

طراحی کنترل سامانه سوخت‌گیری هوایی با استفاده از ترکیب بینایی ماشین و GPS با در نظر گرفتن اثرات جریان گردابی هواپیمای سوخت‌دهنده

هوشیار کیهانی^۱، رضا زردشتی^۲، جاماسب پیرکندی^{۳*} و کرامت ملک‌زاده فرد^۴

۱- دانشجوی دکتری، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا

۲،۳،۴- دانشیار، استاد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا

(دریافت مقاله: ۱۴۰۱/۱۰/۲۵ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۴/۱۳)

چکیده

هدف از سوخت‌رسانی در پرواز، حل مشکل محدودیت مقدار سوخت حمل‌شده، تکنیکی برای افزایش برد و مداومت پروازی طولانی می‌باشد. در این مقاله، طراحی کنترل‌کننده سیستم سوخت‌گیری هوایی با استفاده از ترکیب بینایی ماشین و GPS به همراه فیلتر کالمن بی‌اثر تکراری با لحاظ کردن اثرات جریان گردابی هواپیمای سوخت‌دهنده و توربولانس اتمسفر مورد تحقیق قرار گرفته است. از آنجایی که مرحله اتصال بین دو وسیله پرنده، بسیار حساس، چالش‌برانگیز و در موفقیت‌آمیز بودن فرایند سوخت‌رسانی هوایی تأثیر مستقیمی دارد، طراحی کنترلی به منظور هدایت میله سوخت‌رسانی به دراگو متحرک و سپس نگهداشتن میله سوخت‌رسان در آن مرحله تا کامل شدن فرایند سوخت‌گیری هوایی صورت پذیرفته است. برای این منظور، ابتدا مدل‌سازی هواپیمای گیرنده سوخت در حضور اثرات توربولانس اتمسفر و جریان گردابی هواپیمای سوخت‌دهنده، انجام شده است. سپس یک سیستم کنترلی LQR بین پراب و دراگو بر اساس ترکیب بینایی ماشین و GPS برای سوخت‌گیری هوایی پیشنهاد گردید. همچنین برای بدست آوردن موقعیت نسبی دقیق بین هواپیمای گیرنده سوخت و دراگو یک روش فیلتر کالمن بی‌اثر تکراری برای ادغام اطلاعات ارائه شده است. پس از پیاده‌سازی نرم‌افزاری و شبیه‌سازی، عملکرد مطلوبی با قانون کنترلی LQR جهت اتصال هواپیمای سوخت‌گیرنده به هواپیمای سوخت‌دهنده به دست آمده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که طرح کنترلی پیشنهادشده دقیقاً می‌تواند موقعیت نسبی را بدست آورده و اتصال ایمن و موفق بین دو وسیله پرنده را تحقق بخشد.

واژگان کلیدی: سوخت‌گیری هوایی، پراب - دراگو، هواپیمای سوخت‌دهنده، بینایی ماشین، فیلتر کالمن بی‌اثر تکراری و کنترلی LQR

Control Design of an Aerial Refueling System Using a Combination of Machine Vision and GPS Taking into Account the Vortex Flow Effects of the Refueling Aircraft

Abstract

The purpose of aerial refueling is to solve the problem of limiting the amount of fuel carried, a technique to increase range and endurance. In this paper, the control design of an air refueling system using a combination of machine vision and GPS with iterated uncentred Kalman filter is taking into account the vortex effects of the tanker aircraft and atmospheric turbulence. Since the docking phase between two aircraft is very sensitive, challenging, and has a direct effect on the success of the aerial refueling process, a control is designed to guide the probe to the moving drogue, and then hold the probe at that stage until the air refueling process is complete. For this purpose, first, the receiver aircraft is modeled in the presence of atmospheric turbulence effects and the vortex of the tanker aircraft. Then, an LQR control system between probe and drogue based on the combination of machine vision and GPS for aerial refueling was proposed. An iterated uncentred Kalman filter method for data integration is also proposed to obtain the exact relative position between the receiver aircraft and the drogue. After software implementation and simulation, good performance is obtained with the LQR control rule for connecting the receiving aircraft to the refueling aircraft. The simulation results show that the proposed control scheme can achieve exactly the relative position and realize a safe and successful connection between the two flying devices.

Key words: Aerial refueling, Probe-Drogue, Machin Vision, LQR Controller, Iterated uncentred Kalman filter

* نویسنده پاسخگو: جاماسب پیرکندی، تلفن: ۰۲۱۲۲۹۸۵۶۸۹، پست الکترونیک: jpirkandi@mut.ac.ir

در دسترس شما قرار گرفته است. برای (Creative Commons License) این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی

دین <https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode> جزئیات این لیسانس از آدرس

فرمایید.



مقدمه

در طی سالیان اخیر، علاقه روزافزون به توسعه سیستم‌های سوخت‌رسانی هوایی با هدف افزایش برد، مداومت پروازی و همچنین کاهش خطرات سوخت‌گیری، در هر دو حوزه نظامی و غیرنظامی باعث شده که تحقیقات گسترده‌ای در زمینه‌ی تکامل فرایندهای سوخت‌رسانی هوایی انجام شود. بخش مهمی از این تحقیقات در ارتقاء مدل‌سازی وسایل پرنده سوخت‌دهنده و سوخت‌گیرنده است که شامل اثرات نزدیک شدن هواپیماها بوده و منجر به مدل‌سازی و تحلیل انواع توربولانس‌ها مانند جریان‌های گردابی، اثرات جریان باد، اثرات انتقال سوخت بر روی مرکز ثقل و ممانهای اینرسی و حسگرها متمرکز می‌شود. همچنین بررسی المانها و مدل‌سازی دینامیک نسبتاً پیچیده روش‌های سوخت‌گیری نیز مسیر لازم را برای ارتقاء سخت‌افزاری و نرم‌افزاری آنها جهت رسیدن به سامانه‌ای مطمئن و ایمن که بتواند منجر به موفقیت در فرآیند سوخت‌رسانی گردد، می‌گشاید. در سوخت‌رسانی هوایی از دو سازوکار متفاوت استفاده می‌شود که عبارتند از: ۱- سوخت‌گیری هوایی به روش پراب و دراگو^۱ ۲- سوخت‌گیری هوایی بوسیله بوم - میله‌گیر^۲. گفتنی است که هر دو ساختار در هواپیمای ترابری پیشرفته و نظامی کاربرد دارند [۲-۱]. در این مقاله، سوخت‌رسانی بر اساس روش شلنگ و لنگر چتری بررسی شده است [۳]. در این روش هواپیمای سوخت‌دهنده، یک شلنگ سوخت‌رسانی انعطاف‌پذیر و دراگو (لنگر چتری) که در انتهای شلنگ قرار دارد را به دنبال خود می‌کشد. شلنگ در قسمت پشتی و زیرین هواپیمای سوخت‌دهنده کشیده می‌شود، دماغه دراگو در انتهای شلنگ بسته شده و میله سوخت‌گیری صلب نیز روی هواپیمای گیرنده سوخت نصب شده است. در طول سوخت‌گیری، هواپیمای سوخت‌دهنده به شکل دائم به صورت مستقیم پرواز می‌کند، یعنی هواپیمای سوخت‌دهنده حرکتی خطی یکنواخت با سرعت و ارتفاع ثابت خواهد داشت. این نوع سیستم سوخت‌رسانی، در بسیاری از هواپیماهای موجود قابل استفاده می‌باشد و می‌تواند به طور همزمان به چندین هواپیمای سوخت‌گیرنده، سوخت دهد. در روش شلنگ و لنگر چتری، میله

سوخت‌گیر هنگام اتصال به لنگر چتری لرزان تحت تأثیر حرکت هواپیمای سوخت‌دهنده و چندین جریان توربولانس از قبیل امواج القایی هواپیمای سوخت‌رسان و توربولانس اتمسفر قرار دارد. در سال‌های اخیر، موضوع سوخت‌رسانی هوایی اتوماتیک توجه پژوهشگران بسیاری از کشورها را به خود جلب کرده است [۴]. در این پژوهش‌ها اندازه‌گیری دقیق فاصله و وضعیت دو هواپیمای سوخت‌دهنده و سوخت‌گیرنده در مرحله نهایی اتصال و در طول مراحل سوخت‌گیری به عنوان یک چالش مهم خودنمایی می‌کند. استفاده از حسگرهایی بر پایه GPS^۳، بینایی ماشین، لیزر و رادار مادون قرمز کاربردهای گسترده‌ای دارند. با این وجود محدودیت‌های کاری همیشه وجود دارند. به عنوان مثال سیگنال GPS ممکن است در نقاط مختلف دنیا پوشش‌دهی مناسبی نداشته باشد. به علاوه ممکن است استفاده از سیگنال‌های GPS هواپیمای گیرنده سوخت همیشه امکان‌پذیر نباشد. یا ممکن است بدنه هواپیمای سوخت‌دهنده سیگنال‌ها را تخریب کند. همچنین ممکن است پهنای باند GPS ملزومات اتصال سریع را برآورده نکند [۵]. شرایط گفته شده در بالا احتمالاً هنگامی رخ خواهد داد که هواپیماها با هدف سوخت‌گیری به هم نزدیک می‌شوند. حسگرهای بینایی ماشین کاربرد گسترده‌ای در سوخت‌گیری هوایی اتوماتیک دارند. با استفاده از این حسگرها می‌توان وضعیت و چرخش نسبی را از طریق کشف و شناسایی داده‌های علامت‌گذاری شده هدف و همچنین تصاویر دو بعدی دوربین به‌دست آورد. دقت حسگر بینایی ماشین بالاست و می‌تواند فرکانس‌های مختلف را پوشش دهد. با این وجود استفاده از حسگر بینایی ماشین به دلیل فاصله بین حسگر و هدف محدودیت دارد. همچنین شرایط محیطی مانند ابر و مه ممکن است بر دقت حسگر بینایی ماشین تأثیرگذار باشد [۶-۷]. با توجه به این که در سالیان اخیر، بدلیل علاقه زیاد به توسعه سیستم‌های سوخت‌رسانی، تحقیقات گسترده‌ای در این زمینه انجام شده است، در ادامه به بررسی تعدادی از فعالیت‌های انجام شده پرداخته شده است.

^۱ Probe-Drogue

^۲ Boom-Receptacle

^۳ Global Positioning System

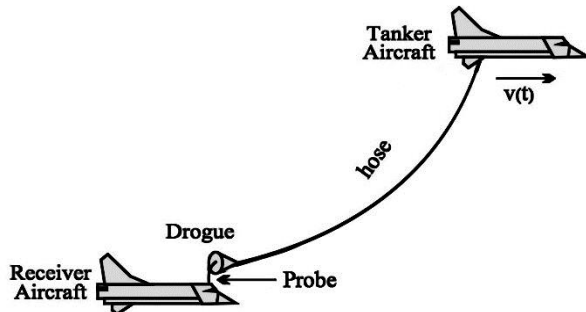
شبیه‌سازی مدار حلقه بسته نشان دادند که الگوریتم پیشنهاد شده عملکرد مطلوبی برای ردیابی و مرحله داکینگ سوخت‌گیری هوایی دارد. همچنین آنها اثبات نمودند که با استفاده از نشان‌گرهای غیر فعال چسبیده در مکان‌های انتخاب شده بر روی هواپیمای سوخت‌دهنده می‌توان عملکرد سنسور را بهبود بخشید. بروی و همکاران [۱۳] در تحقیقی، با استفاده از روش ترکیب چند حسگری موضوع سوخت‌رسانی هوایی را بررسی کرده‌اند. آنها در این تحقیق نشان دادند که تکنولوژی بینایی ماشین روش موثری برای دقت مورد نیاز بین دو هواپیما است. همچنین اثبات نمودند که استفاده از فیلترها روش مفیدی برای ترکیب چند سنسوری است. شیوی و همکاران [۱۴] در تحقیقی، طراحی یک سیستم کنترلی بر اساس ترکیب سنسوری را بررسی کردند. آنها در این تحقیق نشان دادند که کنترلر LQR^4 ، دقت و مقاومت بالایی در فاز داکینگ بین دو هواپیما در سوخت‌رسانی هوایی دارد. جیاچن و همکاران [۱۵] در تحقیقی یک سیستم کنترلر تطبیقی به همراه شبکه عصبی برای داکینگ پراب-دراگو را بررسی نمودند. آنها در این تحقیق، نشان دادند که کنترلر پیشنهادی برای اتصال بین پراب و دراگو، استحکام بالایی دارد.

علی‌رغم تحلیل‌های انجام شده توسط محققین، هنوز چالش‌هایی برای طراحی کنترل‌کننده هواپیمای سوخت‌گیرنده وجود دارد زیرا نیازمندی‌های دقیق و حساسی از جمله خطای ردیابی و محدود بودن سرعت نسبی بین دو هواپیما برای کنترل اتصال بین پراب - دراگو وجود دارد، که در مقالات پیشین پرداخته نشده یا بصورت خیلی محدود پرداخته شده است. در این مقاله برای نخستین بار ترکیب بینایی ماشین، GPS و فیلتر کالمن بی‌اثر تکراری به منظور ۱- ایجاد مسیر و دنبال کردن هواپیمای سوخت‌دهنده ۲- تنظیم نسبی موقعیت‌های نقطه مسیر در اطراف هواپیمای سوخت‌رسان ۳- ردیابی دراگو با پراب و انجام مرحله نهایی داکینگ، با در نظر گرفتن توربولانس اتمسفر و جریان گردابی هواپیمای سوخت‌دهنده مورد تحقیق قرار گرفته است. در این مقاله پس از مدل‌سازی، یک سیستم کنترلی LQR بین پراب

اگرچه در پژوهش‌های پیشین در مورد طراحی کنترل داکینگ^۱ برای هواپیمای گیرنده سوخت بحث شده است، اما متأسفانه پژوهش‌های محدودی در مورد ترکیب حسگرها به همراه فیلتر کالمن انجام شده است. کمپا و همکاران [۸] در تحقیقی توسعه بینایی ماشین را برای سوخت‌رسانی هوایی بررسی کردند. آنها الگوریتم بینایی ماشین برای محاسبه موقعیت و چرخش بین UAV و هواپیمای سوخت‌دهنده پیدا نمودند. از آنجایی که آنها از یک روش میان‌یابی خطی ساده برای ترکیب حسگرها در سوخت‌گیری هوایی استفاده نمودند، با این وجود روش میان‌یابی خطی به دلیل ساده‌سازی نمی‌توانست اطلاعات مربوط به مشخصات اختلال حسگرها را در بر داشته باشد. فیلیپ و آن ساپانم [۹] در تحقیقی تخمین وضعیت و کنترل را برای مرحله داکینگ بررسی نمودند. آنها تخمین‌گرهای مختلف را برای پارامترهای موقعیت بر اساس خروجی بینایی ماشین استفاده نمودند. کنترل وضعیت نسبی بر اساس روش صفحه-فاز (phase-plane) انجام شد. همچنین یک مشاهده‌گر بهره ثابت برای تخمین موقعیت و وضعیت دو هواپیما بدست آوردند. سینوپلی و همکاران [۱۰] در تحقیقی عملکرد وسایل پرنده هنگام نزدیک شدن به یکدیگر را بر اساس GPS/INS^۲ مورد بررسی قرار دادند. آنها در این تحقیق، بر اساس مدل هواپیمای بدون سرنشین، یک مسیر حرکت از وضعیت اولیه تا وضعیت نهایی را برنامه‌ریزی نمودند. سپس با حرکت هواپیمای بدون سرنشین در مسیر تعریف شده اطلاعات بیشتری از دوربین برای طراحی کنترلر بدست آوردند. همچنین کمپا و همکاران [۱۱] در تحقیقی، طراحی کنترلر برای سوخت‌رسانی هوایی پراب - دراگو را بررسی نمودند. آنها در این تحقیق از یک کنترلر LQG^3 متصل به یک سنسور بینایی ماشین استفاده نمودند و نشان دادند که استفاده از سیستم ترکیبی ناوبری با بینایی ماشین، به طور دقیق برای موقعیت، میزان کنترل و تلاش کنترلی موثر است. کمپا و همکاران [۱۲] در تحقیقی، الگوریتم بینایی ماشین را برای پیدا کردن وضعیت و چرخش نسبی بین هواپیمای سوخت‌دهنده و سوخت‌گیرنده مورد تحقیق قرار دادند. آنها در این تحقیق با

^۳ Linear Quadratic Gaussian^۴ Linear Quadratic Regulator^۱ Docking^۲ Inertial Navigation System

سوخت گیرنده پراب را درون دراگو می فرستد و سپس در آن قفل شده و سوخت گیری شروع می شود.



شکل ۱- شماتیک اجزای سوخت رسانی هوایی

معرفی دستگاه مختصات مرجع، حسگرهای اندازه گیری و بردارهای مسافت

برای مطالعه مسأله سوخت رسانی هوایی، نیازمند معرفی و شناخت دستگاه های مختصات مرجع، حسگرهای اندازه گیری مسافت، بردارهای مسافت بین هواپیما و دراگو و دوربین است [۱۶].

دستگاه مختصات مرجع

برای معرفی دستگاه های مرجع در سیستم سوخت رسانی، شکل ۱ در نظر گرفته شده است. در این شکل OERF دستگاه مرجعی است که روی زمین قرار دارد، OTRF دستگاه مرجعی است که روی بدنه هواپیمای سوخت دهنده قرار دارد، ORRF دستگاه مرجع نصب شده روی بدنه هواپیمای سوخت گیرنده، OCRF دستگاه مرجع نصب شده روی دوربین و ODRF دستگاه مرجع نصب شده روی دراگو می باشند.

حسگرهای اندازه گیری مسافت

فرض شده است هر دو هواپیمای سوخت رسانی مجهز به GPS و ارتباط رادیویی باشند. همچنین فرض شده است که اندازه گیری در دستگاه های ORRF و OTRF توسط GPS انجام شود و هواپیمای گیرنده سوخت هم مجهز به بینایی ماشین برای احیا کردن وضعیت نسبی در طول پروسه اتصال باشد. بینایی ماشین، تصاویر نقاط تعیین شده روی هواپیمای سوخت دهنده را دریافت

و دراگو بر اساس ترکیب بینایی ماشین و GPS برای سوخت گیری هوایی پیشنهاد گردید. همچنین یک روش فیلتر کالمن بی اثر تکراری برای ادغام اطلاعات GPS و بینایی ماشین برای بدست آوردن موقعیت نسبی دقیق بین هواپیمای گیرنده سوخت و دراگو ارائه شده است. علت استفاده از فیلتر کالمن بی اثر تکراری آن است که این الگوریتم، فیلتری را بدست می آورد که در صورت وجود ترم غیرخطی شدید در معادلات حالت، بسیار دقیق عمل می کند. سهولت اجرا و ویژگی تخمین دقیق تر، استفاده از آن را نسبت به دیگر فیلترها (فیلتر کالمن توسعه یافته، فیلتر کالمن بی اثر، فیلتر کالمن بی اثر ریشه دوم و ...) توصیه می کند. با طراحی یک کنترلر LQR، عملکرد مطلوب و ایمنی برای اتصال هواپیمای سوخت گیرنده به دراگو هواپیمای سوخت دهنده به دست آمده است. ضمناً فرضیات زیر در این تحقیق در نظر گرفته شده است. ۱- از اثرات امواج ضربه ای بر روی هواپیمای سوخت گیرنده چشم پوشی شده است. ۲- مرکز ثقل هواپیما ثابت است. ۳- اثرات چرخش زمین ناچیز است. ۴- توربولانس اتمسفر، مدل درآیدن در شرایط سبک مدل سازی شده است. ۵- در مدت زمان سوخت رسانی، هواپیمای سوخت گیرنده هم جهت با هواپیمای سوخت دهنده با جابجایی اولیه کوچک و در فاصله مشخص پرواز کند. ۶- هر دو هواپیمای سوخت رسانی مجهز به GPS و ارتباط رادیویی باشند علاوه بر آن هواپیمای گیرنده سوخت نیز مجهز به بینایی ماشین برای احیا کردن وضعیت نسبی در طول پروسه اتصال باشد.

شرح سیستم

شکل ۱ سیستم PDR^۱ را نشان می دهد که دارای یک شلنگ انعطاف پذیر است که در زیر و پشت هواپیمای تانکر نصب است. در انتهای این شلنگ، دراگو مخروطی شکل قرار گرفته که باعث بی حرکت ماندن شلنگ در هوا می شود. سپس بر روی هواپیمای گیرنده سوخت، پراب قرار گرفته است. در این فرایند هواپیمای

^۱ Probe Drogue Refueling

مدل‌سازی ریاضی در سیستم‌های سوخت‌رسانی هوایی

بررسی زیرسیستم‌های گوناگونی که در ادامه بیان شده است، لازمه مدل‌سازی سیستم‌ها در سوخت‌رسانی هوایی می‌باشند [۱۷].

مدل‌سازی هواپیمای گیرنده سوخت

سوخت‌رسانی هوایی نوعی پرواز جمع می‌باشد که هواپیمای گیرنده سوخت در مجاورت پشت هواپیمای سوخت‌دهنده، در حال پرواز می‌باشد. امواج گردابی بوسیله هواپیمای سوخت‌دهنده تولید شده و می‌تواند اثر تندی بر روی دینامیک گیرنده سوخت بگذارد. بنابراین امواج گردابی در این مدل برای کنترل هواپیمای سوخت‌گیرنده در نظر گرفته شده است [۱۷]. در ابتدا معادلات موقعیت هواپیمای گیرنده سوخت نسبت به دستگاه بدنی بدست آمده است.

$$\begin{aligned} \dot{x}_b = & V [\cos \beta \cos \alpha \cos \theta \cos \psi \\ & + \sin \beta (\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) \\ & + \cos \beta \sin \alpha (\sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi) \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \dot{y}_b = & V [\cos \beta \cos \alpha \cos \theta \sin \psi \\ & + \sin \beta (\sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi) \\ & + \cos \beta \sin \alpha (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \dot{z}_b = & V [-\cos \beta \cos \alpha \sin \theta \\ & + \sin \beta \sin \phi \cos \theta \\ & + \cos \beta \sin \alpha \cos \phi \cos \theta] \end{aligned} \quad (4)$$

حال معادلات مربوط به موقعیت پراب در دستگاه اینرسی محاسبه می‌شود.

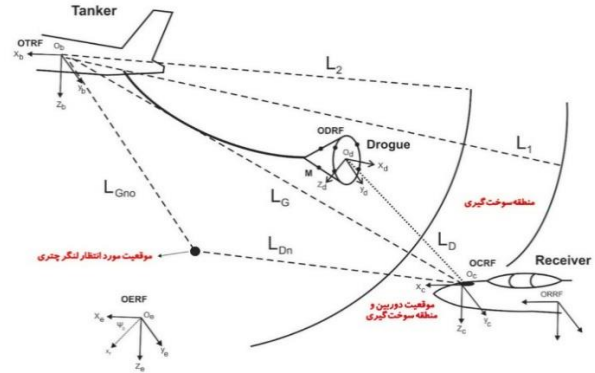
$$\begin{aligned} \dot{x}_p \dot{x}_b = & \cos \theta \cos \psi (qz_{bp} - ry_{bp}) \\ & + (\sin \theta \cos \psi \sin \phi - \sin \psi \cos \phi) \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} & (rx_{bp} - pz_{bp}) + (\sin \theta \cos \psi \cos \phi \\ & + \sin \psi \sin \phi) (py_{bp} - qx_{bp}) \\ \dot{y}_p = & \dot{y}_b + \cos \theta \sin \psi (qz_{bp} - ry_{bp}) \\ & + (\sin \theta \sin \psi \sin \phi + \cos \psi \cos \phi) \\ & (rx_{bp} - pz_{bp}) + (\sin \theta \sin \psi \cos \phi \\ & - \cos \psi \sin \phi) (py_{bp} - qx_{bp}) \end{aligned} \quad (6)$$

می‌کند. برای تسهیل نمایش، تصاویر بینایی ماشین در صفحه XZ روی OCRF در نظر گرفته شده است.

بردارهای مسافت

بردارهای مسافت در سوخت‌رسانی هوایی در شکل ۱ به صورت زیر بیان می‌شوند.



شکل ۲. سیستم سوخت‌رسانی هوایی، دستگاه‌های مرجع و بردارهای مسافت

بردارهای مسافت مربوط به GPS

هواپیمای گیرنده سوخت که مجهز به حسگر GPS است، می‌تواند فاصله نسبی بین دو هواپیما را محاسبه کند. بنابراین دوربین در یک موقعیت ثابت قرار می‌گیرد و فاصله L_G را در نظر می‌گیرد.

مسافت لنگر چتری از وضعیت اسمی

مطابق شکل ۱ بردار L_{Gn0} معرف موقعیت نامی مهار چتری می‌باشد. موقعیت مورد نظر در دستگاه مرجع هواپیمای گیرنده سوخت با استفاده از بردار L_{Dn} اندازه‌گیری می‌شود.

$$L_{Dn} = L_G - L_{Gn0} \quad (1)$$

فاصله واقعی لنگر چتری بر پایه بینایی ماشین

بردار L_D فاصله دوربین و لنگر چتری، بر اساس حسگر بینایی ماشین است.

$$I_y I_{xz} - I_z I_{xz})pq + I_z \mathcal{L} + I_{xz} N$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_y} [(I_z - I_x)pr - I_{xz}p^2 + I_{xz}r^2 + M] \quad (15)$$

$$\dot{r} = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} [(I_x^2 - I_x I_y + I_{xz}^2)pq - (I_x I_{xz} - I_y I_{xz} - I_z I_{xz})rq + I_{xz} \mathcal{L} + I_x N] \quad (16)$$

سرعت هواپیما و زوایای حمله و لغزش جانبی با در نظر گرفتن اثرات توربولانس باد بصورت زیر بدست می‌آیند:

$$V = V_k - u_w \quad (17)$$

$$\beta = \beta_k - \frac{v_w}{V} \quad (18)$$

$$\alpha = \alpha_k - \frac{w_w}{V} \quad (19)$$

که در معادلات فوق u_w ، v_w و w_w سرعت باد نسبت به دستگاه بدنی، V ، β و α به ترتیب سرعت هواپیما، زوایای جریان در معرض توربولانس باد، L ، D و S لیفت، درگ و نیروی عرضی، \mathcal{L} و M و N گشتاورها در طول محور دستگاه بدنی و T معرف تراست می‌باشند. ابتدا توربولانس باد از دستگاه اینرسی به دستگاه بدنی هواپیمای گیرنده سوخت انتقال یافت. سپس اثر توربولانس باد به زوایای جریان و سرعت هواپیما اضافه گردید (معادله ۱۷ تا ۱۹). از معادلات ۵ تا ۷ مشاهده می‌شود تغییرات پراب شامل دو بخش است که یک بخش آن حرکت انتقالی مرکز جرم و بخش دیگر آن حرکت چرخشی وضعیت می‌باشد. از طرفی با در نظر گرفتن مقدار اصلی امواج گردابی غیر صفر و مقادیر تریم که برای بدست آوردن مشتقات پایداری در طول خطی‌سازی استفاده می‌شوند مقادیر تریم تحت اثر امواج گردابی با استفاده از معادلات زیر بدست می‌آیند. اثرات امواج گردابی برای هواپیمای گیرنده سوخت در شکل ۲ نشان داده شده است.

$$T \cos \alpha = D + mg \sin(\omega_d + \gamma) \quad (20)$$

$$L = mg \cos(\omega_d + \gamma) - T \sin \alpha \quad (21)$$

$$C_M = 0 \quad (22)$$

$$\omega_d = \frac{W_d}{V} \quad (23)$$

در روابط فوق C_M گشتاور پیچ، ω_d زاویه امواج گردابی هواپیمای تانکر و γ زاویه مسیر پرواز می‌باشند. به وضوح مشخص می‌باشد

$$\begin{aligned} \dot{Z}_p = \dot{Z}_b - \sin \theta (qz_{bp} - ry_{bp}) \\ + \cos \theta \sin \phi (rx_{bp} - pz_{bp}) \\ + \cos \theta \cos \phi (py_{bp} - qx_{bp}) \end{aligned} \quad (7)$$

برای محاسبه V_k (سرعت زمینی) از روابط زیر استفاده می‌شود:

$$\begin{aligned} \dot{V}_k = g (\sin \beta \sin \phi \cos \theta + \cos \beta \sin \alpha \\ \cos \phi \cos \theta - \cos \alpha \cos \beta \sin \theta) \\ + \frac{1}{m} (-D + T \cos \alpha \cos \beta) \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \beta_k = p \sin \alpha - r \cos \alpha \frac{g}{v} (\cos \alpha \sin \beta \\ \sin \theta + \cos \beta \sin \phi \cos \theta \\ - \sin \alpha \sin \beta \cos \phi \cos \theta) + \frac{1}{mv} \\ (-S - T \cos \alpha \sin \beta) \end{aligned} \quad (9)$$

در روابط فوق β_k زاویه لغزش جانبی بدون توربولانس باد می‌باشد.

$$\begin{aligned} \dot{\alpha}_k = q - r \sin \alpha \tan \beta - p \cos \alpha \tan \beta \\ + \frac{g}{V} (\sec \beta \sin \alpha \sin \theta \\ + \cos \alpha \sec \beta \cos \phi \cos \theta) \\ + \frac{\sec \beta}{mV} (-L - T \sin \alpha) \end{aligned} \quad (10)$$

در معادله فوق α_k زاویه حمله بدون در نظر گرفتن توربولانس باد، p و q و r نرخ زاویه‌ای چرخش در دستگاه بدنی و θ ، ϕ و Ψ زوایای اوپلر می‌باشند. x_{bp} ، y_{bp} و z_{bp} موقعیت پراب نسبت به مرکز جرم در قاب بدنی می‌باشد.

اما برای محاسبه زوایای اوپلر از روابط زیر استفاده می‌شود:

$$\dot{\phi} = p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \quad (11)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (12)$$

$$\dot{\psi} = (q \sin \phi + r \cos \phi) \sec \theta \quad (13)$$

نرخ زوایای چرخش در دستگاه بدنی بصورت زیر بدست می‌آید:

$$\begin{aligned} p_i = 1/(I_x I_z - I_{xz}^2) [(I_y I_z - I_z^2 - I_{xz}^2) \\ r q + (I_x I_{xz} - \end{aligned} \quad (14)$$

گیرنده سوخت و سوخت‌دهنده مدل‌سازی شده است [۲]. در مورد سوخت‌رسانی هوایی در ارتفاع بالا و در هوای آرام، یک توربولانس سبک انتخاب می‌شود. اثرات جریان گردابی هواپیمای سوخت‌دهنده بر هواپیمای سوخت‌گیرنده بسیار مهم‌تر از توربولانس اتمسفر می‌باشد و با استفاده از میان‌یابی تعداد زیادی داده‌های تجربی مدل‌سازی می‌شود. توربولانس بر روی ضرایب آیرودینامیکی C_L ، C_D ، C_m و C_n برای نیروها و گشتاورهای هواپیمای گیرنده سوخت تأثیرگذار خواهد بود.

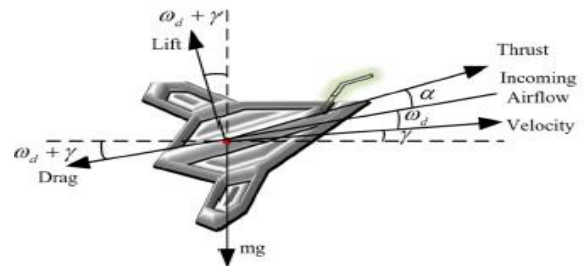
مدل سازی سیستم GPS

حسگر جی‌پی‌اس اطلاعات مکانی هواپیما در راستای محورهای (y, x, z) را نسبت به دستگاه مرجع زمینی نشان می‌دهد. به دست آوردن اطلاعات مکانی نسبی، یکی از کاربردهای مهم استفاده از سیستم جی‌پی‌اس است. این سیستم‌ها قادر هستند دقت مکانی کمتر از مقیاس متر را با دقت انتقال نانو ثانیه فراهم کنند. البته باید توجه شود که ممکن است هواپیمای سوخت‌دهنده، دید ماهواره را تحت الشعاع قرار دهد و بر دقت مکانی هر سیستمی که بر پایه جی‌پی‌اس طراحی شده است تأثیر شدیدی داشته باشد. معمولاً برای بهبود جایگاه و عملکرد ردیابی هواپیما از ترکیب جی‌پی‌اس و واحد اندازه‌گیری داخلی استفاده می‌شود. سیستم جی‌پی‌اس با دقت بالا، راه حل خوبی برای ردیابی سوخت‌رسانی شیلنگ و مهار چتری است.

مدل سازی سیستم بینایی ماشین

موضوع شناسایی اشیاء بر اساس تصویر، موضوع مطالعات و پژوهش‌های زیادی است. پژوهش‌های بسیاری برای بهبود سوخت‌رسانی هوایی به وسیله حسگرهای بینایی ماشین در حال انجام می‌باشد. حسگر بینایی ماشین قادر است تصاویر هواپیمای سوخت‌دهنده، مکان نسبی و چرخش بین حسگر و هواپیما را به وسیله ردیابی نشانگر مقایسه کند و مراحل تعیین و تخمین وضعیت را نشان دهد. در این مقاله سیستم بینایی ماشین با استفاده از مدل حفره-محور (pin-hole) مدل‌سازی شده که در شکل ۳ نشان داده شده است. نشانگر M_j با مختصات

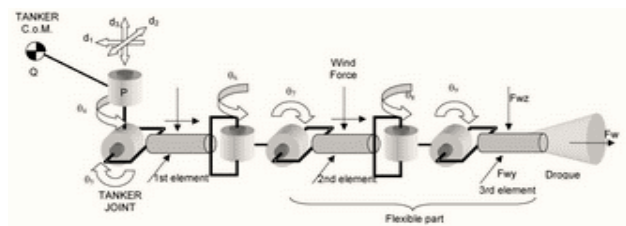
که ω_d و γ اثر مشابه‌ای بر روی مقادیر تعادل دارند و در اثر وجود امواج گردابی سوخت‌دهنده، گیرنده سوخت در حالت صعود تریم می‌شوند.



شکل ۳- جریان گردابی تولید شده توسط هواپیمای سوخت‌دهنده [۱۷].

مدل سازی سیستم پراب- دراگو

سیستم پراب-دراگو شامل یک شلنگ انعطاف‌پذیر واقع در زیر و پشت هواپیمای سوخت‌دهنده، یک دراگوی مخروطی شکل که در انتهای شلنگ وصل شده و یک میله صلب در قسمت نوز (nose) هواپیمای سوخت‌گیرنده می‌باشند. در فرایند سوخت‌رسانی هوایی نوک پراب به دراگو متصل شده و انتقال سوخت صورت می‌پذیرد. بر اساس مدل اجزای محدود، مجموعه شلنگ-دراگو با طول متغیر بصورت تعداد محدودی اتصالات صلب استوانه‌ای شکل مدل‌سازی شده است. شکل زیر مدل اجزای محدود پراب - دراگو را نشان می‌دهد. معادلات، آنالیز دینامیکی و آنالیز نیروهای خارجی و نیروهای آیرودینامیکی در مراجع [۱۶ و ۱۸ و ۱۹] آورده شده است.



شکل ۴- مدل اجزای محدود پراب-دراگو [۱۶].

مدل سازی توربولانس اتمسفر

با استفاده از مدل توربولانس درآیدن، تأثیرات توربولانس اتمسفر بر سیستم شلنگ و لنگرچتری و همچنین بر هر دو هواپیمای

مورد استفاده در این مقاله الگوریتم تکراری متعامد است. هدف نهایی این الگوریتم تخمین بردار $X = [X_d, Y_d, Z_d, \Psi_d, \theta_d, \Phi_d]^T$ با استفاده از داده‌های تولید شده به وسیله تصاویر نشانگر $[u_j, v_j]$ می‌باشد.

فیلتر کالمن بی اثر

فیلتر کالمن به عنوان یک تخمین‌گر بهینه، تخمین بردار حالت یک سیستم و حذف بردار اغتشاش از بردار اندازه‌گیری استفاده می‌شود. با توجه به معادلات اندازه‌گیری اعم از خطی و یا غیرخطی، انواع مختلفی از فیلتر کالمن وجود دارد. در صورت خطی بودن معادلات اندازه‌گیری از یک فیلتر کالمن خطی استفاده خواهد شد و اگر سیستم و یا معادلات اندازه‌گیری غیرخطی باشند، از تخمین‌گرهای غیرخطی مانند فیلتر کالمن توسعه یافته (EKF)، فیلتر کالمن بی‌اثر (UKF)، فیلتر کالمن بی‌اثر ریشه دوم (SR-UKF) و فیلتر کالمن بی‌اثر تکرار (IUKF) استفاده می‌شود. در این مقاله نیز به این دلیل که معادلات سیستم به شدت غیرخطی هستند از فیلتر کالمن بی‌اثر تکراری استفاده شده است.

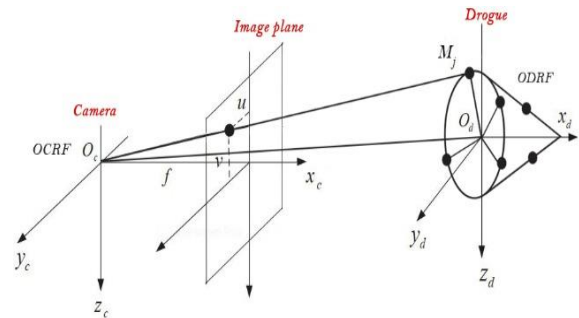
فیلتر کالمن بی‌اثر با قابلیت به‌روز کردن اندازه‌گیری متوالی معرفی شده است. هدف فیلتر کالمن بی‌اثر به‌روز کردن تخمین وضعیت و ماتریس کواریانس خطا با استفاده از فیلتر غیرخطی می‌باشد. تبدیل بی‌اثر یک روش محاسباتی دقیق استاتیکی برای متغیرهای تصادفی است که یک تابع غیرخطی را در بر می‌گیرد. فیلتر کالمن بی‌اثر محاسبه تقریب تابع توزیع احتمالی را نسبت به تقریب تابع غیرخطی دلخواه آسان‌تر می‌کند.

که در آن K یک پارامتر اندازه‌گیری و $k+n \neq 0$ و $K \in \mathbb{R}$ و $\left(\sqrt{(n+\kappa)p(k|k)}\right)_i$ است. سطر یا ستون ریشه دوم ماتریس $(n+K)P(K|K)$ و W_i تابع وزن است که به نقطه i ام وابسته است. حالت مطلوب $\sum_{i=0}^{2n} W_i = 1$ است [۲۱ و ۲۲].

فیلتر کالمن بی‌اثر تکراری

مجموعه نمونه‌های انتخاب شده در معادله (۲۶) دارای میانگین نمونه مشابه، کواریانس و همه گشتاورهای درجه بالا و فرد به

در دستگاه مرجع دوربین روی صفحه تصویر نشان شده است. $M_j^c = [x_{cj}, Y_{cj}, Z_{cj}]^T$



شکل ۵- مدل حفره-محور بینایی ماشین

مختصات نقاط پیشنهاد شده با استفاده از معادلات زیر محاسبه می‌شود:

$$\begin{pmatrix} u_j \\ v_j \end{pmatrix} = G(f, X_{cj}, Y_{cj}, Z_{cj}) = \frac{f}{x_{cj}} \begin{pmatrix} Y_{cj} \\ Z_{cj} \end{pmatrix} \quad (24)$$

که در آن f فاصله کانونی دوربین است. مختصات $M_j^d = [x_{dj}, Y_{dj}, Z_{dj}]^T$ در دستگاه مرجع مهار چتری، ثابت و (25)

$$\begin{aligned} x_0(k|k) &= \hat{x}(k|k) & i &= 0 \\ W_0 &= \frac{\kappa}{(n+\kappa)} & x_i(k|k) &= \hat{x}(k|k) + \\ & & & \left(\sqrt{(n+\kappa)p(k|k)}\right)_i \\ & & i &= 1, \dots, n \\ x_i(k|k) &= \hat{x}(k|k) - \left(\sqrt{(n+\kappa)p(k|k)}\right)_i & & \\ & & i &= n+, \dots, 2 \end{aligned}$$

مشخص می‌باشد. بنابراین بردار وابسته M_j^c به بردار M_j^d می‌تواند با معادله زیر تبدیل گردد:

$$M_j^c = L_D + R_d(\Phi_d)M_j^d \quad (26)$$

که $R_d(\Phi_d)$ ماتریس تبدیل (انتقال) از دستگاه مرجع مهار چتری به دستگاه مرجع دوربین، L_D با مختصات $[\varphi_d, \theta_d, \Phi_d]^T$ با مختصات $[X_d, Y_d, Z_d]^T$ متغیر نامشخص هستند که از الگوریتم تخمین حالت می‌توان تخمین قابل اطمینان این متغیرها را به دست آورد. الگوریتم

تقریب به گونه‌ای ساخته شده است که هر دو حالت پیش‌بینی و اختلال اندازه‌گیری به طور معمول توزیع شده باشد. بنابراین تراکم احتمالی پیشین $P(x(k)|Z(k))$ نیز گوسی است. به همین شکل می‌توان لگاریتم آن را به حداکثر رساند. پس از حذف مقادیر ثابت و عوامل نامناسب، همه آن‌ها برای به حداقل رساندن تابع زیر پردازش می‌شوند.

$$f(x) = \frac{1}{2}(x - \bar{x}_p)^T C_p^{-1}(x - \bar{x}_p) + \frac{1}{2}(z - h(x))^T C_v^{-1}(z - h(x)) \quad (۳۴)$$

عبارت‌های زیر برای کوتاه شدن مطلب استفاده شده است.

$$\begin{aligned} \bar{x}_p &= \hat{x}(k+1|k) \\ C_p &= P(k+1|k) \\ z &= z(k) \\ C_v &= C_v(k) \end{aligned} \quad (۳۵)$$

استراتژی محاسبه کمینه با استفاده از معادله تکرار نیوتن-رافسون $\bar{x}_0 = \hat{x}(k+1|k)$ آغاز شده است. در مرحله تکرار L م تخمین \bar{x}_{l-1} به دست آمده از مرحله قبلی وجود دارد. در ادامه $f(x)$ به تقریبات سری تیلور مرتبه دوم بسط داده می‌شود.

$$f(x) \cong f(\bar{x}_{l-1}) + (x - \bar{x}_{l-1})^T \frac{\partial f(\bar{x}_{l-1})}{\partial x} + \frac{1}{2}(x - \bar{x}_{l-1})^T \frac{\partial^2 f(\bar{x}_{l-1})}{\partial x^2} \quad (۳۶)$$

در رابطه فوق $\partial f / \partial x$ گرادیان و $\partial^2 / \partial x^2$ هسین تابع $f(x)$ می‌باشد.

تخمین \bar{x}_l کمترین تقریب است که با معادله گرادیان تقریبی به صفر به دست می‌آید.

با مشتق‌گیری از معادله (۳۶) و ژاکوبین و هسین تابع $f(x)$ از معادله (۳۴) معادلات ۳۷ و ۳۸ استخراج می‌گردند:

$$\begin{aligned} \frac{\partial f(\bar{x}_{l-1})}{\partial x} + \frac{\partial^2 f(\bar{x}_{l-1})}{\partial x^2} (x - \bar{x}_{l-1}) &= 0 \\ \rightarrow \bar{x}_l &= \bar{x}_{l-1} \left(\frac{\partial^2 f(\bar{x}_{l-1})}{\partial x^2} \right)^{-1} \frac{\partial f(\bar{x}_{l-1})}{\partial x} \end{aligned} \quad (۳۷)$$

عنوان توزیع $X(k)$ است. مسأله فیلترینگ غیرخطی به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$x(k+1) = f_k(x(k), w(k)) \quad (۲۷)$$

$$z(k) = h_{k+1}(x(k)) + v(k)$$

در رابطه فوق $X(k)$ حالت بردار سیستم در زمان K ، $w(k)$ اختلال بردار که به وسیله خطاهای مدل‌سازی و توزیع ایجاد شده است. $Z(k)$ بردار مشاهده و $V(k)$ اختلال اندازه‌گیری افزودنی می‌باشد. فرض شده است که بردار اختلال $W(k)$ و $V(k)$ میانگین صفر به صورت زیر باشد:

$$E[w(i)w^T(j)] = \delta_{ij}C_w(i)$$

$$E[v(i)v^T(j)] = \delta_{ij}C_v(i) \quad \forall i, j \quad (۲۸)$$

$$E[v(i)w^T(j)] = 0$$

فرض شده است که تراکم قبلی در زمان K گوسی است $P(x_k|Z_k) = N$ اولین مرحله، معرفی این توابع تراکم به وسیله یک مجموعه $2n$ نقاط نمونه‌گیری و وزن‌های W_k^i ، $i = 0, \dots, 2n$ است. با استفاده از مدل فرآیند تولید مجموعه‌ای از نمونه‌ها، هر نقطه سیگما تبدیل می‌شود.

$$\chi_{k+1|k}^i = f_k(\chi_i(k|k)) \quad (۲۹)$$

مرحله پیش‌بینی پس از آن به شرح زیر انجام می‌شود:

$$\hat{x}(k+1|k) = \sum_{i=0}^{2n} W_k^i \chi_{k+1|k}^i \quad (۳۰)$$

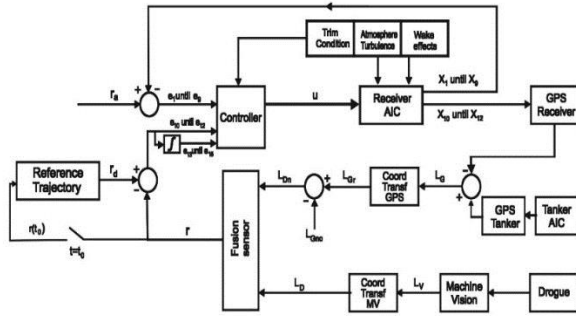
روش محاسبه ماتریس کواریانس پیش‌بین به این صورت است:

$$\begin{aligned} P(k+1|k) &= \sum_{i=0}^{2n} W_k^i [\chi_{k+1|k}^i - \hat{x}(k+1|k)] \\ &+ 1|k] [\chi_{k+1|k}^i - \hat{x}(k+1|k)]^T \end{aligned} \quad (۳۱)$$

$$\begin{aligned} p(x(k)|z(k)) &= p(x(k)|Z(k-1), z(k)) \\ &= \frac{1}{c} p(z(k)|x(k), Z(k-1))p(x(k)|Z(k-1)) \\ &= \frac{1}{c} p(z(k)|x(k))p(x(k)|Z(k-1)) \end{aligned} \quad (۳۲)$$

$Z(k)$ مجموعه‌ای از مشاهدات دریافت شده از $Z(1)$ تا $Z(k)$ و C مقدار ثابتی به شکل زیر است.

$$c = \int \phi(x(k)) \epsilon_X p(z(k)|x(k))p(x(k)|Z(K-1)) dx(k) \quad (۳۳)$$



شکل ۶- بلوک دیاگرام طرح پیشنهادی سیستم کنترلی سوخت‌رسانی

ترکیب حسگرها

همان‌طوری که گفته شد، سیستم‌های بینایی ماشین و GPS به ترتیب در تخمین فاصله نزدیک و دور کاربرد دارند، اما هیچ‌کدام از این سیستم‌ها نمی‌توانند در تمام پروسه سوخت‌رسانی به‌طور کامل عمل کنند. سیستم مبتنی بر لیزر می‌تواند در یافته‌های دراز مدت و کوتاه مدت کاربرد داشته باشد با این حال ممکن است آب و سایر ذرات معلق در هوا در دراز مدت باعث تضعیف آن شوند. بیشترین میزان دقت و صحت در سیستم‌های بینایی ماشین هنگامی است که اطلاعات در محدوده قابل کشف دوربین قرار دارد و در همین شرایط است که میزان اطلاعات، کاملاً مناسب برای پهنای باند را نمایش می‌دهند. یکی از محدودیت‌های آشکار اندازه‌گیری GPS این است که معمولاً وضعیت را نمی‌توان به صورت مستقل از دیتای آن مشخص کرد. به روزرسانی ضعیف و محدودیت در استفاده برای تخمین‌های کاملاً نزدیک، محدودیت اصلی استفاده از سیستم‌های بینایی ماشین است اما با این که دقت و درستی GPS کمی کمتر از سیستم بینایی ماشین است، در تمام طول عملیات ثابت باقی می‌ماند و به اهداف دیداری وابسته نیست. هدف از فیلتر ترکیبی، آن است که اگر فاصله سوخت‌دهنده بزرگتر از فاصله آستانه باشد، با در نظر گرفتن فاصله هواپیمای سوخت‌دهنده و سوخت‌گیرنده تنها باید از اندازه‌گیری GPS استفاده کرد زیرا ممکن است سیستم بینایی ماشین قادر به ثبت دقیق تصاویر لنگر چتری نباشد. در این مرحله هواپیمای سوخت‌گیرنده به سمت موقعیت اسمی ثابت قبلی لنگر چتری یعنی L_{Dn} می‌رود. همان‌طور که هواپیمای سوخت‌گیرنده و سوخت‌دهنده، فاصله نقطه اتصال را کاهش می‌دهند، باید به

$$\frac{\partial f(\bar{x}_{l-1})}{\partial x} = C_p^{-1}(\bar{x}_{l-1} - x_p) - H_l^T C_v^{-1}(z - h(\bar{x}_{l-1})) \quad (38)$$

با جایگذاری معادله ۳۸ در معادله ۳۷ خواهیم داشت:

$$\bar{x}_l = \bar{x}_{l-1} (C_p^{-1} + H_l^T C_v^{-1} H_l)^{-1} [C_p^{-1}(\bar{x}_{l-1} - x_p) - H_l^T C_v^{-1}(zh(\bar{x}_{l-1}))] \quad (39)$$

تعداد مورد نیاز تکرارهای بیشتر بستگی به چگونگی همگرایی شدن سریع $\bar{x}_1(k)$ دارد. نتیجه نهایی مجموعه‌ای از تکرارهای گذشته

است یعنی $\hat{x}(k|k) = \bar{x}_l$

ضریب $(C_p^{-1} + H_l^T C_v^{-1} H_l)^{-1}$ در معادله (۳۹) می‌تواند با توجه به ماتریس کواریانس خطا، با $\hat{x}(k|k)$ شرکت داشته باشد.

$$P(k|k) = (C_p^{-1} + H_l^T C_v^{-1} H_l)^{-1} \quad (40)$$

این معادله ارتباط دیگری با آخرین عبارت در معادله (۳۹) برقرار می‌کند. زیرا در واقع عبارت $P(k|k)H_l^T C_v^{-1}$ می‌تواند در ماتریس بهره کالمن (K_l) در طول تکرار L ام مورد توجه قرار گیرد [۲۱ و ۲۲].

طراحی کنترل کننده سوخت‌رسانی هوایی

پیشنهاد دیاگرام طراحی سیستم کنترلی

در این مقاله فرض شده است که در مدت زمان سوخت‌رسانی، هواپیمای سوخت‌دهنده در شرایط پرواز اسمی در جهتی با ψ_0 مشخص پرواز کند. همچنین هواپیمای سوخت‌گیرنده نیز در جهت یکسان با هواپیمای سوخت‌دهنده و در فاصله‌ای مشخص از آن پرواز کند. در شکل ۴ یک دیاگرام طراحی کنترل کننده، پیشنهاد شده است. برای کنترل بازخورد، محاسبه فاصله نسبی r نیاز است. سیگنال (r) به وسیله حسگر ترکیبی بین GPS و بینایی ماشین بر حسب فاصله بین دو هواپیما به دست می‌آید. ایجادکننده مسیر باعث ایجاد یک مسیر احتمالی r_d می‌شود که از طریق سیگنال r ردیابی می‌شود.

اندازه‌گیری موقعیت نسبی به وسیله اندازه‌گیری (L_G) جی‌پی‌اس انجام می‌شود. در این مرحله r با استفاده از رابطه زیر تعریف می‌شود:

$$t > T_d \rightarrow r(t) = L_G(t) - L_G(T_d) \quad (44)$$

تبدیل مختصات (Coord transf)

این تابع در بلوک‌های C_b^r و C_e^r با هدف برطرف کردن مشکلات اتصال، به طور ثابت و با در نظر گرفتن زاویه هدینگ سوخت‌گیرنده اجرا می‌شود. از آنجا که فاصله L_G جی‌پی‌اس، در مختصات OERF در دسترس می‌باشد باید در دستگاه ORRF چرخان با توجه به ماتریس چرخش C_e^r ارائه گردد. وضعیت L_{Gr} دورانی نیز به صورت زیر است.

$$L_{Gr} = C_e^r L_G = \begin{bmatrix} \cos \psi_n & \sin \psi_n & 0 \\ -\sin \psi_n & \cos \psi_n & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} L_G \quad (45)$$

اندازه‌گیری L_V دید ماشینی بیان شده در دستگاه OBRF باید در دستگاه ORRF ارائه گردد.

$$L_D = C_b^r L_V = C_e^r C_b^e L_V \quad (46)$$

که در آن C_b^r دوران از OBRF به ORRF و C_b^e دوران از OBRF به OERF می‌باشند.

طراحی و ایجاد مسیر مرجع

برای رسیدن به یک اتصال موفق پراب-دراگو، باید مسیری ایمن از موقعیت شروع (قبل از اتصال) تا موقعیت نهایی (اتصال) طراحی شود. کنترل هواپیمای سوخت‌گیرنده برای ردیابی مسیر مرجع می‌تواند از بروز خطاهای زیادی در مرحله اتصال جلوگیری کند. دو الزام مهم و حساس برای مسیر مرجع ایجاد شده برای اتصال پراب و لنگر چتری وجود دارد. نخستین و مهمترین آن، این است که ایمنی هر دو هواپیما و متعلقات سوخت‌رسانی تضمین شود، یعنی هیچ گونه خطر برخورد بین دو هواپیما و سیستم شیلنگ - دراگو وجود نداشته باشد. علاوه بر این، حرکت دراگو تحت تأثیر اختلال‌های موجود، نباید لزوماً باعث ایجاد اختلال در تمامی طراحی مسیر شود. از این رو خطای موقعیت عمودی بین پراب و دراگو در بخش اول مسیر اصلاح شده است و حال باید حرکت

تدریج به سمت مرکز دراگو (od) همگرا شوند. بنابراین بردار r باید به تدریج از موقعیت نامی بدست‌آمده توسط جی‌پی‌اس (L_{Dn}) به سمت موقعیت به دست آمده دید ماشینی (L_D) انتقال پیدا کند. ترکیب داده‌ها با استفاده از یک استراتژی ترکیبی مرحله‌ای از اندازه‌گیری‌های GPS و بینایی ماشین و بر اساس فاصله بین دو هواپیما (L_G) انجام می‌شود. فاصله L_G با اندازه‌گیری GPS در نظر گرفته شده است. این اندازه‌گیری مبتنی بر GPS، دقت قابل قبولی را برای اهداف خاص شناسایی نواحی فازی از عملکرد فیلتر ترکیبی ارائه می‌کند. [۱۷ و ۱۴]. بردار r نیز بصورت تعریف شده است:

اختلاف فاصله زیاد (فقط GPS)

در این مرحله سیگنال r به وسیله فاصله اسمی جی‌پی‌اس (L_{Dn}) فراهم می‌شود.

$$L(t) > L_1 \text{ و } r(t) = L_{Dn}(t) \quad (41)$$

در رابطه فوق L_1 فاصله آستانه تعریف شده است.

اختلاف فاصله متوسط (انتقال GPS به MV)

در این مرحله، سیگنال r از طریق ترکیب موقعیت جی‌پی‌اس و فاصله تعیین شده بینایی ماشین به دست می‌آید.

(42)

$$L_2 < L(t) \leq L_1$$

$$r(t) = \frac{1}{L_2 - L_1} [L_{Dn}(t)(d_2 - 2L_1 - L(t)) + L_D(t)(L(t) - L_1)]$$

که در آن L_2 فاصله آستانه تعریف شده است.

اختلاف فاصله کوچک (فقط دید ماشینی)

در این سیگنال r از طریق دید ماشینی بدست می‌آید:

$$L(t) \leq L_2 \text{ و } r(t) = L_D(t) \quad (43)$$

مرحله اتصال (T_d) تا انتهای فرایند سوخت‌رسانی

در این مرحله هواپیمای سوخت‌گیرنده و سوخت‌دهنده باید فاصله نسبی ثابت برابر و مقدار (T_d) را حفظ کنند. از آنجا که دید ماشینی اطلاعات مفیدی در هنگام اتصال به دست نمی‌دهد،

که در آن ضرایب a_i, b_i, c_i و d_i از طریق شرایط مرزی زیر به دست می‌آیند. با تنظیم زمان مانور اولیه در $t_0 = 0$ و ثابت نگه داشتن زمان مانور نهایی مطلوب در $t_{di} = T_{di}$ لازم است که:

$$r_a(t_0) = r_i(0), r_{ai}(T_{di}) = 0, i = x, y, z \quad (۴۹)$$

همچنین سرعت اولیه و نهایی سیگنال‌های مرجع، صفر در نظر گرفته می‌شود:

$$\dot{r}_{di}(0) = 0, \dot{r}_{di}(T_{di}) = 0 \quad i = x, y, z \quad (۵۰)$$

با محاسبات جبری حداکثر مقادیر سرعت و شتاب در طول مسیر به صورت زیر به دست می‌آیند.

$$V_{\max i} = -\frac{3r_i}{2T_{di}} \quad \text{و} \quad acc_{\max i} = \pm \frac{6r_i(0)}{T_{di}^2} \quad (۵۱)$$

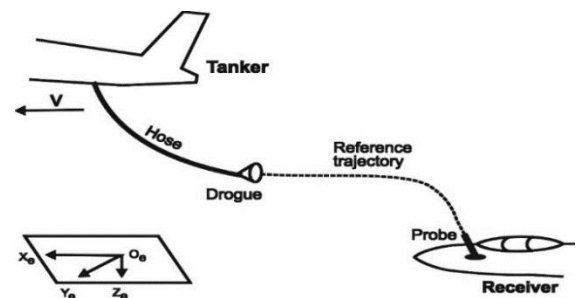
بردار فاصله موقعیت اولیه $[r_{dx}(0), r_{dy}(0), r_{dz}(0)]$ در روابط بالا می‌تواند برای به دست آوردن حداقل زمان مانور T_{di} مورد استفاده قرار گیرد که مقادیر مطلوب را برای حداکثر سرعت یا شتاب تضمین می‌کند. در این مقاله T_{di} یعنی تعریف پارامترهای طراحی حداکثر سرعت $[V_{x \max}, V_{y \max}, V_{z \max}]$ در طول مانور ارزیابی شده است. علاوه بر آن، جهت هواپیمای گیرنده سوخت در امتداد صفحه $Y-Z$ دستگاه $ORRF$ و سپس جهتی در امتداد جهت X برای مانور انتخاب شده است. این توالی اتصال به دست آمده با در نظر گرفتن زمان مانور T_{dx} در طول جهت X رو به جلو، طولانی‌تر از دو مورد دیگر است. بر این اساس خواهیم داشت:

$$T_{yz} = \max(T_{dy}, T_{dz}) \quad (۵۲)$$

طراحی قانون کنترل LQR

در طول مراحل سوخت‌گیری، فرض می‌شود که هواپیمای سوخت‌دهنده در شرایط پرواز نامی در جهت خط مستقیم Ψ_n پرواز کند، از طرفی هواپیمای سوخت‌گیرنده نیز در جهت Ψ_n با جابجایی اولیه کوچک پرواز کند. بدلیل آنکه می‌توان تحت شرایط توربالانس کوچک، دینامیک هواپیمای سوخت‌گیرنده را بصورت خطی در نظر گرفت، بنابراین از یک کنترلر پایدار خطی LQR

دراگو در قسمت نهایی مسیر مد نظر قرار گیرد. الزام دوم این است که مسیر طراحی شده باید با در نظر گرفتن محدودیت‌های دینامیکی هواپیمای گیرنده سوخت قابل اجرا باشد. برای برآورده شدن الزام دوم، باید یک مسیر هموار دائمی و قابل تشخیص طراحی شود [۱۵]. ساختار مسیر مرجع بین دو هواپیمای سوخت‌گیرنده و سوخت‌دهنده در شکل ۵ مشاهده می‌شود.



شکل ۷- ساختار مسیر مرجع بین دو هواپیمای سوخت‌گیرنده و سوخت‌دهنده

برای ایجاد مسیر مرجع، هنگامی که مراحل سوخت‌رسانی هوایی بین دو وسیله پرنده در زمان t_0 شروع می‌شود، قوانین کنترلی هواپیمای گیرنده سوخت باید مسیر مناسبی را ایجاد کند تا هدف مورد نظر r_s در یک زمان معقول و با وجود محدودیت‌های دینامیکی هواپیمای گیرنده سوخت حاصل شود. بنابراین این روش به منظور برنامه‌ریزی یک مسیر مرجع r_d تعریف شده است که با پیروی کردن فاصله r از شتاب‌ها و سرعت‌های زیاد اجتناب گردد. در طراحی مسیر مرجع فرض می‌شود که سرعت و ارتفاع ثابت باشد.

$$r_d = [V, \alpha, \beta, P, q, r, \phi, \theta, \Psi]_{ref}^T \quad (۴۷)$$

$$= [V_n, \alpha_n, \beta_n, 0, 0, 0, 0, \theta_n, \Psi_n]^T$$

که در آن اندیس n مقادیر نقطه اتصال را نشان می‌دهد. موقعیت و میان‌یابی مکعبی برای شکل دادن اجزای مسیر مرجع $r_d = [r_{dx}, r_{dy}, r_{dz}]^T$ استفاده شده است. یعنی:

$$r_{di}(t) = a_i t^3 + b_i t^2 + c_i t + d_i, \quad i = x, y, z \quad (۴۸)$$

$$U = K[X_2, U_2, Y_2]^T \quad (58)$$

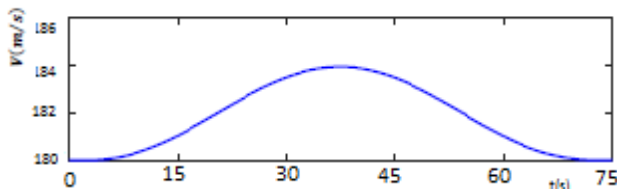
K ماتریس بهره بازخورد است و X_2, U_2, Y_2 بصورت زیر حاصل خواهد شد:

$$X_2 = [e_1, e_2, e_3, e_4, e_5, e_6, e_7, e_8, e_9]^T \\ Y_2 = [e_{13}, e_{14}, e_{15}]^T, U_2 = [e_{10}, e_{11}, e_{12}]^T \quad (59)$$

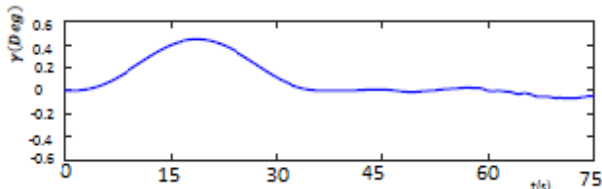
باید توجه شود که انتخاب ماتریس‌های وزنی، یک مرحله کلیدی برای کنترلر LQR می‌باشند و به صورت مستقیم بر قانون کنترل LQR اثر گذار می‌باشند.

نتایج شبیه‌سازی

در این بخش، نتایج شبیه‌سازی کنترل اتصال هواپیمای گیرنده سوخت بین پراب و لنگر چتری، تجزیه و تحلیل شده است. فرض شده است که هواپیمای سوخت‌دهنده با سرعت $V_T = 180 \frac{m}{s}$ و ارتفاع $H_T = 7010 m$ بصورت مستقیم پرواز کند و هواپیمای سوخت‌گیرنده نیز به دنبال آن پرواز کند. شرایط پرواز هواپیمای سوخت‌گیرنده در پیوست‌های (الف، ب و ت) آمده است. شکل ۸ پاسخ زمانی حالت‌های سیستم، شامل سرعت، زاویه مسیر، زاویه پیچ و نرخ زاویه پیچ را نشان می‌دهد. همان‌طوری که از روی شکل مشخص است، با شبیه‌سازی نرم‌افزار متلب (ode 45)، سرعت و زاویه مسیر به شرایط نامی همگرا می‌شود. زاویه پیچ و نرخ آن برای جبران اثرات توربولانس خارجی سریعاً تغییر می‌کنند.



شکل ۸-۱- پاسخ زمانی سرعت هواپیمای گیرنده سوخت



شکل ۸-۲- پاسخ زمانی زاویه مسیر هواپیمای گیرنده سوخت

استفاده شده است. حال از آنجایی که کنترلر LQR نمی‌تواند به تنهایی نیازمندی یک سیستم سوخت‌رسانی هوایی را از نظر مقاومت و استحکام برطرف کند، بنابراین یک کنترلر انتگرالی-تناسبی جهت بهبود کار اضافه شده است. در این صورت، حالت بازخورد تقویت شده LQR به صورت زیر می‌باشد:

$$X_2 = X - X_1 \\ U_2 = U - U_1 \\ Y_2 = Y - Y_1 \quad (53)$$

که در آن X_2 خطای متغیرهای حالت، U_2 خطای ورودی تقویت شده و Y_2 خطای انتگرال تقویت شده هستند. بردارهای $[X_2, U_2, Y_2]^T$ متغیرهای حالت تقویت شده و X متغیرهای حالت $[v, \alpha, \beta, p, q, \gamma, \Psi, \theta, \phi, X_e, Y_e, Z_e]^T$ هستند. بنابراین حالت بازخورد به صورت زیر می‌باشد:

$$X_2 = X - X_1 = e_{1-9} = r_d - X_{1-9} \quad (54)$$

در نتیجه ردیابی مسیر مرجع توسط کنترلر به درستی کار می‌کند. خطای موقعیت (خطای بازخورد e_{10-12})، بصورت زیر تعریف می‌شود:

$$e_{10-12} = r_d - r = U_2 \quad (55)$$

حال به کنترلر، یک عملگر انتگرالی به وسیله تقویت حالت X با خطای موقعیت اضافه می‌شود تا خطای ردیابی حالت پایدار با اطمینان صفر گردد و در نتیجه باعث بهبود سیستم کنترلی مقاوم گردد.

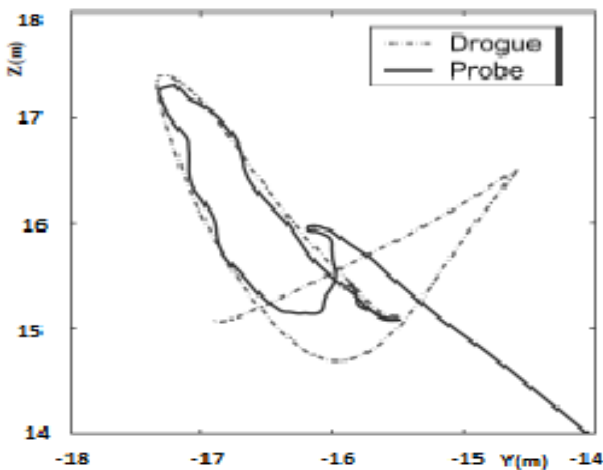
$$e_{13} = \int e_{10}, e_{14} = \int e_{11}, e_{15} = \int e_{12} \rightarrow Y_2 = [e_{13}, e_{14}, e_{15}]^T \quad (56)$$

تابع هزینه کنترلر LQR به صورت زیر است:

$$J = \int (X_2^T Q_1 X_2 + U_2^T S U_2 + Y_2^T Q_2 Y_2 + U_2^T R U_2) \quad (57)$$

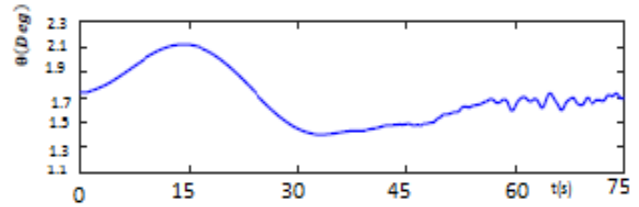
که در آن Q_1 و S و Q_2 به ترتیب ماتریس‌های وزنی X_2 و U_2 ، Y_2 و ماتریس R ماتریس وزنی بردار ورودی می‌باشند. با حل معادلات جبری و ریگاتی، کنترلر LQR به صورت زیر حاصل می‌شود:

فاصله $L_G(0) = [130, 25, 30]m$ از هواپیمای سوخت‌دهنده در پیوست (ت) به دست آمده است. شکل ۱۰ مسیر حرکت دراگو و پراب را نشان می‌دهد. در اثر امواج گردابی غیریکنواخت هواپیمای سوخت‌دهنده، سیستم شلنگ و دراگو، تدریجاً به وضعیت تعادل، پایدار می‌شود. همچنین وضعیت دراگو حول نقطه تعادل بدلیل توربولانس اتمسفر دچار نوساناتی خواهد شد.

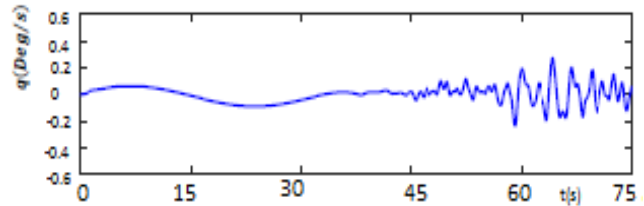


شکل ۱۰- مسیر حرکت دراگو و پراب

شکل ۱۱ مؤلفه‌های سیگنال ۲ و مرجع مربوطه را که تولیدکننده مسیر برنامه‌ریزی شده است را نشان می‌دهد. زمان ردیابی مطلوب برای سه مؤلفه با مانور اتصال تقریباً ۹۰ ثانیه طول می‌کشد. هواپیمای گیرنده سوخت می‌تواند دقیقاً دراگو را با قانون کنترلی LQR ردیابی کند. هنگامی که زمان ۷۵ ثانیه باشد خطای ردیابی $\Delta r_e = [0, 0.12, 0.06]m$ است که در آن $\Delta r_e = [\Delta x, \Delta y, \Delta z]$ است. خطاهای ردیابی، نیازمندی‌های مرحله اتصال را برآورده می‌کنند. بنابراین مراحل اتصال در زمان ۹۰ ثانیه کاملاً موفقیت آمیز هستند.

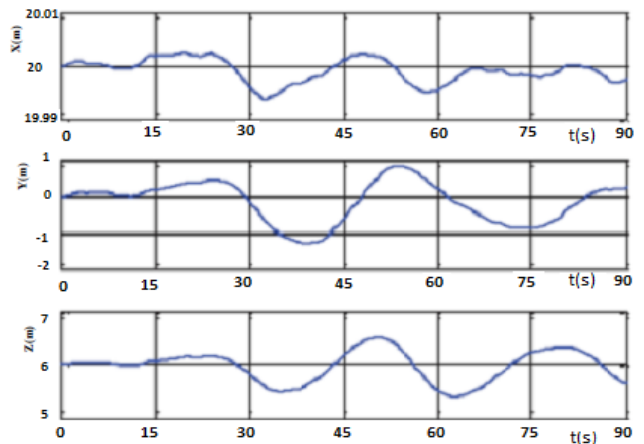


شکل ۸-۳- پاسخ زمانی زاویه پیچ هواپیمای گیرنده سوخت



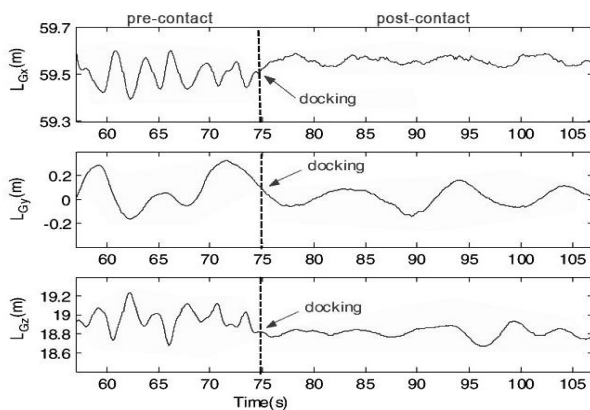
شکل ۸-۴- پاسخ زمانی نرخ زاویه پیچ هواپیمای گیرنده سوخت

شکل ۹ جابجایی دراگو با شرایط پرواز پایدار را نشان می‌دهد. همان‌طوری که از روی شکل مشخص است، پس از گذشت زمان ۹۰ ثانیه، نوسانات دراگو در اثر توربولانس در سه راستای X, Y, Z, به شرایط پایدار همگرا می‌شوند.

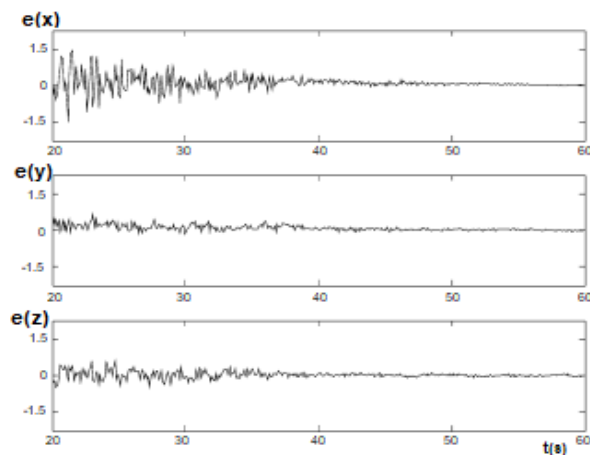


شکل ۹- جابجایی دراگو بر حسب زمان

عملکرد اتصال دراگو از طریق شبیه‌سازی و با ارزیابی مجموعه‌ای از مانورهایی که هواپیمای سوخت‌گیرنده در فواصل اولیه مختلف دارد آزمایش شده است. نتایج ارائه شده در مقایسه با یک مانور نمونه تولید شده توسط هواپیمای گیرنده سوخت در

شکل ۱۳- مؤلفه‌های بردار L_G در طول مراحل سوخت‌گیری

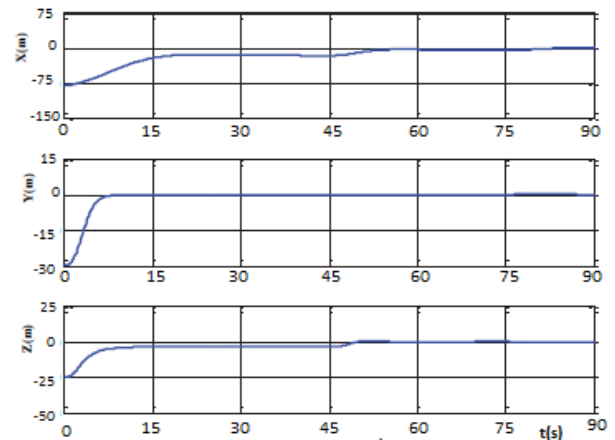
شکل ۱۴ نشان دهنده خطاهای تخمین بینایی ماشین برای ۳ مؤلفه بردار L_G است. خطاهای بزرگ در بخش اول مانور به علت وجود خطاهای تدریجی پیکسل دوربین می‌باشند. با این حال چنین خطاهایی در این مرحله اهمیت ندارد زیرا در این مرحله، اتصال با استفاده از اندازه‌گیری GPS برای L_G به دست می‌آید.



شکل ۱۴- خطای تخمین فاصله نسبی بینایی ماشین در سه جهت

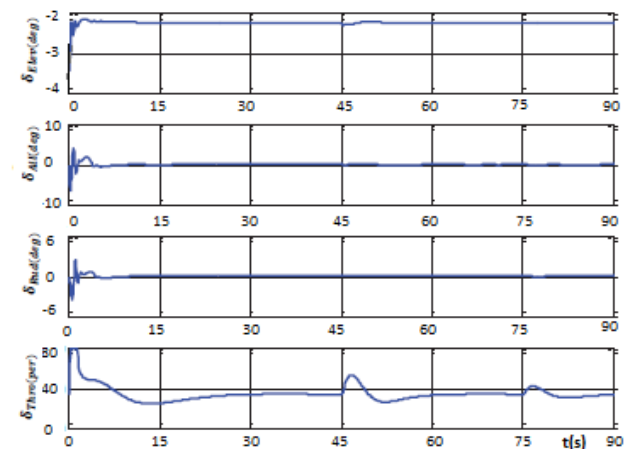
نتیجه‌گیری و پیشنهاد ادامه کار

در این پژوهش تلاش گردید تا کنترل‌کننده مطلوبی برای سامانه سوخت‌گیری هوایی با استفاده از ترکیب بینایی ماشین و GPS همراه با فیلتر کالمن بی‌اثر تکراری در حضور اثرات توربولانس اتمسفر و جریان گردابی هواپیمای سوخت‌دهنده طراحی گردد. نتایج شبیه‌سازی به شرح ذیل حاصل گردید:



شکل ۱۱- خطای ردیابی مسیر در فاز اتصال

شکل ۱۲ دستورات عملگرهای تراست، الویتور، الوران و رادر (نسبت به حداکثر و حداقل مقدار تولید شده) با استفاده از کنترلر LQR در طول مانور را نشان می‌دهد.



شکل ۱۲- ورودی کنترل هواپیمای سوخت‌گیرنده

شکل ۱۳ مؤلفه‌های بردار L_G را در طول مراحل قبل و بعد از اتصال سوخت‌گیری در سه راستا نشان می‌دهد. همان‌طوری که طبق شکل مشخص است قبل از اتصال دراگو و شلنگ به پراب، دراگو در اثر امواج گردابی غیریکنواخت هواپیمای سوخت‌دهنده و همچنین بدلیل توربولانس اتمسفر دچار نوساناتی زیادی خواهد شد. ولی از لحظه اتصال دو هواپیما، تدریجاً به وضعیت تعادل پایدار می‌رسند.

شبیه‌سازی‌های انجام شده موجب دریافت پاسخ‌های مطلوبی در مورد جنبه‌های مختلف مسأله سوخت‌رسانی هوایی شده است.

۵. در آینده برای توسعه این تحقیق می‌توان موارد زیر را در نظر گرفت. ۱- در مقایسه با واقعیت، تفاوت‌های مشخصی در مدل‌سازی و طراحی کنترل‌کننده برای تحقیقات آینده وجود دارد. به عنوان مثال اعمال یک بار ناگهانی و لحظه‌ای باعث ارتجاع الاستیسیته و استهلاک شلنگ و دراگو می‌گردد که می‌تواند بر عملکرد کنترل‌کننده پیشنهادی اثرگذار باشد. ۲- برای اطمینان از صحت مدل پیشنهادی، نتایج احتمالی شبیه‌سازی شده با داده‌های واقعی در پژوهش‌های آینده به قیاس گذاشته خواهد شد. ۳- رویکرد پیشنهادی در این مقاله نیازمند تأیید رسمی و اعتبارسنجی عملی با انجام تست‌های پروازی سوخت‌رسانی می‌باشد.

۱. ابتدا مدل‌سازی هواپیمای گیرنده سوخت با در نظر گرفتن اثرات جریان گردابی هواپیمای سوخت‌دهنده و توربولانس اتمسفر، بوسیله معادلات دینامیک چرخشی و انتقالی توصیف شده است. ۲. با توجه به این که هواپیمای سوخت‌گیرنده مانور داکینگ را انجام می‌دهد و همچنین اختلالات اتمسفر و امواج القایی هواپیمای سوخت‌دهنده بر روی دراگو اثر دارند، بنابراین طراحی کنترلر بر اساس GPS و بینایی ماشین برای هواپیمای گیرنده سوخت انجام شده است. ۳. دلیل پیچیدگی معادلات غیر خطی، یک روش فیلتر کالمن بی اثر تکراری برای ادغام اطلاعات GPS و بینایی ماشین، جهت بدست آوردن موقعیت نسبی بین هواپیمای گیرنده سوخت و دراگو ارائه شده است. ۴. در این مقاله، روش جدیدی برای کنترل هواپیمای سوخت‌گیرنده از موقعیت شروع (قبل از اتصال) تا موقعیت نهایی (اتصال) بین پراب و دراگو، بر پایه استراتژی حسگر ترکیبی با استفاده از داده‌های دید ماشینی و GPS به همراه فیلتر کالمن بی اثر تکراری، با در نظر گرفتن اثرات هواپیمای سوخت‌دهنده (جریان گردابی) و توربولانس اتمسفر انجام شده است. در این مقاله یک سیستم کنترلی LQR بین پراب و دراگو بر اساس ترکیب بینایی ماشین و GPS برای سوخت‌گیری هوایی پیشنهاد گردید. همچنین برای نخستین بار از یک فیلتر کالمن بی اثر تکراری (بدلیل غیرخطی بودن معادلات سیستم) جهت بدست آوردن موقعیت نسبی دقیق بین هواپیمای گیرنده سوخت و دراگو با استفاده از ترکیب اطلاعات GPS و بینایی ماشین استفاده شده است. بدلیل ویژگی تخمین دقیق‌تر، استفاده از آن نسبت به فیلتر کالمن توسعه یافته، فیلتر کالمن بی اثر و فیلتر کالمن بی اثر ریشه دوم ترجیح داده شده است. با طراحی کنترل‌کننده LQR اصلاح شده با اضافه کردن فیلتر تناسبی-انتگرالی برای اطمینان از دقت و مقاوم بودن سیستم، نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که کنترل‌کننده دارای قابلیت اطمینان قوی و دقت بالاست و طرح کنترلر پیشنهادی قادر به تکمیل اتصال ایمن و دقیق بین دو هواپیما می‌باشد.

پیوست‌ها:

پارامترهای در نظر گرفته شده برای شبیه‌سازی هواپیماهای سوخت‌رسان بصورت زیر است.

الف. پارامترهای شبیه‌سازی برای هر دو هواپیما

سرعت هواپیمای سوخت‌رسانی: $180 \frac{m}{s}$

ارتفاع عملیات سوخت‌رسانی: $7010m$

برای شبیه‌سازی عددی، شرایط پرواز اولیه هواپیمای گیرنده سوخت عبارتند از:

$$x(0) = 130m, y(0) = 25m, z(0) =$$

$$30m, V(0) = 180 \frac{m}{s}, \alpha(0) =$$

$$0.03 \text{ rad}, \theta(0) = 0.02 \text{ rad}, \gamma(0) =$$

$$0 \text{ rad}, q(0) = 0 \frac{\text{rad}}{s}$$

ب. پارامترهای هواپیمای سوخت‌گیرنده

$$M=8.838 \times 10^5 \text{ kg}$$

$$S=226.03 \text{ m}^2$$

$$\bar{c} = 8.763 \text{ m}$$

$$b=39.877 \text{ m}$$

$$I_{xx} = 3.186 \times 10^4 \text{ kg} \cdot \text{m}^2, I_{yy} = 8.757 \times$$

$$10^4 \text{ kg} \cdot \text{m}^2, I_{zz} = 1.223 \times 10^5 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$I_{xz} = -546.394 \cdot \text{kg} \cdot \text{m}^2$$

پ. ضرایب آیرودینامیکی استفاده شده

$$C_{D\delta e^2} = 0.25, C_{S0} = 0, C_{D0} = 0.023,$$

$$C_{D\alpha} = 0, C_{D\alpha^2} = 0.7, C_{D\delta e} = 0$$

$$C_{S\beta} = -0.812, C_{S\delta r} = 0.184, C_{L0} = 0.1$$

$$C_{L\alpha} = 4.8, C_{L\alpha^2} = 0, C_{Lq} = 5.65, C_{L\delta r} =$$

$$0.19, C_{l0} = 0, C_{l\delta a} = -0.05, C_{l\delta r} =$$

$$0.019, C_{l\beta} = -0.177, C_{lp} = -0.312, C_{lr} =$$

$$0.1153, C_{l\delta e} = 0, C_{M0} = 0, C_{Mq} = 4.5, C_{M\alpha} =$$

$$-0.65, C_{M\delta e} = -0.57, C_{N0} = 0, C_{N\delta a} =$$

$$0.008, C_{N\delta r} = -0.076, C_{N\beta} = 0.129, C_{Np} =$$

$$-0.011 \text{ and } C_{Nr} = -0.165$$

ت. محاسبه موقعیت نسبی بین دو هواپیما

موقعیت نامی دراگو $L_{Gno}(0) = [20, 0, 10]m$ می‌باشد. از

طرفی موقعیت نسبی اولیه هواپیمای گیرنده سوخت و دراگو طبق

معادله (۱) بصورت رابطه زیر بدست می‌آید:

$$L_D(0) = [130 - 20, 25 - 0, 30 - 10] = [110, 25, 20]$$

در مرحله اول هواپیمای گیرنده سوخت به سمت موقعیت ردیابی

اولیه $r_d = [20, 0, 3]m$ حرکت می‌کند، سپس هواپیمای

گیرنده سوخت به موقعیت قبل از اتصال $r_d = [6, 0, 0]m$

حرکت می‌کند و در مرحله آخر هواپیمای گیرنده سوخت موقعیت

دقیق $r_d = [0, 0, 0]m$ است.

منابع و مراجع

- [1] Morscheck, Fabian, MO Li. Benefits and challenges of a civil air to air refuelling network analysed in a traffic simulation, IEEE/AIAA 34th Digital Avionics Systems Conference (DASC) - Prague, Czech Republic, 2015.9.13-2015.9.17.
- [2] Thomas, Peter R., et al. Advances in air to air refuelling, Progress in Aerospace sciences 71(2014), 14-35.
- [3] K. Ro and J. W. Kamman. Modeling and simulation of hose-paradrogue aerial refueling systems, J. Guid. Control Dyn. 33(1) 53-63, 2010.
- [4] Filyashkin, M.K. Approach of a tanker aircraft to the remote-controlled drogue of air to air refueling system .IEEE 4 th international conference UAV, kiev Ukraine, 2017.
- [5] Kimmet J. Valsek J. Junkins JL. Autonomous aerial refueling utilising a vision based navigation system. In: AIAA guidance, navigation, and control conference and exhibit, Monterey, CA, 2005.
- [6] Dell Aquila, Rocco V, et al. Real-time machine-vision – based position sensing system for UAV aerial refueling. Journal of Real-Time Image Processing 1. 3(2007), 213-224.
- [7] DING, Meng, Lib Wel, and Bangfeng WANG. Vision-based estimation of relative pose in autonomous aerial refueling. Chinese Journal of Aeronautics 24(2013), 807-815.
- [8] G. Campa, M. R. Napolitano and M. L. Fravolini. A simulation environment for machine vision based aerial refueling for UAV. IEEE Trans, Aerosp, Electron, Syst, vol, 44, no 4, Oct, 2008.
- [9] N. K, Philip and M. R. Ananthasayanam, Relative position and attitude estimation and control schemes for the final phase of an autonomous docking mission of spacecraft, Acta Astronautica 52(2009) 511-522.
- [10] B. Sinopoli, M. Micheli, G. Donato and T. J. Koo, Vision based navigation for an unmanned aerial vehicle, in: Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation, Seoul, South Korea, May 2012, pp. 1757-1764.
- [11] J. Kimmett, J. L. Junkins and J. Valasek Autonomous aerial refueling utilizing a vision based navigation system, Proceeding of the 2012 AIAA GNC Conference, Monterey, CA, August 2012, Paper 2012-5569.
- [12] G. Campa, M. R. Napolitano and M. L. Fravolini, Simulation Environment for Machine Vision Based Aerial Refueling for UAVs. Machine vision based aerial refueling for UAV, IEEE Trans, and Aeros. Election. Syst, vol 45, no 1, pp 138-151, Jan 2009.
- [13] Borui. Li, Chundi. Mu and Botao .Wu, A Survey of vision based autonomous aerial refueling for unmanned aerial vehicles, IEEE, International Conference on Intelligent control and Information Processing, pp 207-213, July 2017.
- [14] Hu.Zhu, Suozhong.Yuan, Qian.Shen, Vision/GPS-based docking control for the

UAV autonomous aerial refueling, IEEE, Conference, pp. 1211-1215, August 2016.

[15] Jiazheng. Wu, Huangdi. Luo, Ad Jianliang. Ai, Docking controller for autonomous aerial refueling with adaptive dynamic surface control, in IEEE Access, Vol 8, pp. 99846-99857, June 2020.

[16] Mario Luca Fravolini, Antonio Ficlo, Giampiero Campa, Marcello Rosario Napolitano, Brad Seanor, Modeling and control issues for autonomous aerial refueling for UAV using a probe – drogue refueling system, Aerospace science and technology, 8(2004)611-618.

[17] Yiheng. Liu, Honglun. Wang, Jiaxuan. Fan, Novel docking controller for Autonomous Aerial Refueling With probe direct control and learning – based preview method, Aerospace science and Technology, Sep 2019.

[18] Wang Haito, Dong Xinmin, Xue Jianping, Liu Jiaolong, Dynamic modeling of

a hose – drogue aerial refueling system and integral sliding mode backstepping control for the hose whipping phenomenon, Chinese journal of Aeronautics, March 2014.

[19] Jinrui REN, Quan QUAN, Cunjia LIU, Kai-Yuan CAI, Docking control for probe-drogue refueling, Chinese journal of Aeronautics, October 2019.

[20] S.Julier, J.Uhlmann, and H.F. Durrant-White, A New method for nonlinear transformation of means and covariances in filters and estimators, IEEE Automatic Control. Vol 45. No 3, March 2015.

[21] S.A.Banani, and M.A. Masnadi-Shirazi, A New version of unscented kalman filter (Iterated UKF), International Journal of Electrical, Computer, Energetic, Electronic and Communication Engineering Vol: 1, No: 2, 2007.

O-RRF: Receiver Fixed Reference
UKF: Unscented Kalman Filter
I-UKF: Iterated- Unscented Kalman Filter
UAV: Unmanned aerial vehicle.
SR-UKF: Square root- Unscented Kalman Filter
O-DRF: Drogue Fixed Referenc
O-ERF: Earth Fixed Reference Frame
O-TRF: Tanker Fixed Reference Frame

AAR: Air to Air refueling
LQR: Linear Quadratic Regulator
BRR: Boom-Receptacle Refueling
GPS: Global Positioning System
PDR: Prob Drogue Refueling
EKF: Extended Kalman Filter
EKF: Extended Kalman Filter
I-EKF: Iterated-Extended Kalman Filter
O-RRF: Receiver Fixed Reference
O-CRF: Camera Fixed Refere

اختصارات: