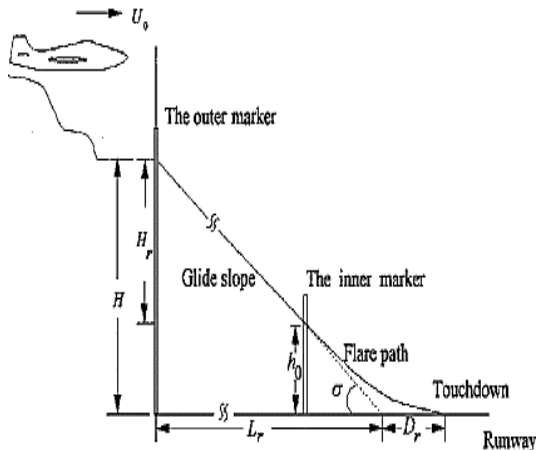
۴- فرود خودکار پرنده‌های بدون سرنشین

روش‌های مختلفی برای فرود خودکار پرنده‌های فاقد سرنشین ابداع شده است. برخی پژوهش‌ها [۴, ۱۹, ۲۰]، روش پردازش تصویر را به عنوان ابزاری کمکی برای افزایش دقت فرود برای روش‌های کم‌دقت (مثل روش فرود با GPS) معرفی می‌کنند. در این موارد، نیاز به قدرت پردازش و محاسبات کاهش می‌یابد لیکن تجهیزات کمک ناوبری مثل GPS، حسگرهای لیزری و حسگرهای مادون قرمز مورد نیاز هستند که می‌تواند منجر به افزایش وزن پرنده و همچنین افزایش انرژی مصرفی آن شود که این مسئله نیز ممکن است منجر به کاهش برد پروازی و وزن محموله قابل انتقال شود. مزیت استفاده از روش پردازش تصویر به عنوان ابزار کمکی، افزایش دقت و تاب‌آوری وسیله پرنده در هنگام فرود در شرایط ناپیدا است [۲۱].

پرهزینه باشند. سیستم‌های مبتنی بر رادار امروزه بیشتر مورد توجه سیستم‌های نظامی قرار گرفته است که فناوری بالایی جهت ساخت این سیستم‌ها مورد نیاز است. با پیشرفت سیستم‌های پردازش تصویر، استفاده از این روش در فرود خودکار محققین قرار گرفته است. به طور کلی این روش‌ها می‌توانند روی پرنده جهت تشخیص موقعیت باند و یا روی باند جهت تشخیص موقعیت پرنده هدف نصب شوند [۱۶]. روش مبتنی بر تصویر، کم هزینه، دارای فناوری صنعتی و مقاوم به عوامل بیرونی است، اما ممکن است دارای تأخیر جزئی باشد. با این حال، در صورتی که سیستم پردازشی بر روی باند نصب شود، در این روش تجهیزات مورد استفاده کم حجم و سبک بوده و قابلیت استفاده عملیاتی را برای باندهای مختلف افزایش می‌دهد؛ اما به طور کلی سیستم‌های تعیین موقعیت که بر روی باند نصب می‌شوند، ممکن است اطلاعات موقعیت را با تأخیر برای پرنده ارسال کنند که این موضوع باید در طراحی کنترل‌کننده لحاظ شود.

به جز مسئله ناوبری و تأخیرهای ناشی از آن، دسته‌ای از حوادث در فاز فرود ناشی از اغتشاشات اتمسفری مثل قیچی باد است [۱۷]. این پدیده باعث تغییر ناگهانی جریان‌های هوایی اطراف بال و سطوح دیگر پرنده می‌شود و مسیر پرواز و ارتفاع پرنده را تغییر می‌دهد. همچنین در مرحله نهایی فرود و در زمان فلز، جریان هوای اطراف بال‌ها به خاطر اثر زمین تغییر می‌کنند. این موضوع باعث تغییر پایداری طولی پرنده می‌شود و کنترل آن را دشوار می‌کند. نکته دیگر آنکه به علت کاهش سرعت پرنده و افزایش زاویه حمله، دینامیک‌های نامعین ناشی از ترم‌های غیرخطی در فاز فرود ظهور پیدا کرده و پایداری پرنده را به مخاطره می‌اندازد؛ لذا برای ایمن شدن فاز فرود، یک پرنده باید مجهز به یک سیستم کنترل پرواز مقاوم در برابر اغتشاشات محیطی و همچنین نامعینی‌های مدل باشد [۱۵-۱۷]. در سال‌های گذشته، الگوریتم‌های مختلفی برای کنترل پرنده، جهت افزایش دقت فرود و کاهش عوامل حادثه‌ساز در این فاز پیشنهاد شده‌است [۱۸].

فرود خودکار عمدتاً از سه مرحله بسیار مهم و قابل توجه تشکیل شده است، مانند مرحله هم‌ترازی و نزدیک شدن، که در آن پهپاد (پرنده هدایت‌پذیر از دور) با اصلاح نوک پهپاد با باند فرودگاه هماهنگ می‌شود. مرحله بعدی، فاز glideslope است که در آن پهپاد یک مسیر رمپ ثابت با



شکل ۲- مسیر و نحوه فرود هواپیمای بدون سرنشین [۲۵]

در شکل (۲)، دو نقطه برای نشان (Marker) ارائه شده است. این دو نقطه برای هدایت بهتر هواپیمای بدون سرنشین توسط فرودگاه در نظر گرفته شده است. براساس نتایج و گزارش‌های ارائه شده در [۲۵]، هنگامی که پهپاد از کنار marker عبور می‌کند، یک بوق به صدا در می‌آید که سیستم فرود خودکار را فعال خواهد کرد؛ بنابراین نشان‌گر خارجی که با عنوان Outer marker نشان داده شده است، فاصله پرنده از نقطه Touchdown را نشان می‌دهد. این فاصله در شکل به صورت L_r نشان داده شده است. در این لحظه هواپیمای بدون سرنشین بر روی نشان موجود در مسیر فرود، تمرکز خواهد کرد. در ادامه وقتی پرنده به نقطه علامت داخلی (Middle maker) نزدیک می‌شود، هواپیما حدود ۲۰ ثانیه وقت دارد تا به زمین بنشیند. در نهایت با رسیدن به نقطه علامت داخلی که با عبارت inner marker نشان داده شده است، هواپیما باید برای فرود تصمیم نهایی خود را بگیرد. این تصمیم به محیط بستگی دارد. به عنوان مثال در صورتی که مانعی در مسیر وجود داشته باشد و الگوریتم کنترلی توانایی عبور از آن را نداشته باشد، باید تصمیم فرود کنسل شود.

هدف این پژوهش، کنترل سیستم برای فرود خودکار به وسیله کنترل پیش‌بین مبتنی بر مدل است. دلیل استفاده از کنترل‌کننده پیش‌بین مبتنی بر مدل، وجود موانع در مسیر حرکت و برآورده‌سازی قیود موجود در محیط برای رفع موانع است.

بدین منظور، موارد زیر به عنوان اهداف اصلی طرح ارائه می‌شود:

از طرف دیگر، [۹، ۱۰، ۲۲-۲۴] از روش پردازش تصویر به عنوان ابزار اصلی فرود پرنده استفاده نموده‌اند. نقطه ضعف اصلی این روش، وابستگی آن به شرایط جوی است. فرود با اتکای کامل به پردازش تصویر، نیازمند دیده شدن واضح منطقه فرود است [۲۳]؛ لذا در شرایطی که با کاهش دید افقی مواجه هستیم و یا در شب، استفاده از این روش با معضلاتی مواجه می‌گردد. یکی از اهداف کاربرد پردازش تصویر در فرآیند فرود پرنده‌های فاقد سرنشین، حذف امکانات و تجهیزات پیچیده مورد نیاز بر روی زمین است. در روش‌های فرود به کمک پرتو هدایت‌کننده لیزری یا مادون قرمز، نصب تجهیزات دقیق و گران‌قیمت هدایت‌کننده روی محوطه فرود الزامی است. این روش علاوه بر هزینه بالا، به دلیل نیاز به دقت بالا در نصب و تنظیم این تجهیزات، فاقد انعطاف‌پذیری نیز است و انتقال فرودگاه از محل فعلی به محلی دیگر، نیازمند صرف هزینه و زمان هنگفتی است. این مسئله در مواقعی که به دلیل شرایط خاص مانند وقوع حوادث غیرمترقبه یا جنگ، الزام به جابه‌جایی فرودگاه باشد، مشکل‌ساز خواهد بود.

۵- روش و ضرورت انجام پژوهش

در این پژوهش، مسئله فرود خودکار پهپاد مورد بررسی قرار می‌گیرد. در شکل (۲)، هندسه، روش و فرضیه‌های موجود نشان داده شده است. با توجه به این شکل مشاهده می‌شود که مسیر نسبتاً منحنی شکل باید ردیابی شود و در ضمن ردیابی باید از برخورد با موانع جلوگیری شود. با توجه به شکل، مشاهده می‌شود که در ارتفاع H روند فرود آغاز می‌شود و مسیر به صورت شیب‌دار ادامه می‌یابد. مسیر مذکور با عنوان Glide Slope در شکل (۲) نشان داده شده است. سپس پرنده وارد مسیر Flare Path شده و در نهایت انتهای مسیر در موقعیت Touchdown مستقر می‌شود. در این پروژه، فرض بر این است که در مسیر حرکت یک و یا چند مانع وجود دارد؛ بنابراین، سیستم کنترلی لازم است که موانع موجود در مسیر فرود را در الگوریتم کنترلی مدنظر قرار دهد و مسئله را به صورت یک مسئله کنترل مقید حل کند.

$$\dot{u} = rv - qw - g\sin\theta + X_a + X_t \quad (۱)$$

$$\dot{v} = pw - ru + g\sin\phi \cos\theta + Y_a \quad (۲)$$

$$\dot{w} = qu - pv + g\cos\phi \cos\theta + Z_a \quad (۳)$$

$$\dot{p} = c_1 r q - c_2 p q + c_3 L_a + c_4 N_a \quad (۴)$$

$$\dot{q} = c_5 p r + c_6 (p^2 - r^2) + c_7 (M_a + M_t) \quad (۵)$$

$$\dot{r} = c_8 p q - c_2 r q + c_4 L_a + c_9 N_a \quad (۶)$$

$$\dot{\phi} = p + q\sin\phi \cos\theta + r\cos\phi \tan\theta \quad (۷)$$

$$\dot{\theta} = q\cos\phi - r\sin\phi \quad (۸)$$

$$\dot{\psi} = q\sin\phi \sec\theta + r\cos\phi \sec\theta \quad (۹)$$

$$\begin{aligned} \dot{x} &= u\cos\theta \cos\psi \\ &+ v(\sin\phi \sin\theta \cos\psi \\ &- \cos\phi \sin\psi) \\ &+ w(\cos\phi \sin\theta \cos\psi \\ &- \sin\phi \sin\psi) \end{aligned} \quad (۱۰)$$

$$\begin{aligned} \dot{y} &= u\cos\theta \sin\psi \\ &+ v(\sin\phi \sin\theta \sin\psi \\ &- \cos\phi \cos\psi) \\ &+ w(\cos\phi \sin\theta \sin\psi \\ &- \sin\phi \cos\psi) \end{aligned} \quad (۱۱)$$

$$\begin{aligned} \dot{h} &= u\sin\theta - v\sin\phi \cos\theta \\ &- w\cos\phi \cos\theta \end{aligned} \quad (۱۲)$$

که در آن u, v, w مولفه‌های سرعت و p, q, r به ترتیب نرخ چرخش، گام و انحراف حول محور بدنه هستند. ϕ, θ, ψ زوایای اوایلر و h ارتفاع از سطح زمین است. x فاصله رو به جلو و y فاصله جانبی است. X_a, Y_a, Z_a نیروهای آیرودینامیکی در واحد جرم و L_a, M_a, N_a ممانتوم‌های آیرودینامیکی حول محور بدنه هستند. X_t نیروی بر واحد جرم در جهت X ناشی از رانش و M_t گشتاور حول محور Y است که در اثر فاصله رانش از مرکز ثقل (CG) پدیدار می‌شود. ضرایب c_1 تا c_9 تابع گشتاور اینرسی I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} و I_{xz} هستند.

در معادلات جابه‌جایی دینامیکی معادلات ۱ تا ۳، u, v, w نیز می‌توانند به صورت زیر نوشته شوند:

$$\begin{aligned} u &= V_T \cos\alpha \cos\beta, v = V_T \sin\beta, w \\ &= V_T \sin\alpha \cos\beta \end{aligned} \quad (۱۳)$$

که V_T سرعت کل، α زاویه حمله و β زاویه side slip می‌توانند به صورت زیر نوشته شوند:

۱- ردیابی مسیر به صورت مقید بدون حضور مانع

۲- ردیابی مسیر به صورت مقید در حضور مانع

۳- برآورده سازی الزامات مقاومت سیستم حلقه بسته در برابر نامعینی پارامتری و مدلی

۴- دستیابی به سریع‌ترین مانور ممکن

به منظور برآورده‌سازی اهداف فوق، لازم است که مرور و اشاره‌ای به کنترل‌کننده پیش‌بین داشته باشیم. در طول این سمینار سعی می‌کنیم تا از بیان جزئیات ریاضی خودداری شود و تنها کلیات ارائه شوند. با در نظر گرفتن این هدف، در ادامه به شرح مختصری از کنترل‌کننده‌ها و روش‌های آرایش پروازی خواهیم پرداخت.

کنترل‌کننده پیش‌بین نوعی کنترل‌کننده است که رفتار سیستم را در زمان‌های آینده پیش‌بینی کرده و سپس با توجه به رفتارهای سیستم در بازه زمانی مشخص، مقدار مناسب سیگنال کنترلی تعیین می‌شود. نحوه تعیین سیگنال کنترلی از حل یک معادله بهینه‌سازی استخراج خواهد شد. در کنترل‌کننده پیش‌بین خطی، معادله مذکور Convex بوده و همواره دارای جواب است. از جمله مزایای این روش کنترلی می‌توان به سادگی روش و فهم آسان آن اشاره کرد. همچنین، توانایی اعمال قیود به مسئله بهینه‌سازی از جمله قیود کنترلی و قیود حالت از جمله مزایای اصلی این روش کنترلی است. در کنار این مسئله، حجم پردازش از مشکلات اصلی این کنترل‌کننده در دهه‌های قبل بوده است که در دهه‌های اخیر به دلیل پیشرفت در تکنولوژی پردازنده‌ها این مشکلات حل شده است ([۲۶] و [۲۷]).

کاربرد کنترل‌کننده پیش‌بین در زمینه رباتیک و ربات‌های پرنده به دلیل وجود قیود سیستمی بسیار مشاهده می‌شود. بدین منظور می‌توان به کاربرد این روش در زمینه کنترل کوادروتورها اشاره کرد ([۲۸] و [۲۹]).

۶- دینامیک غیرخطی پهپاد

با فرض اینکه پهپاد یک جسم صلب باشد و زمین مسطح باشد، مجموعه کامل معادلات شش درجه آزادی ارائه شده‌است. در کار حاضر مدل دینامیک شش درجه آزادی پهپاد بر اساس نیروها و ممانتوم‌های وارد بر پهپاد در نظر گرفته شده‌است. [۳۰]

۶-۲- مدل آیرودینامیک پهپاد

دستور Thrust برای کنترل سرعت استفاده می‌شود. در ابتدا سرعت و Thrust در مقادیر trim تنظیم می‌شود.

$$T = T_{max}\sigma_t, X_t = \frac{T}{m}, M_t = -Td \quad (۱۸)$$

که در آن T نیروی Thrust موتور است، σ_t ورودی کنترل برای Thrust موتور است. M_t گشتاور ناشی از Thrust موتور است و fداصله نیروی Thrust موتور از مرکز ثقل است. حالت trim اولیه، برای پهپاد مدل مورد استفاده برای فرود خودکار از طریق محاسبه معادلات دینامیک غیرخطی برای یک trim خاص به دست می‌آیند.

۷- طرح ریزی مسیر و طراحی هدایت برای فرود

خودکار پهپاد

مانور فرود خودکار دارای سه مرحله مهم است: ۱- فاز نزدیک شدن، ۲- فاز glideslope و ۳- فاز flare. هر سه مرحله در زیر بخش‌های زیر توضیح داده شده‌است.

۷-۱- فرود خودکار با کنترلر خطی‌ساز بازخورد

معادلات دینامیک پرواز معادلات (۱) تا (۱۲) را می‌توان با معادله فشرده زیر نشان داد:

$$\dot{X} = f(X) + g(X)U \quad (۱۹)$$

که در آن $X = [u, v, w, p, q, r, \phi, \theta, \psi, x, y, z]$ حالت‌های مدل دینامیک پرواز و $U = [\sigma_t, \delta_e, \delta_a, \delta_r]$ ورودی‌های کنترل هستند. تمام نمادها معنای استاندارد دارند. خطی‌ساز بازخورد به طور کلی با سیگنال کنترل بازخورد U سر و کار دارد که می‌تواند یک سیستم غیرخطی را به یک سیستم خطی معادل تبدیل کند.

سیگنال ورودی کنترل فیدبک معمولی U برای مدل دینامیکی فوق‌الذکر به شرح زیر ارائه می‌شود:

$$U = g(X)^{-1}(L_M - f(X)) \quad (۲۰)$$

که در آن L_M مدل خطی شده یا تقریباً خطی است که در معادله (۲۰) نشان داده شده‌است. ϕ, θ, ψ با استفاده از خطی‌ساز بازخورد تقریب زده شده‌است و L_M به ترتیب در معادله (۲۶) تا معادله (۲۸) طراحی شده‌است.

زاویه غلتشی ϕ ، زاویه گام θ و زاویه انحراف یا yaw (ψ) معادله سینماتیک نشان داده شده توسط معادله ۷ تا ۹، مشتق گرفته

$$\dot{V}_T = \frac{u\dot{u} + v\dot{v} + w\dot{w}}{V_T} \quad (۱۴)$$

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= \frac{u\dot{w} - w\dot{u}}{u^2 + w^2}, \dot{\beta} \\ &= \frac{\dot{v}(u^2 + w^2) - V(u\dot{u} + w\dot{w})}{V_T^2 \sqrt{(u^2 + w^2)}} \end{aligned} \quad (۱۵)$$

۶-۱- نیروهای آیرودینامیک و ممنتوم

نیروهای محوری آیرودینامیکی جسم: X_a, Y_a, Z_a و ممنتوم‌های آیرودینامیکی: L_a, M_a, N_a به شرح زیر آورده شده است:

$$[X_a \ Y_a \ Z_a] = \frac{\bar{q}S}{m} [C_X \ C_Y \ C_Z] \quad (۱۶)$$

$$[L_a \ M_a \ N_a] = \bar{q}S [bC_l \ cC_m \ bC_n] \quad (۱۷)$$

که در آن C_X ضریب نیروی محور X جسم، C_Y ضریب نیروی محور Y جسم، C_Z ضریب نیروی محور Z جسم است. C_m ضریب ممنتوم pitching، C_l ضریب ممنتوم غلتشی، C_n ضریب ممنتوم انحرافی است. q فشار دینامیکی و S ناحیه پلتفرم بال است. b طول بال و c طول chord است. ضرایب آیرودینامیکی به دست آمده از برازش منحنی بر روی داده‌های تونل باد به صورت زیر آورده شده‌است:

$$C_X = C_{X_0} + C_{X_a}(\alpha)\alpha + C_{X_{\delta_e}}(\alpha)\delta_e + C_{X_Q}(\alpha)\bar{q}$$

$$C_Y = C_{Y_\beta}(\alpha)\beta + C_{Y_{\delta_a}}(\alpha)\delta_a + C_{Y_{\delta_r}}(\alpha)\delta_r$$

$$+ C_{Y_P}(\alpha)\bar{p} + C_{Y_R}(\alpha)\bar{r}$$

$$C_Z = C_{Z_0} + C_{Z_a}(\alpha)\alpha + C_{Z_\beta}(\alpha)\beta + C_{Z_{\delta_e}}(\alpha)\delta_e$$

$$+ C_{Z_Q}(\alpha)\bar{q}$$

$$C_l = C_{l_\beta}(\alpha)\beta + C_{l_{\delta_a}}(\alpha)\delta_a + C_{l_P}(\alpha)\bar{p}$$

$$+ C_{l_R}(\alpha)\bar{r}$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_a}(\alpha)\alpha + C_{m_\beta}(\alpha, \beta)\beta$$

$$+ C_{m_{\delta_e}}(\alpha)\delta_e + C_{m_Q}(\alpha)\bar{q}$$

$$C_n = C_{n_\beta}(\alpha)\beta + C_{n_{\delta_r}}(\alpha)\delta_r + C_{n_P}(\alpha)\bar{p} + C_{n_R}(\alpha)\bar{r}$$

که:

$$[\bar{p} \ \bar{q} \ \bar{r}] = \frac{1}{2V_T} [bp \ cq \ br]$$

که α زاویه حمله و β زاویه side slip است. $\delta_a, \delta_e, \delta_r$ به ترتیب انحرافات کنترلی آیلرون، بالابرنده و سکان هستند. مشتقات استاتیکی و دینامیک تابعی از α و β هستند.

$$u_l = (G_l(x_l))^{-1}(\dot{Y}_a - F_l(x_l)) \quad (29)$$

در معادله فوق، ترم \dot{Y}_a با جایگزینی معادلات ۲۶ تا ۲۸ محاسبه می‌شود. دستورات کنترل $u = [\delta_e, \delta_a, \delta_r]$ می‌تواند از دستورات ممنوم دلخواه u_l ، مطابق معادله ۳۰ محاسبه شوند.

$$u = G_r^{-1}[u_l - F_r] \quad (30)$$

جایی که G_r به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$G_r = \begin{bmatrix} c_3 L_{a_u} & 0 & c_4 N_{a_u} \\ 0 & c_7 M_{a_u} & 0 \\ c_4 L_{a_u} & 0 & c_9 N_{a_u} \end{bmatrix} \quad (31)$$

که در آن، N_{a_u} ، M_{a_u} و L_{a_u} اجزای بیان ممنوم‌های چرخش یا غلتش، گام و انحراف هستند که به ترتیب حاوی عبارات انحراف سطحی آیلرون، بالابرنده و سکان هستند و به شرح زیر تعریف می‌شوند:

$$\begin{aligned} L_{a_u} &= \hat{q} S b C_{l_{\delta a}}, M_{a_u} \\ &= \hat{q} S c C_{l_{\delta e}}, N_{a_u} \\ &= \hat{q} S b C_{l_{\delta r}} \end{aligned} \quad (32)$$

F_r نیز به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$F = \begin{bmatrix} L_{a_x} \\ (M_{a_x} + M_t) \\ N_{a_x} \end{bmatrix} \quad (33)$$

که در آن، N_{a_x} ، M_{a_x} و L_{a_x} اجزای مکمل بیان ممنوم‌های چرخش یا غلتش، گام و انحراف بدون عبارات انحراف سطح آیلرون، بالابرنده و سکان هستند و به شرح زیر تعریف می‌شوند:

$$L_{a_x} = \hat{q} S b [C_{l_{\beta}}(\alpha)\beta + C_{l_p}(\alpha)\bar{p} + C_{l_r}(\alpha)\bar{r}] \quad (34)$$

$$M_{a_x} = \hat{q} S c [m_0 + C_{m_a}(\alpha)\alpha + C_{m_{\beta}}(\alpha)\beta + C_{m_q}(\alpha)\bar{q}] \quad (35)$$

$$N_{a_x} = \hat{q} S b [C_{n_{\beta}}(\alpha)\beta + C_{n_p}(\alpha)\bar{p} + C_{n_r}(\alpha)\bar{r}] \quad (36)$$

۷-۲- فاز نزدیک شدن یا همترازی

فاز نزدیک شدن یا همترازی همانطور که در شکل (۳) نشان داده شده‌است، معمولاً مرحله همترازی است که در آن پهپاد با باند همتراز می‌شود. هنگامی که پهپاد با باند فرودگاه همسو می‌شود، اساساً فاز پروازی همسطح می‌شود تا زمانی که فرود در شیب آغاز شود.

۷-۳- طراحی کنترلر glideslope

شده‌اند. معادلات مشتق گرفته شده شامل عبارات نرخ غلتش \dot{p} ، نرخ گام \dot{q} و نرخ انحراف \dot{r} هستند که از معادلات ۴ تا ۶ جایگزین شده‌اند؛ بنابراین می‌توان معادله مدل زیر (۲۱) را در چارچوب خطی‌ساز بازخورد به دست آورد.

$$\dot{Y} = F_l(x_l) + G_l(x_l)u_l \quad (21)$$

که در آن $x_l = [\varphi, \theta, \psi, p, q, r]$ ، $Y_l = [\varphi, \theta, \psi]$ می‌باشند. همچنین، L ، M و N به ترتیب ممنوم چرخشی یا غلتشی، ممنوم گام و ممنوم انحراف پهپاد هستند. عبارت $F_l(x_l) = [f_{l1}(x_l), f_{l2}(x_l), f_{l3}(x_l)]$ به صورت زیر ارائه شده است.

$$\begin{aligned} f_{l1}(x_l) &= q \left(\begin{aligned} &\cos\phi \tan\theta (p + r \cos\phi \tan\theta + q \sin\phi \tan\theta) \\ &\sin\phi (1 + (\tan\theta)^2) (q \cos\phi - r \sin\phi) \end{aligned} \right) \\ f_{l1}(x_l) &= -q(p + r \cos\phi \tan\theta + q \sin\phi \tan\theta) \\ &\quad - r \cos\phi (p + r \cos\phi \tan\theta + q \sin\phi \tan\theta) \\ &\quad + \cos\phi (c_5 p r - c_6 (p^2 - r^2)) - \sin\phi (c_8 p - c_2 r) q \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} f_{l3}(x_l) &= q \left(\begin{aligned} &\cos\phi \sec\theta (p + r \cos\phi \tan\theta + q \sin\phi \tan\theta) \\ &+ \sin\phi \sec\theta \tan\theta (q \cos\phi - r \sin\phi) \end{aligned} \right) \\ &\quad + r \left(\begin{aligned} &-\sin\phi \sec\theta (p + r \cos\phi \tan\theta + q \sin\phi \tan\theta) \\ &+ \cos\phi \sec\theta \tan\theta (q \cos\phi - r \sin\phi) \end{aligned} \right) \\ &\quad + (c_1 r + c_2 p) q + \sin\phi \sec\theta (c_5 p r - c_6 (p^2 - r^2)) \\ &\quad + \cos\phi \tan\theta (c_8 p - c_2 r) q \end{aligned}$$

که عبارت $G_l(x_l)$ مطابق معادله ۲۵ ارائه شده‌است.

$$G_l(x_l) = \begin{bmatrix} c_3 + c_4 \cos\phi \tan\theta & c_7 \sin\phi \tan\theta & c_i \quad (2) \\ -c_4 \sin\phi & c_7 \cos\phi & (5) \\ c_4 \cos\phi \sec\theta & c_7 \sin\phi \sec\theta & \end{bmatrix}$$

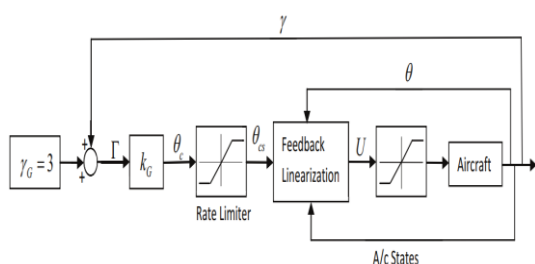
مدل تقریبی $Y_a = [Y_{a1}, Y_{a2}, Y_{a3}]$ برای معادله ۲۱ را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$\dot{Y}_{a1} = -k_{\dot{\phi}} \dot{\phi} - k_{\phi} (\phi - \phi_d) \quad (26)$$

$$\dot{Y}_{a2} = -k_{\dot{\theta}} \dot{\theta} - k_{\theta} (\theta - \theta_d) \quad (27)$$

$$\dot{Y}_{a3} = -k_{\dot{\psi}} \dot{\psi} - k_{\psi} (\psi - \psi_d) \quad (28)$$

که در آن، $k_{\dot{\phi}}$ ، $k_{\dot{\theta}}$ و $k_{\dot{\psi}}$ نرخ مشتق خطی‌ساز بازخورد بوده و k_{ϕ} ، k_{θ} و k_{ψ} نرخ تناسب هستند. با معادلسازی معادلات مدل و معادلات مدل تقریبی، دستورات کنترل بر حسب ψ_d ، θ_d و ϕ_d محاسبه می‌شوند. ممنوم‌های غلتشی، گام و انحراف مطابق معادله ۲۹ محاسبه می‌شوند:



شکل ۴- دیاگرام بلوکی خلبان خودکار glideslope

۴-۷- طراحی کنترلر flare

flare از نقطه شروع $h(0)$ یا ارتفاع h_f شروع می‌شود. در هنگام flare پهپاد از مسیر نمایی پیروی می‌کند. ارتفاع flare را می‌توان از روی نرخ نزول محاسبه کرد.

$$h(t) = h(0) \exp^{-t/\tau} - 1 \quad (40)$$

$$= h_f \exp^{-t/\tau} - 1$$

جایی که τ ثابت زمان بوده و ارتفاع دستوری h_d می‌تواند به صورت زیر ارائه شود:

$$h_d = h_f \exp^{-t/\tau} - 1 \quad (41)$$

با مشتق‌گیری از معادله ۴۱ و با توجه به t معادله ۴۲ بدست می‌آید:

$$\dot{h}_d = -h_f \frac{\exp^{-t/\tau}}{\tau} = -\frac{h_d + 1}{\tau} \quad (42)$$

نرخ نزول را می‌توان از مشخصات مسیر وسیله نقلیه با سرعت مشخص و زاویه glideslope به صورت زیر محاسبه کرد.

$$\dot{h} = V_T \sin \gamma \quad (43)$$

ارتفاع flare را می‌توان با معادل‌سازی معادله ۴۲ و ۴۳ محاسبه کرد و h_d بر اساس شرایط پرواز مناسب و ثابت زمانی به دست می‌آید. ارتفاع h و Z (در چارچوب مختصات NED), نرخ نزول \dot{h} از معادلات دینامیکی سیستم به صورت زیر اندازه‌گیری می‌شود.

$$h = -Z, \dot{h} = -\dot{Z}, \dot{Z} = -V \sin \gamma \quad (44)$$

کنترلر flare فرمان زاویه گام مورد نظر را مطابق معادله ۴۵ محاسبه می‌کند که تابعی از ارتفاع و نرخ نزول است.

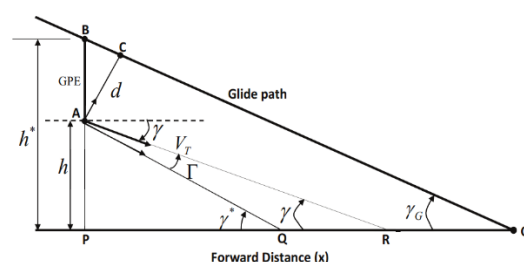
$$\theta_c = -k_f(h - h_d) - k_f(\dot{h} - \dot{h}_d) - k_{fi} \int (h - h_d) + k_b(\theta_c - \theta_{cs}) dt \quad (45)$$

نمودار بلوک خلبان خودکار flare در شکل (۵) نشان داده شده است که در آن، k_f و k_{fi} دستاوردهای کنترلر flare هستند و θ_c تقاضای

در مرحله فرود glideslope، پهپاد باید یک خط سیر مرجع ثابت سرایشی را دنبال کند. زاویه مرجع معمول γ_G زاویه مطلوب glideslope در طول مسیر glide بوده و معمولاً در محدوده ۲,۵ تا ۳,۵ درجه است. خطای بین زاویه مسیر پرواز γ و زاویه glideslope، γ_G ، به صورت Γ نشان داده شده و مطابق معادله (۳۷) محاسبه می‌شود:

$$\Gamma = \gamma - \gamma_G \quad (37)$$

خطای زاویه مسیر پرواز Γ در شکل (۳) نشان داده شده است. خطای مسیر پرواز مطابق با خطای مسیر glide (GPE) بوده که در شکل (۳) نشان داده شده است.



شکل ۳- ارتفاع Glideslope و محاسبه خطای گاما

می‌توان متوجه شد که h^* ارتفاع مورد نظر و h ارتفاع فعلی هواپیما و $GPE = h^* - h$ است. انحراف مسیر glide به عنوان فاصله عمودی موقعیت هواپیما از مسیر مرجع γ_G glideslope تعریف می‌شود. نرخ انحراف glide مسیر، \dot{d} به عنوان مولفه سرعت عمود بر خط مرجع glideslope؛ موقعیت هواپیما تعریف می‌شود. نرخ انحراف مسیر glide یا glidepath از خط مرجع γ_G ثابت با یک محدودیت ($\dot{\gamma} = 0$) مطابق معادله ۳۸ محاسبه می‌شود.

$$\dot{d} = V_T \sin(\gamma - \gamma_G) \quad (38)$$

زاویه گام دستوری به عنوان یک تابع انحراف glideslope تعریف می‌شود. زاویه گام دستوری را می‌توان مطابق با معادله (۳۹) ارائه کرد که در آن، k_G نرخ کنترلر خطی ساز بازخورد glideslope است. نمودار بلوکی خلبان خودکار Glideslope در شکل (۴) نشان داده شده است.

$$\theta_c = -k_G(\gamma - \gamma_G) \quad (39)$$

جایی که θ_c تقاضای کنترلر glideslope مطابق با معادله (۳۹) است و در معادله (۲۷) جایگزین می‌شود. برای بدست آوردن θ_{cs} یک محدودکننده نرخ اضافه می‌شود. این مقدار دستوری θ_{cs} در واقع به کنترلر خطی ساز بازخورد داده می‌شود.

$$X_t = -\frac{K_{V_T}(V_T - V_{td}) + \dot{v}\sin\beta + \dot{w}\sin\alpha \cos\beta}{\cos\alpha \cos\beta} \quad (۴۹)$$

$$-rv + qw + g\sin\theta - X_a$$

ساده‌سازی بیشتر با استفاده از معادله ۱۸ برای فرمان $thrust$ به شرح زیر منجر می‌شود:

$$\sigma_t = -\frac{m(K_{V_T}(V_T - V_{td}) + \dot{v}\sin\beta + \dot{w}\sin\alpha \cos\beta)}{T_{max}\cos\alpha \cos\beta} \quad (۵۰)$$

$$-\frac{m(rv + qw + g\sin\theta - X_a)}{T_{max}}$$

تنظیم مجدد بیشتر به معادله زیر برای فرمان کنترل $thrust$ ، σ_t می‌انجامد.

$$\sigma_t = -\frac{m(K_{V_T}(V_T - V_{td}))}{T_{max}\cos\alpha \cos\beta} - \frac{m(\dot{v}\sin\beta)}{T_{max}\cos\alpha \cos\beta} - \frac{m\dot{w}\sin\alpha \cos\beta}{T_{max}\cos\alpha \cos\beta} - \frac{m(rv + qw + g\sin\theta - X_a)}{T_{max}} \quad (۵۱)$$

با جایگزینی \dot{v} از معادله (۲) و \dot{w} از معادله (۳)، عبارت زیر که در معادله (۵۱) نشان داده شده‌است برای فرمان کنترل $thrust$ ، σ_t به دست می‌آید.

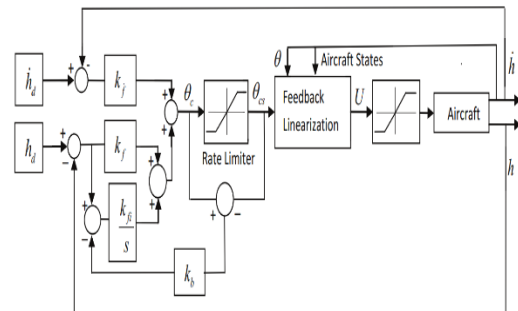
$$\sigma_t = -\frac{m(K_{V_T}(V_T - V_{td}))}{T_{max}\cos\alpha \cos\beta} + \frac{m(ru - g\sin\phi \cos\theta - Y_a)\sin\beta}{T_{max}\cos\alpha \cos\beta} + \frac{m(qu + g\cos\phi \cos\theta - Z_a)\sin\alpha \cos\beta}{T_{max}\cos\alpha \cos\beta} - \frac{m(rv - qw - g\sin\theta - X_a)}{T_{max}} \quad (۵۲)$$

فرمان کنترل $thrust$ در معادله ۵۲ ارائه شده برای کنترل سرعت کل V_T پهناد به سرعت کل مطلوب V_{td} . همچنین می‌توان توجه داشت که مقادیر زاویه حمله $\alpha = 90$ درجه و زاویه $\beta = \text{slidslip}$ 90 درجه برای جلوگیری از شرایط تکینگی در فرمان کنترل $thrust$ قابل اجتناب هستند.

۸- طراحی سیستم فرود خودکار

در این بخش، سیستم فرود خودکار پهناد توسعه داده خواهد شد. هنگامی که ما دینامیک هواپیمای مورد مدلسازی را داشته باشیم، باید مشخص کنیم که کدام رویکرد را برای کنترل پرواز در نظر خواهیم گرفت.

کنترلر $flare$ مطابق با معادله (۴۵) است و در معادله (۲۷) جایگزین می‌شود. برای بدست آوردن θ_{cs} یک محدودکننده نرخ اضافه می‌شود. این مقدار دستوری θ_{cs} در واقع به کنترلر خطی‌ساز بازخورد داده می‌شود. یک حلقه ضد $windup$ ردیاب در نمودار بلوکی $flare$ با افزایش بازخورد k_b اضافه شده‌است. طرح ضد $windup$ باعث کاهش نرخ افزایش خروجی یکپارچه می‌شود. کنترلر $flare$ با بهره‌گیری از تنظیم به گونه‌ای طراحی شده‌است که بتوان به طور همزمان به ارتفاع مطلوب و نرخ نزول دست یابد.



شکل ۵- دیاگرام بلوکی خلبان خودکار $flare$ با ضد $windup$

۷-۵- کنترلر $thrust$

سرعت کل پهناد توسط فرمان کنترل $thrust$ کنترل می‌شود. یک تابع خطای مرتبه اول برای سرعت به صورت معادله ۴۶ نمایش داده می‌شود.

$$\dot{V}_T = -K_{V_T}(V_T - V_{td}) \quad (۴۶)$$

که در آن K_{V_T} بهره تابع خطای مرتبه اول و V_{td} سرعت کل مطلوب است. عبارت زیر را می‌توان با جایگزین کردن u ، v و w از معادله ۱۳ در معادله ۱۴ به دست آورد.

$$\dot{V}_T = \dot{u}\cos\alpha \cos\beta + \dot{v}\sin\beta + \dot{w}\sin\alpha \cos\beta \quad (۴۷)$$

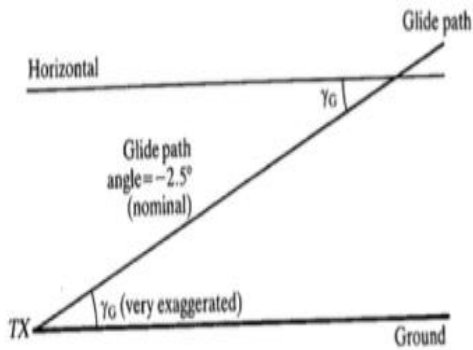
دستور $Thrust$ با معادلسازی معادله ۴۶ با دینامیک سرعت کل ارائه شده در معادله ۴۷ محاسبه می‌شود. از معادله دینامیک پرواز جابه‌جایی معادلات ۱ تا ۳ و ۱۸ می‌توان دریافت که \dot{u} فقط تابعی از $thrust$ است؛ بنابراین \dot{u} را می‌توان به صورت زیر به دست آورد:

$$\dot{u} = -\frac{K_{V_T}(V_T - V_{td}) + \dot{v}\sin\beta + \dot{w}\sin\alpha \cos\beta}{\cos\alpha \cos\beta} \quad (۴۸)$$

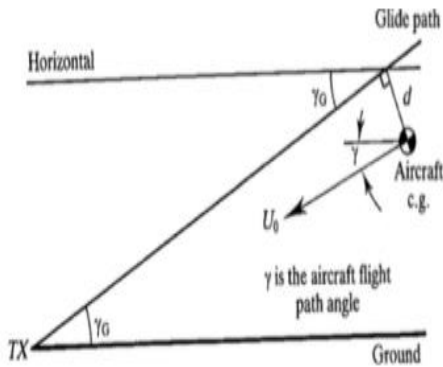
علاوه بر این، معادله ۴۸ را می‌توان برای به دست آوردن فرمان $thrust$ با استفاده از معادله ۱ و ۱۸ ساده کرد که به شرح زیر است:

شکل ۵- حلقه کنترل مک لین برای مرحله فرود هواپیما [۲۱]

برای مورد ما، هدف از سیستم کنترلی که در شکل ۶ نشان داده شده است، این است که پهپاد را با شیب پیوسته با یک زاویه مشخص پایین بیاورد. نمایش هندسی مسیر، برای مسیر سر خوردن 2.5° ، در تصاویر ۶، ۷ و ۸ قابل مشاهده است:



شکل ۶- هندسه مسیر سر خوردن.



شکل ۷- هندسه پرنده در زیر مسیر سر خوردن

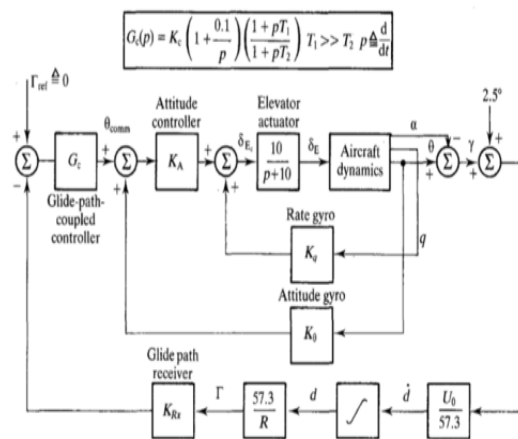
۸-۱- پهپاد در مرحله فرود

ما دو تکنیک مختلف را در نظر خواهیم گرفت: یکی بر اساس معماری های تئوری کنترل مرسوم و دیگری بر اساس پیشرفت های جدیدتر. مدل دینامیکی پهپاد بال پرنده عمومی^۱ برای این کار ما از مدل دینامیک طولی زیر استفاده خواهیم کرد که مربوط به یک پهپاد بال پرنده عمومی در شرایط اسمی $U_0 = 15 \text{ m/s}$ و $h_0 = 10 \text{ m}$ است.

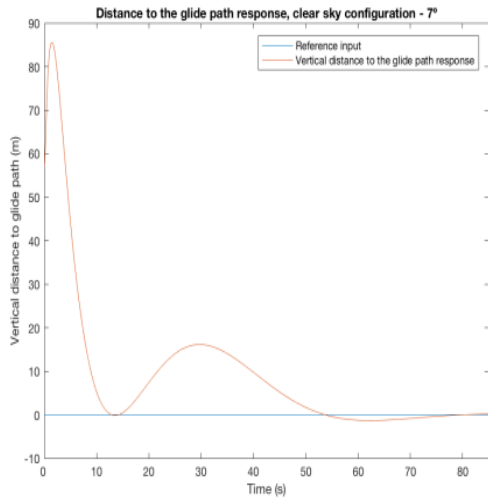
۸-۲- روش PID

پیکربندی ما بر اساس کنترل کننده PID خواهد بود، یک مکانیسم بازخورد حلقه کنترل که شامل استفاده از سهم های متناسب، انتگرال و مشتق برای دستیابی به عملکرد مطلوب و برآوردن الزامات طراحی است که نظریه آن در دهه های اول قرن بیستم توسعه پیدا کرد.

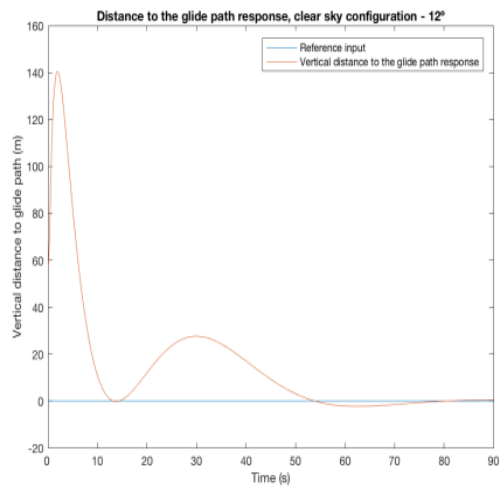
ما سیستم کنترلر جفت شده با مسیر سر خوردن موجود در McLean را دنبال خواهیم کرد. او از یک سیستم کنترل نگرش گامی و یک حلقه داخلی SAS نرخ گام^۲ برای کنترل تغییرات در زاویه حمله استفاده می کند. این تغییرات ممکن است، هنگام استفاده از بالاران برای هدایت هواپیما به مسیر سرخوردن مورد نظر ایجاد شود.



¹ Generic flying wing UAV
² pitch rate

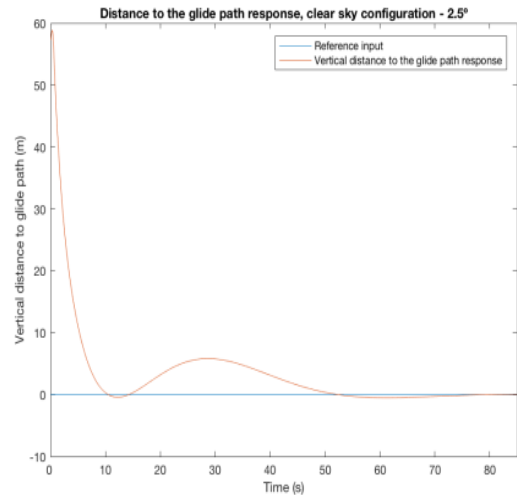


شکل ۱۶- فاصله تا پاسخ مسیر سر خوردن، پرواز آسمان صاف، ۷ درجه



شکل ۱۷- فاصله تا پاسخ مسیر سر خوردن، پرواز آسمان صاف، ۱۲°

اگر $K_C = 4$ را معرفی کنیم، سیگنال خروجی زیر را برای فاصله بین شیب لغزش مورد نظر و شیب لغزش واقعی بدست می آوریم:



شکل ۱۵- فاصله تا پاسخ مسیر سر خوردن، پرواز آسمان صاف، ۲/۵ درجه

مقادیر طراحی شده برای کنترلر در جدول زیر خلاصه شده است:

جدول ۱- دستاوردهای کنترل کننده برای پیکربندی معمولی سیستم فرود خودکار.

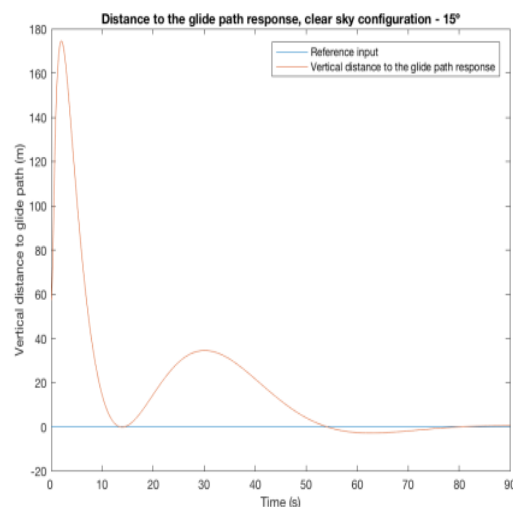
element	gain
K_Q	-1
K_Theta	1
K_A	-3
K_C	4

حال اگر زاویه لغزش را به ۱۲، ۷ و ۱۵ تغییر دهیم تا ببینیم رفتار پهپاد هنگام اصلاح شرایط طراحی چگونه تغییر می کند:

محاسبه شده و شبیه‌سازی عملکرد آن در حضور موانع، باد جانبی و طولی ارائه گردیده است.

مراجع

- [1]. Michel, N., et al., (2019) Design and flight experiments of a Tube-Based Model Predictive Controller for the AR. Drone 2.0 quadrotor. IFAC-PapersOnLine, 52: p. 112-117.
- [2]. Greatwood, C. and A.G. Richards, (2019) Reinforcement learning and model predictive control for robust embedded quadrotor guidance and control. Auton. Robots, 2019. 43: p. 1681-1693.
- [3]. Koo, S., S. Kim, and J. Suk, (2015) Model predictive control for UAV automatic landing on moving carrier deck with heave motion. IFAC-PapersOnLine, 48: p. 59-64.
- [4]. Huh, S. and D.H. Shim, (2010) A vision-based automatic landing method for fixed-wing UAVs. J. Intel. Robot. Sys., (1) 57, p.217-231.
- [5]. Kim, D., et al., A glidepath tracking algorithm for autoland of a UAV, in Infotech@ Aerospace. 2005. p. 6979.
- [6]. Blenkorn, K. and S. O'Hara. (2007) Towards an inexpensive computer-vision based automated landing system for small unmanned aerial vehicles. in Enhanced and Synthetic Vision 2007. SPIE.
- [7]. Najafi, M., S. Rahmanian, and B. (2018) Shirani, Design of an H_∞ -PID Controller for an UAV Auto-Landing System Based on External Navigation. Modares Mechanical Engineering, 17(11) p. 89-96.
- [8]. Cho, A., et al., (2008) Fully automatic taxiing, takeoff and landing of a UAV based on a single-antenna GNSS receiver. IFAC Proceedings Volumes. 41(2): p. 4719-4724.
- [9]. Lange, S., N. Sunderhauf, and P. Protzel. (2009) A vision based onboard approach for landing and position control of an autonomous multirotor UAV in GPS-denied environments. in 2009 International Conference on Advanced Robotics. IEEE.
- [10]. Kim, H.J., et al., (2013) Fully autonomous vision-based net-recovery landing system for a fixed-wing UAV. IEEE/ASME Transactions On Mechatronics, 18(4): p. 1320-1333.
- [11]. Joo, S., et al. (2008) Vision aided inertial navigation with measurement delay for fixed-wing



شکل ۱۸- فاصله تا پاسخ مسیر سر خوردن، پرواز آسمان صاف، ۱۵°

۹- جمع‌بندی

با توجه به موارد ذکر شده در این پژوهش، سیستم فرود خودکار همیشه یکی از مهمترین و حساس‌ترین قسمت‌های پرواز یک پهپاد است. پهپاد باید پس از اتمام مأموریت خود بتواند به سلامت به مبدأ برگشته و برای مأموریت‌های بعدی آماده شود. با توجه به این فصل مشاهده می‌شود که فرود خودکار به چندین روش قابل انجام است. اولین روش، فرود خودکار به وسیله کنترلر PID است. این روش یکی از پرکاربردترین روش‌های فرود خودکار است، ولی بیشتر روی سیستم‌هایی کاربرد دارد که دینامیک آن ناشناخته است و در وسایل نقلیه هوایی که دارای دینامیک شناخته شده است، غالباً از دقت کمتری برخوردار است. در این مقاله، روشی جهت طراحی یک کنترل‌کننده جدید H_∞ در قالب ساختار دلخواه کنترل‌کننده PID جهت فاز فرود پرنده‌های بدون سرنشین ارائه گردید. این کنترل‌کننده به گونه‌ای طراحی شده است که تأثیر اغتشاشات خارجی روی پرنده به حداقل رسیده و همچنین پایداری سیستم با ظهور نامعینی‌های مدل به مخاطره نیافتد؛ همچنین در این روش، اثر ناشی از تأخیر سیستم ناوبری خارجی در سیستم حلقه بسته لحاظ شده و پایداری سیستم ضمانت گردیده است. نهایتاً طراحی کنترل‌کننده پیشنهادی برای مدل یک پرنده بدون سرنشین واقعی

- aerial vehicles. The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences, 37(part B1): p. 963-969.
- [22]. Shakernia, O., et al (1999) „Landing an unmanned air vehicle: Vision based motion estimation and nonlinear control. Asian J. cont., 1(3): p. 128-145.
- [23]. Sharp, C.S., O. Shakernia, and S.S. Sastry. (2001) A vision system for landing an unmanned aerial vehicle. in Proceedings ICRA. IEEE International Conference on Robotics and Automation (Cat. No. 01CH37164). Ieee.
- [24]. Weiss, S., D. Scaramuzza, and R. Siegwart, (2011) Monocular-SLAM-based navigation for autonomous micro helicopters in GPS-denied environments. J. Field Robot., 28(6): p. 854-874.
- [25]. Shue, S.-P. and R.K. Agarwal, (1999) Design of automatic landing systems using mixed h/h control. J. Guidance, Control, and Dynamics, 22(1): p. 103-114.
- [26]. Allgöwer, F. and A. Zheng, (2012) Nonlinear model predictive control. Vol. 26. Birkhäuser.
- [27]. Camacho, E.F. and C.B. Alba, (2013) Model predictive control. Springer science & business media.
- [28]. Feng, Y., et al., (2018) Autonomous landing of a UAV on a moving platform using model predictive control. Drones, 2(4): p. 34.
- [29]. Macés-Hernández, J.A., F. Defaÿ, and C. Chauffaut. (2017) Autonomous landing of an UAV on a moving platform using Model Predictive Control. in 2017 11th Asian Control Conference (ASCC).. IEEE.
- [۳۰]. امینی، سمانه و اکبری، علی اکبر، ۱۳۹۴، مدل سازی دینامیکی و کنترل غیرخطی دینامیک طولی پهپاد بال ثابت توسط کنترلر PID با استفاده از الگوریتم ژنتیک، همایش یافته های نوین در هوافضا، تهران
- unmanned aerial vehicle landing. in 2008 IEEE Aerospace Conference. IEEE.
- [12]. Kong, W., et al. (2013) Autonomous landing of an UAV with a ground-based actuated infrared stereo vision system. in 2013 IEEE/RSJ international conference on intelligent robots and systems. IEEE.
- [13]. Masri, M.A., S. Dbeis, and M. Al Saba, (2017) Autolanding a power-off uav using on-line optimization and slip maneuvers. J. Intel. Robotic Sys., 86(2): p. 255-276.
- [14]. Lee, C.-L. and J.-G. Juang. (2011) Aircraft landing control in wind shear condition. in 2011 International Conference on Machine Learning and Cybernetics. IEEE.
- [15]. Etkin, B., (2012) Dynamics of atmospheric flight.: Courier Corporation.
- [16]. Kabiri, M., M.B. Menhaj, and H. (2017) Atrainfar, Trajectory tracking of a VTOL aircraft with uncertainty and disturbances. Modares Mechanical Engineering, 17(8): p. 68-74.
- [17]. Malekzadeh, M., B. Shahbazi, and H.R. Koofgar, (2015) Robust Control of spacecraft formation flying via virtual structure. Modares Mechanical Engineering, 15(8): p. 379-385.
- [18]. Wagner, T. and J. Valasek. (2006) Digital autoland control laws using direct digital design and quantitative feedback theory. in AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit.
- [19]. Gui, Y., et al., (2013) Airborne vision-based navigation method for UAV accuracy landing using infrared lamps. J. Intel. Rob. Sys., 72(2): p. 197-218.
- [20]. Yakimenko, O.A., et al., (2002) Unmanned aircraft navigation for shipboard landing using infrared vision. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 38(4): p. 1181-1200.
- [21]. Wang, J., et al., (2008) Integration of GPS/INS/vision sensors to navigate unmanned