

طراحی و پیاده‌سازی سیستم فرود خودکار برای

هواپیمای بدون سرنشین بر اساس ناوبری تصویری زمین پایه

نجفی، مجدالدین*^۱، جانثاری لادانی، جواد^۲

۱- هیات علمی، دانشگاه صنعتی اصفهان، پژوهشکده اویونیک

۲- کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی اصفهان، پژوهشکده اویونیک

(دریافت مقاله: ۱۳۹۵/۱۲/۱۱ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۰۸/۳۰)

چکیده

در این مقاله یک روش جدید جهت فرود خودکار پرنده‌های بدون سرنشین بر اساس یک سامانه تصویری زمین پایه پیشنهاد گردیده است. فرود خودکار یک مسئله چالش برانگیز در تمامی پرنده‌ها بوده و اکثر سوانح در این فاز پرواز رخ می‌دهد. یک سیستم فرود خودکار کم‌هزینه، با قابلیت استفاده در انواع پرنده‌ها و قابل انتقال به باندهای مختلف بشدت مورد نیاز صنایع فعال در این حوزه است. در روش پیشنهادی در این مقاله، یک سامانه ناوبری تصویری زمین پایه که مجهز به سیستم تعقیب هدف و یک فاصله‌یاب لیزری است، بر روی انتهای مرکز باند نصب می‌شود. این سامانه اطلاعات موقعیت پرنده را نسبت به باند فرود برای آن ارسال می‌نماید. بر اساس محاسبات انجام شده در این مقاله، دقت این سامانه در فاز فرود حدود ۲۰ برابر بیش از سامانه GPS است. در ادامه، یک الگوریتم فرود جهت تولید مسیر پروازی مطلوب جهت فرود خودکار و ایمن پیشنهاد می‌شود. این الگوریتم، از دو سیستم هدایت سمتی بر اساس هدایت میدان برداری تصویری و هدایت طولی بر اساس فاز سُرش و فاز فیلر بهره می‌برد. نتایج این مقاله به صورت سخت‌افزار در حلقه بر روی پرنده هدف پیاده‌سازی و ارائه گردیده است.

واژه‌های کلیدی: پرنده بدون سرنشین، فرود خودکار، ناوبری تصویری زمین پایه، خلبان خودکار

Design and Implementation of Automatic Landing System for UAVs via Ground-based Vision Navigation System

Majdeddin Najafi, Javad Jannesari Ladani

Abstract

In this paper, a new automatic landing system is suggested for unmanned aerial vehicles based on a ground-based vision system. Auto-land is the main challenge in all kinds of UAVs where the most accidents happen in the phase of flight. A low-cost auto-landing system, which is useful for variety types of UAVs and movable between different runways, is required in UAV's industries. In the proposed method, a vision navigation system equipped with a tracking systems and a Laser distance finder is mounted on the center and end of the runway. The navigation system calculates the position of the target UAV and communicates it to the UAV. Some computations show that the accuracy of the system is approximately 20 times more than GPS for landing phase. In follows, a landing algorithm is suggested for obtaining optimal flight path for a safe landing. The algorithm employs two guidance systems for calculating the desired altitude based on image vector field guidance law (IVFGL) and desired heading based on descent and flare phases. The results of this article are investigated by implementation with hardware in the loop on the UAV.

Keywords: UAV, Auto-landing, Ground Based Navigation System, Autopilot

مقدمه

مساله فرود خودکار در پرنده‌های بدون سرنشین همیشه یک موضوع چالش‌برانگیز و پرحادثه بوده است لذا پیشنهاد یک روش ایمن جهت فرود خودکار همیشه مورد نیاز کاربران این سیستم‌ها است [۱]. از سویی به‌خاطر تنوع پرنده‌های موجود، تنوع باند فرود، هزینه زیاد پیاده‌سازی سامانه‌های خودکار فرود، پیشنهاد یک روش کم‌هزینه با کاربرد متنوع برای انواع پرنده و باند فرود می‌تواند بسیار جذاب باشد [۲]. پس از عرضه عمومی سیستم جهانی GPS^۱ و افزایش دقت آن توسط سیستم‌های کمکی همانند DGPS^۲، امکان تعیین موقعیت با دقت زیر یک متر امکان‌پذیر گردید [۳]. در دسته‌ای از مقالات با استفاده از تلفیق INS^۳ و DGPS روشی جهت فرود دقیق بر روی باند ارائه گردیده است [۴]. در این روش‌ها خطاهای سیستم INS توسط GPS اصلاح و نوسانات موقعیت توسط INS اصلاح می‌شود. همچنین استفاده از سیستم GNSS^۴ جهت برخواست و فرود خودکار توسط برخی محققین پیشنهاد شده است [۵]. به‌طوری‌که از یک آنتن گیرنده سیستم DGPS و کنترل‌کننده LQR^۵ استفاده شده‌است. هرچند تکنیک‌های مبتنی بر DGPS از لحاظ پیاده‌سازی ساده و دارای دقت بالایی است، اما استقرار ایستگاه‌های DGPS در نزدیکی باند فرود بسیار پرهزینه است. ثانیاً امکان استفاده از آن با قطع شدن GPS به هر دلیلی متوقف خواهد شد.

با ارائه تکنولوژی‌های موقعیت‌یابی مبتنی بر لیزر، فرود بر مبنای سنسورهای لیزری نیز مورد توجه بیشتری قرار گرفته است [۶-۷]. در این روش، لیزر به عنوان سیستم راهنما جهت تشخیص باند فرود، موقعیت هواپیما و تعیین ارتفاع مورد استفاده قرار می‌گیرد. روش مبتنی بر لیزر در مقابل اغتشاشات بیرونی مقاوم است. لیکن به علت فاصله عملیاتی معمولاً این سیستم‌ها نیاز به توان مصرفی بالایی دارند. از سوی دیگر، سیستم‌های مبتنی بر رادار امروزه بیشتر مورد توجه سیستم‌های نظامی قرار گرفته است [۸-۹]. در این سیستم از امواج رادار جهت شناسایی موقعیت هواپیما و هدایت آن جهت فرود استفاده می‌شود. به منظور ردیابی دقیق، فرکانس رادارهای مورد استفاده بالاتر از ۳۰ گیگاهرتز می‌باشد. روش مبتنی بر رادار به لحاظ استفاده، بسیار مفید بوده و در مقابل اغتشاشات بیرونی پایدارتر است. به علت نیاز به دقت بالا

معمولاً این سیستم نیازمند فرکانس بالا جهت پیاده‌سازی است. به‌همین علت تکنولوژی ساخت بالایی جهت ساخت این سیستم‌ها مورد نیاز بوده و هزینه پیاده‌سازی این روش بسیار زیاد است.

با پیشرفت سیستم‌های تصویری استفاده از این روش در سیستم‌های ناوبری و همچنین فرود خودکار مورد توجه محققین قرار گرفته است و با استفاده از یک دوربین نصب‌شده بر روی یک سیستم دو درجه آزادی، یک الگوریتم فرود خودکار ایجاد نموده‌اند. آن‌ها روشی جهت پردازش تصویر هواپیماهای در حال پرواز با استفاده از دوربین حرارتی ارائه داده‌اند [۱۰-۱۱]. در همین راستا، یک سیستم کمک ناوبری با استفاده از سیستم بصری جهت فرود خودکار پیشنهاد شده‌است [۱۲]. همچنین روشی جهت تخمین ارتفاع و زاویه سمت هواپیما در زمان فرود ارائه گردیده است [۱۳]. در ادامه تحقیقات انجام شده در این زمینه، الگوریتم‌هایی جهت تخمین ارتفاع و موقعیت هواپیما در فاز فرود ارائه شده است [۱۴]. ارتفاع تخمین زده‌شده در کنترل محور طولی و موقعیت محاسبه‌شده در محورهای عرضی و طولی مورد استفاده قرار می‌گیرد. در دسته‌ای از تحقیقات، الگوریتم‌هایی جهت شناسایی باند فرودگاه معرفی شده است. به عنوان نمونه بالگرد بدون سرنشین با استفاده از عکس‌های هوایی و نوع خاصی از پردازش تصویر اقدام به تشخیص باند فرودگاه و سپس انجام عملیات فرود می‌نماید [۱۵]. به‌علاوه، با استفاده از پردازش تصویر دوربین روی هواپیما، الگوریتم‌هایی جهت هدایت پرنده به سمت یک هدف زمینی که به‌عنوان کیسه هوا جهت فرود در نظر گرفته شده‌است نیز پیشنهاد گردیده‌است [۱۶]. برای فرود خودکار روشی نیز با استفاده از شبکه تور^۶ ارائه شده است [۱۷]. این روش با استفاده از دوربین نصب‌شده بر روی هواپیما و تشخیص تور، الگوریتمی جهت برخورد با تور ارائه می‌دهد. روش مبتنی بر تصویر کم‌هزینه، دارای تکنولوژی صنعتی و مقاوم به عوامل بیرونی است. از نقاط ضعف این روش حساسیت به وضعیت آب و هوایی و امکان شکسته‌شدن قفل بر روی هواپیما می‌باشد. در این روش تجهیزات مورد استفاده کم‌حجم و سبک بوده و قابلیت استفاده عملیاتی را افزایش می‌دهد.

به‌طور کلی چالش‌هایی همچون موقعیت‌یابی دقیق پرنده، تشخیص صحیح سمت باند، انتخاب روش صحیح تقرب،

سیستم کاربر می تواند با استفاده از پانل کنترل زمینی بر روی هدف قفل نموده و به صورت بلادرنگ فاصله تا هدف، زوایای سمت و ارتفاع را اندازه گیری نماید. محور دو درجه آزادی این سیستم به گونه ای حرکت می کند که همواره هدف در مرکز دوربین بوده و سپس با محاسبه میزان گردش محورها، زوایای هدف استخراج می گردد. در این حالت، فاصله یاب لیزری نیز به صورت همزمان فاصله تا هدف را استخراج نموده و ارسال می نماید.

مشخصات فنی سیستم در جدول ۱ آورده شده است. در شکل ۱ نمایی از این سیستم نشان داده شده است. در شکل ۲ نمونه ای از تصاویر ضبط شده ارائه شده است.



شکل ۱ - نمایی از سیستم BINA

جدول ۱ - مشخصات فنی سیستم BINA

مشخصات	
خطای زاویه	۰/۲ درجه
سکوی دو درجه آزادی	در سمت بدون محدودیت در ارتفاع از ۱۰- تا ۷۵ درجه
محدوده زاویه حرکت	درجه
میدان دید	۰/۶ درجه تا ۲۰ درجه
دوربین حرارتی	۷/۳ × ۹/۲ درجه
فاصله یاب لیزری	برد اندازه گیری تا ۲۰۰۰ متر
خطای فاصله	۰/۰۵ متر

با احتساب دقت ارائه شده برای این سامانه (۰/۲ درجه) و بر اساس فرض برد دو کیلومتری فاصله یاب لیزری با دقت ۰/۰۵ متر و خطای تشخیص مرکز هدف (۰/۲۰٪)، مجموع مربعات

انتخاب نرخ مناسب کاهش ارتفاع و غلبه بر اغتشاشات محیطی از مسائل مهم در طراحی یک سیستم برخاست و فرود خودکار است [۱]. در مقاله حاضر یک سیستم ناوبری و هدایت جدید جهت فرود خودکار برای هواپیماهای بدون سرنشین سبک پیشنهاد شده است. این روش مبتنی بر یک سامانه ردیابی تصویری زمین پایه است که از روی باند، سمت، ارتفاع و فاصله پرنده را تعیین می نماید. سپس پرنده با دریافت این اطلاعات و بر اساس روش هدایت پیشنهاد شده، امکان یک فرود ایمن را خواهد داشت. سیستم هدایت پیشنهاد شده در این مقاله شامل الگوریتم فرود، الگوریتم هدایت سمت بر اساس میدان برداری و الگوریتم هدایت محور طولی بر اساس فازهای سُرش^۷ و فِلر^۸ است. مواردی همچون امکان استفاده در هر نقطه از کشور بدون نیاز به تجهیزات فرودگاهی، قابلیت استفاده در تمامی پرنده های بدون سرنشین در شب و روز، عدم نیاز به تجهیزات گران قیمت و با وزن بالا در پرنده از خصوصیات این روش می باشد. روش تصویری زمین پایه قبلا جهت فرود بالگردها مورد استفاده قرار گرفته که البته از نظر پارامترهای مورد اندازه گیری و الگوریتم هدایت کاملا متفاوت است. همچنین فاصله یاب لیزری زمینی در کارهای قبلی مورد استفاده قرار نگرفته و ارتفاع از طریق سنسور کمکی اندازه گیری می شود.

در این مقاله، ابتدا سامانه ناوبری و تعیین موقعیت زمین پایه مورد نظر معرفی می گردد. سپس، الگوریتم فرود اختصاصی برای این روش توصیف می گردد. در ادامه، روش هدایت در محور سمت بر اساس روش میدان برداری تصویری و روش هدایت در محور طولی در دو فاز سرش و فلر ارائه و پیشنهاد می گردد. در آخر، بر اساس روش سخت افزار در حلقه، نتایج پیاده سازی عملی روش پیشنهادی مورد ارزیابی قرار می گیرد.

سامانه ناوبری و تعیین موقعیت زمینی

در روش پیشنهادی در این مقاله از یک سیستم ردیابی تصویری زمین پایه با نام سیستم اپتیک و لیزر BINA استفاده شده است. این سیستم شامل سکوی دو درجه آزادی مجهز به سنسورهای مرئی و حرارتی به همراه واحد کنترل است. این سامانه که دارای یک پردازشگر تحلیل تصویر است، می تواند بر اساس تصویر مرئی و مادون قرمز و با ترکیب فاصله یاب لیزری، بر روی هدف مورد نظر قفل نموده و آن را دنبال نماید. در این

خطای این سیستم برای یک فاز فرود استاندارد در جدول ۲ ارائه شده است.

از $X_{min} = 500$ m باند ناوبری فرود خودکار در محور طولی هواپیما نیز فعال می‌شود. پس از این مرحله، انحراف از مسیر تعیین شده به صورت متناوب اندازه‌گیری شده و در صورت افزایش انحراف از مقدار مشخص، فرود خودکار لغو و وارد فاز Go around می‌شود. ناوبری‌های عرضی و طولی تا زمان لمس باند فرودگاه ادامه می‌یابد. پس از آن موتور هواپیما خاموش و هواپیما تنها در مد عرضی هدایت می‌شود. زمانی که هواپیما به سرعت صفر برسد فاز فرود خودکار به اتمام رسیده است.

الگوریتم هدایت سمت بر مبنای ناوبری تصویری:

در فاز فرود هواپیما با استفاده از ناوبری عمومی با باند فرودگاه هم‌راستا می‌شود. بنابراین مهم‌ترین مسئله حفظ مسیر مستقیم در راستای باند در زمان محدود و قبل از ورود به فاز فلر می‌باشد. با بررسی روش‌های موجود به منظور پیمودن مسیرهای مستقیم، روش میدان برداری دارای کارایی بالاتری می‌باشد [۱۸-۲۰]. از این‌رو در این مقاله، روش اصلاح‌شده میدان برداری با نام IVFGL^۹ که معادلات آن بر اساس پارامترهای زاویه و سمت مشاهده‌شده از روی زمین بازنویسی شده است، پیشنهاد و استفاده گردیده است.

در این روش ابتدا دستگاه مختصاتی بر روی باند در نظر گرفته می‌شود. مرکز این دستگاه در نقطه استقرار سیستم BINA قرار داشته، محور X در راستای باند به سمت ورود هواپیما، محور Z به سمت بالا و محور Y بر اساس قانون دست راست تعیین می‌شود. بر این اساس زاویه سمت صفر سیستم BINA در راستای محور X، علامت مثبت در چرخش به سمت راست و علامت منفی مربوط به چرخش به سمت چپ می‌باشد.

مسیر تعیین شده بر اساس سمت وزش باد بوده و محل قرارگیری سیستم BINA بر این مبنا تعیین می‌شود. ورودی‌های مورد نیاز ناوبری میدان برداری بر اساس زاویه سمت خروجی سیستم و فاصله هواپیما تا نقطه فرود محاسبه می‌شود. در الگوریتم فوق، سیستم BINA دارای دو وظیفه تعیین فاصله و زاویه خطای سمت می‌باشد. مهم‌ترین مزیت الگوریتم IVFGL^۹ عدم نیاز به سیستم‌های کمک ناوبری از قبیل GPS و مانند آن می‌باشد. باتوجه به معادلات روش میدان برداری در مورد نحوه تعیین سمت [۱۸]، در این مقاله، این روش بر اساس مشاهده از زمین توسط سیستم BINA

ارائه شده است.

جدول ۲- محاسبه مجموع مربعات خطای سامانه BINA

خطای	مشخصات	میزان RMSE
در محور ارتفاع	برد: ۲۰۰۰ متر	۴/۵۶ سانتی‌متر
	زاویه شروع: ۳۵° زاویه پایان ۵°-	
در محور سمت	برد: ۲۰۰۰ متر	۴/۹۷ سانتی‌متر
	زاویه شروع: ۱۵° زاویه پایان: صفر	



شکل ۲- نمونه‌ای از خروجی واقعی سیستم BINA

الگوریتم فرود

به منظور فرود خودکار ابتدا خلبان هواپیما را با استفاده از سیستم ناوبری عمومی به سمت پنجره مجاز فرود هدایت می‌کند. تعیین ابعاد و فاصله پنجره بسته به دینامیک هواپیما متفاوت می‌باشد. در این مقاله، پنجره فرود در فاصله حداقل ۱۰۰۰ متری باند فرودگاه و در ارتفاع حداکثر ۲۰۰ متری با ابعاد ۵۰ متر در ۵۰ متر تعیین می‌شود. در صورتی که هواپیما نتواند در فاصله $X_{max} = 1000$ m به پنجره رسیده باشد عملیات فرود خودکار لغو و وارد فاز Go around می‌شود.

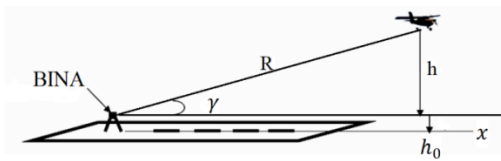
اپراتور سیستم اپتیکی باید قبل از ورود به پنجره بر روی هواپیما قفل کند، در غیر این صورت فرود خودکار لغو و وارد فاز Go around می‌شود. از این مرحله به بعد نیز هر زمان هواپیما از قفل خارج شود فرود خودکار لغو و وارد فاز Go around می‌شود. پس از ورود هواپیما به پنجره ناوبری فرود خودکار در محور عرضی آغاز می‌شود. در فاصله

روش‌های مورد استفاده در ناوبری محور طولی متنوع می‌باشند. در این بخش به بررسی مانورهای مورد نیاز محور طولی در فرود پرداخته می‌شود.

فاز سرش

پس از آن که هواپیما در مسیر فرود قرار گرفت از مد ناوبری عمومی به مد ناوبری با استفاده از سیستم BINA وارد می‌شود. اولین مانور در این مد Final Approach و سپس سرش می‌باشد. هدف این فاز کاهش ارتفاع هواپیما با زاویه تقرب ثابت γ از فاصله و ارتفاع مشخص می‌باشد. به منظور جلوگیری از افزایش سرعت در این فاز، کنترل سرعت با استفاده از تراکتل^{۱۰} انجام می‌شود. این مد تا زمان رسیدن هواپیما به ارتفاع مشخص از نقطه فرود ادامه می‌یابد. اطلاعات ارسالی از سیستم BINA به هواپیما شامل زاویه ارتفاع γ و فاصله R می‌باشد.

زاویه γ زاویه خروجی سیستم BINA در محور عمودی پس از قفل روی هواپیما و R فاصله هواپیما تا سیستم BINA با استفاده از فاصله یاب لیزری می‌باشد. در شکل ۴ پارامترهای مورد نیاز نشان داده شده است.



شکل ۴ - پارامترهای مورد استفاده هدایت در محور طولی

با استفاده از این اطلاعات، ارتفاع هواپیما با رابطه (۱) محاسبه می‌شود.

$$h = R * \sin(\gamma) + h_0 \quad (1)$$

که h_0 ارتفاع سیستم BINA از سطح باند است. در شرایط معمولی به منظور محاسبه زاویه تقرب، اندازه‌گیری زاویه حمله مورد نیاز است. مزیت استفاده از روش اپتیک و لیزر اطلاع از زاویه γ بدون نیاز به اندازه‌گیری زاویه حمله می‌باشد.

فاز فلر

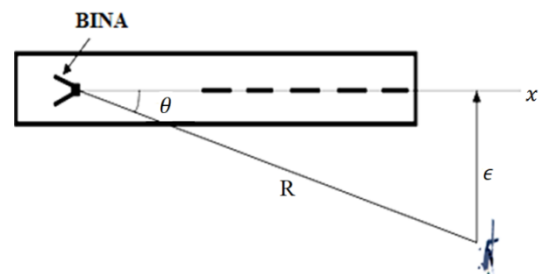
مانور فلر به منظور کاهش سرعت عمودی هواپیما انجام می‌شود. روش‌های متفاوتی جهت انجام این مانور مورد

اصلاح شده و روش محاسبه سمت به‌طور خلاصه در جدول ۳ بیان می‌گردد.

جدول ۳ - خلاصه محاسبات الگوریتم هدایت سمت بر اساس

رد	شرح مرحله	توضیح - شرط	منبع
۱	محاسبه χ^f	زاویه سمت باند فرودگاه $\chi^f =$	قطب‌نما
۲	محاسبه R	فاصله هواپیما تا نقطه فرود $R =$	BINA
۳	محاسبه θ	زاویه خطای سمت	BINA
۴	محاسبه ϵ	$\epsilon = R * \sin(\theta) $	CPU
۵	محاسبه ρ	$\rho = \text{sign}[\sin(\theta)]$	CPU
۶	$\epsilon = \epsilon * \rho$	تعیین کننده علامت زاویه بایاس	CPU
۷	$\begin{cases} \chi^d = \chi^f - \rho * \chi^e \\ \chi^c = \chi^d \end{cases}$	If $(\epsilon > \tau)$ فاصله هواپیما تا مسیر بزرگ‌تر از τ	CPU
۸	$\begin{cases} \chi^d = \chi^f - \chi^e \left(\frac{\epsilon}{\tau}\right)^k \\ \chi^c = \chi^d - \left(\frac{k\chi^e S}{\alpha\tau^k}\right) e^{k-1} \sin(\chi) \end{cases}$	If $(\epsilon < \tau)$ فاصله هواپیما تا مسیر کوچکتر از τ	CPU

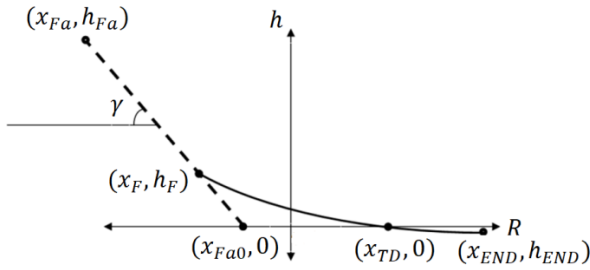
که در آن χ^d زاویه میدان برداری زاویه سمت و χ^c فرمان مطلوب زاویه سمت هواپیما است. شکل ۳ پارامترهای ارائه شده در جدول ۳ را نمایش داده است.



شکل ۳ - پارامترهای مورد استفاده هدایت به روش IVFGL در محور عرضی

ناوبری فرود در محور طولی

هدف از ناوبری در محور طولی تعیین شیوه کنترل ارتفاع، سرعت عمودی و سرعت رو به جلوی هواپیما می‌باشد.



شکل ۵ - هندسه فرود در محور طولی

۲- شیب اولیه: به‌منظور عدم تغییر شدید در رفتار هواپیما باید شیب منحنی فاز فلر و سرش در نقطه سویچ یکسان باشد. با مشتق‌گیری از روابط (۴) و (۵) خواهیم داشت:

$$\tan(\gamma) = k(h_F - h_{end}) \quad (7)$$

۳- نقطه تماس: هواپیما در فاز فلر باید در نقطه $(x_{Td}, 0)$ با باند تماس پیدا کند. با جای‌گذاری در رابطه (۵) خواهیم داشت:

$$0 = h_{end} + (h_F - h_{end})e^{-k(x_{Td} - x_F)} \quad (8)$$

۴- سرعت برخورد: در لحظه تماس هواپیما با زمین باید سرعت عمودی برخورد با سرعت مطلوب تعیین‌شده برابر باشد. لذا با مشتق‌گیری از رابطه (۵) خواهیم داشت:

$$\dot{h}_{Td} = -k(h_F - h_{end})e^{-k(x_{Td} - x_F)} \quad (9)$$

با حل معادلات (۶) تا (۹) داریم:

$$x_F = \frac{Ax_{Fa0}\tan(\gamma) - x_{Td}}{A\tan(\gamma) - 1} \quad (10)$$

$$h_F = -(x_F - x_{Fa0})\tan(\gamma) \quad (11)$$

$$k = \frac{(\tan(\gamma) + \dot{h}_{Td})(A\tan(\gamma) - 1)}{(x_{Td} - x_{Fa0})\tan(\gamma)} \quad (12)$$

که در آن

$$A = -\frac{\ln\left(\frac{-\dot{h}_{Td}}{\tan(\gamma)}\right)}{\tan(\gamma) + \dot{h}_{Td}} \quad (13)$$

حال با استفاده از مقادیر به‌دست آمده می‌توان تمامی پارامترهای مورد نیاز جهت فرود خودکار را محاسبه نموده و به‌کار گرفت.

استفاده قرار گرفته است. متداول‌ترین این روش‌ها استفاده از تابعی نمایی به عنوان فرمان ارتفاع می‌باشد. در ادامه تابع پارامترهای موثر در آن، مورد بررسی قرار می‌گیرد. در رابطه (۲) دو پارامتر به عنوان پارامترهای متغیر جهت تنظیم سرعت عمودی مورد استفاده قرار می‌گیرد. h_0 ارتفاع شروع مانور و τ ثابت زمانی تابع می‌باشد.

$$h = H_0 e^{-\frac{(t_0+t)}{\tau}} \quad (2)$$

مانور فلر تا رسیدن هواپیما به ارتفاع صفر و تماس با باند فرودگاه ادامه می‌یابد. در شکل ۵ مسیر مانور Final، سرش و فلر نشان داده شده است. نکته قابل تأمل در مانور فلر عبارت است از عدم صفر شدن تابع نمایی در زمان محدود. به‌منظور حل این مشکل معمولاً کاهش سرعت تا نزدیکی سرعت واماندگی هواپیما انجام می‌شود. با کاهش سرعت، نیروی لیفت^{۱۱} بال‌ها کم شده و قادر به حفظ ارتفاع در زمان طولانی نخواهد بود. روش دیگر، قرار دادن نقطه تماس فرضی در ارتفاعی کمتر از ارتفاع نقطه تماس واقعی می‌باشد.

فرض بر آن است که هواپیما در نقطه (x_{Fa}, h_{Fa}) تصمیم به شروع سرش برای فرود می‌نماید و در نقطه (x_F, h_F) از فاز سرش به فاز فلر وارد شده و در نقطه $(x_{Td}, 0)$ با زمین تماس پیدا کند. زاویه سرش یا تقرب با رابطه (۳) محاسبه می‌شود.

$$\gamma = -\tan^{-1}\left(\frac{h_{Fa}-0}{x_{Fa}-x_{Fa0}}\right) \quad (3)$$

ارتفاع مطلوب از رابطه (۴) به‌دست می‌آید.

$$h = -(x - x_{Fa0})\tan(\gamma) \quad (4)$$

با شروع فاز فرود ارتفاع از رابطه (۵) محاسبه می‌شود.

$$h = h_{end} + (h_F - h_{end})e^{-k(x - x_F)} \quad (5)$$

به‌منظور محاسبه h_F ، x_F و k می‌بایست شرایط

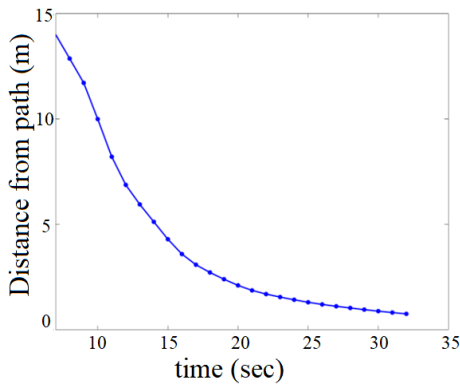
یک تا چهار مطابق ذیل در نظر گرفته شوند.

۱- شرط اولیه: نقطه پایان سرش و آغاز فلر باید بر هم منطبق باشند. لذا نقطه (x_F, h_F) باید در رابطه (۴) صدق کند. داریم؛

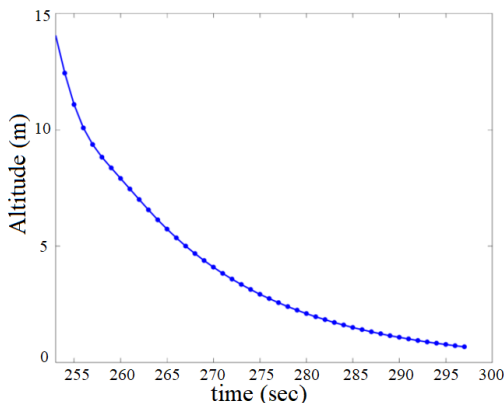
$$h_F = -(x_F - x_{Fa0})\tan(\gamma) \quad (6)$$



شکل ۶ - آزمایشگاه سخت‌افزار در حلقه به همراه هواپیمای سراج ۱۱۰



شکل ۷ - فاصله هواپیما نسبت به مسیر باند با استفاده از سخت‌افزار در حلقه



شکل ۸ - ارتفاع هواپیما حین مانور فلر

جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مقاله، روشی برای فرود خودکار پرنده‌های بال ثابت بدون سرنشین بر اساس ناوبری تصویری زمین‌پایه

پیاده‌سازی سخت‌افزار در حلقه

در این روش حلقه‌های کنترلی پیاده‌سازی شده و فرامین بر روی عملگرهای واقعی هواپیما اعمال می‌شوند. از مزایای این روش شباهت نتایج با نتایج پروازی، کاهش ریسک پرواز و هزینه‌های احتمالی، رفع عیب نرم‌افزاری و سخت‌افزاری بدون نیاز به پرواز می‌باشد. در این تحقیق به منظور تست سخت‌افزار در حلقه مراحل زیر انجام می‌پذیرد؛

۱- مدل شش‌درجه آزادی به صورت بلادرنگ پیاده‌سازی می‌شود، ۲- سیستم BINA به‌عنوان سیستم مورد استفاده در فرود به صورت جداگانه پیاده‌سازی می‌شود، ۳- در کامپیوتر پرواز تمامی حلقه‌های کنترلی، مودهای پروازی و الگوریتم‌های مورد نیاز به صورت واقعی پیاده‌سازی می‌شود، ۴- GCS^{12} به‌عنوان بخشی از حلقه پرواز نقش برقراری ارتباط خلبان و هواپیما را برعهده دارد، ۵- اطلاعات از طریق لینک داده به هواپیما ارسال می‌شود.

این سیستم که در شکل ۶ نمایش داده شده است، مبتنی بر پردازشگرهای DSP^{13} برای کامپیوتر پرواز و کامپیوتر Core i5 برای دینامیک پرواز است. بستر شبکه CAN برای ارتباط پردازشگرها و کارت‌های ورودی آنالوگ Data Acquisition برای فیدبک خروجی سیستم به کار گرفته شده است.

به‌منظور بررسی نتایج سخت‌افزار در حلقه در محور عرضی، مسیری در کامپیوتر پرواز بارگذاری می‌شود. روش هدایت مورد استفاده روش IVFGL می‌باشد. فرکانس ذخیره داده یک هرتز است. قانون هدایت هواپیما در فاصله ۱۵ متر از مسیر به IVFGL سوییچ می‌شود. نتایج این پیاده‌سازی در شکل ۷ ارائه شده است.

همچنین به‌منظور پیاده‌سازی سخت‌افزار در حلقه در محور طولی، مانورهای مورد نیاز جهت فرود، شبیه‌سازی می‌شود. هواپیما در ارتفاع ۱۵ متری وارد مانور فلر می‌شود. هدف رسیدن به سرعت عمودی کمتر از نیم متر بر ثانیه می‌باشد. شکل ۸ نمایش‌دهنده نتیجه این روش در محور طولی است.

نتایج حاصله از این آزمایش نشان‌دهنده یک فرود خودکار و ایمن برای پرنده مطلوب بوده است. نکته حائز اهمیت سرعت پاسخ روش IVFGL در هم‌راستا کردن پرنده در مسیر باند قبل از ورود به فاز فلر است.

- International Conference on, IEEE, pp. 1-6, 2009.
- [5]. Cho, A., Kim, J., "Fully automatic taxiing, takeoff and landing of a UAV based on a single-antenna GNSS receiver", Proceedings of the 17th World Congress The International Federation of Automatic Control Seoul, Korea, July 6-11, 2008.
- [6]. Chen, X., Phang, S., Shan, M., Chen, B., "System integration of a vision-guided UAV for autonomous landing on moving platform", Control and Automation (ICCA), 2016 12th IEEE International Conference on}, pp. 761-766, 2016.
- [7]. Yang, T., Li, G., Li, J., and Zhang, Y., Zhang, X., Zhang, "A Ground-Based Near Infrared Camera Array System for UAV Auto-Landing in GPS-Denied Environment", Sensors, Vol. 16, No. 9, pp. 1393, 2016.
- [8]. Zhang, G., DONG, Y., HAN, J., "UAV Autonomous Landing Control Law Design and Simulation based on Approach Guiding Radar", Journal of Nanchang Hang Kong, Vol. 1, pp. 1-14, 2015.
- [9]. Skulstad, R., Syversen, C., Merz, M., Sokolova, N., Fossen R., "Autonomous net recovery of fixed-wing uav with single-frequency carrier-phase differential GNSS", T., IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, Vol. 30, No. 5, pp. 18-27, 2015.
- [۱۰]. محمدلو، سعید؛ قنبرپور اصل، حبیب؛ جبار رشیدی، علی؛ "طراحی سیستم ناوبری برای یک هواپیمای بدون سرنشین مجهز به سنسور زاویه‌سنج"، دانش و فناوری هوافضا، جلد دو، شماره یک، صفحات ۶۸-۶۰، ۱۳۹۲.
- [11]. Kong, W., Zhang, D., "Autonomous Landing of an UAV with a Ground-Based Actuated Infrared Stereo Vision System", American Institute of Aeronautics and Astronautics, Apr 2013.
- [12]. Joo, S., Al-Ali, K., "Vision aided inertial navigation with measurement delay for fixed-wing unmanned aerial vehicle landing", Proceedings of the IEEE Aerospace Conference, pp.1-9, March 2008.
- [13]. Pan, X., Jiang, Z., "Vision-based approach angle and height estimation for UAV landing", Proceedings of the Congress on Image and Signal Processing, pp.801-805, May 2008.

ارائه گردید. این روش ناوبری مبتنی بر یک سامانه ردیابی تصویری است که بر روی باند نصب می‌شود. این سامانه بر روی هدف قفل نموده و زوایای سمت و ارتفاع و فاصله تا هدف را به‌عنوان خروجی برای پرنده ارسال می‌نماید. در این مقاله الگوریتم هدایتی پیشنهاد شده است که پرنده با دریافت اطلاعات دریافتی بتواند به‌سادگی بر روی باند فرود بیاید. الگوریتم هدایت پیشنهادی در محور سمت مبتنی بر یک روش میدان برداری اصلاح شده می‌باشد. الگوریتم هدایت طولی نیز از دو فاز سُرش و فلر بهره برده است. در انتها، با استفاده از پیاده‌سازی سخت‌افزار در حلقه، کاربردی بودن این روش جهت یک فرود خودکار ایمن نشان داده شده است. شیب مناسب کاهش ارتفاع و دقت مطلوب برخورد با زمین در این پیاده‌سازی نشان داده شده است.

پی‌نوشت‌ها

- ۱ Global positioning system
- ۲ Differential global positioning system
- ۳ Integrated navigation system
- ۴ Stands for Global Navigation
- ۵ Linear quadratic regulator
- ۶ Net recovery
- ۷ Descent
- ۸ Flare
- ۹ Image vector field guidance law
- ۱۰ Throttle
- ۱۱ Lift
- ۱۲ Ground Control Station
- ۱۳ digital signal processor

منابع و مراجع

- [1]. Araripe, F., Oliveria, d., "Automtic Take-Off and Landing - ATOL Development", Brazil: DCTA, 2011.
- [2]. Ambati, P. R., Padhi, R., "Robust auto-landing of fixed-wing UAVs using neuro-adaptive design", Control Engineering Practice, online, pp. 1-15, 2016.
- [3]. Kobayashi, K., Cheok, Ka. C., Watanabe, K., Munekata F., "Accurate Differential Global Positioning System via Fuzzy Logic Kalman Filter Sensor Fusion Technique", IEEE Transactions on Industrial Electronics, Vol. 45, No. 3, pp. 510-518, 1998.
- [4]. Lange, S., Sunderhauf, N., "A Vision Based Onboard Approach For Landing And Position Control Of An Autonomous Multicopter Uav In Gps-Denied Environments", Advanced Robotics,

- [14]. Tang, D., Guo, S., “*UAV attitude and position estimation for vision-based landing*”, Proceedings of the International Conference on Electronic and Mechanical Engineering and Information Technology, pp.4446-4450, August 2011.
- [15]. Graves, K., “*Visual detection and classification of runways in aerial imagery*”, Proceedings of the 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, Brisbane, September 2012.
- [16]. Hyunchul Shim, S., “*A Vision-based Automatic Landing System for Fixed-wing UAVs using an Inflated Airbag*”, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Honolulu, Hawaii, 18 - 21 August 2008.
- [17]. Jin Kim, H., Kim, M., “*Fully Autonomous Vision-Based Net-Recovery Landing System for a Fixed-Wing UAV*”, IEEE/Asme Transactions On Mechatronics, Vol. 18, No. 4, August 2013.
- [18]. Nelson D., Barber D., “*Vector Field Path Following for Small Unmanned Air Vehicles*” American Control Conference Minneapolis, Minnesota, USA, June 14-16, 2006.
- [19]. Sujit, P.B. Srikanth, J., “*An Evaluation of UAV Path Following Algorithms*” European Control Conference (ECC), Zürich, Switzerland, July 17-19, 2013.
- [20]. Park, S., Deyst, J., “*Performance and Lyapunov stability of a nonlinear path-following guidance method*” Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 30, no. 6, pp. 1718–1728, 2007.