

هدایت و کنترل یکپارچه‌ی مقاوم فاز قبل از نشست ماهواره‌بر قابل استفاده‌ی مجدد VTVL با روش کنترل مد لغزشی

بابک اسدی آذغان (دانشجوی کارشناسی ارشد)

محسن فتحی جگرکندی* (دانشیار)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

مهندسی مکانیک شریف (بهار ۱۴۰۲)
دوره‌ی ۳-۳، شماره‌ی ۱، ص. ۱۳-۳، (پژوهشی)

در این پژوهش هدایت و کنترل فاز قبل از نشست فضایی‌های قابل استفاده مجدد بررسی شده است. هدف این پژوهش افزایش دقت و ایمنی سیستم هدایت و کنترل فضایی‌ها به منظور آماده‌سازی فضایی‌ها برای نشست موفق روی سطح زمین است. هدایت و کنترل یکپارچه که روش جدیدی در مقوله هدایت و کنترل است، برای هدایت فضایی‌ها در فاز ورود مجدد به جو و فاز نشست روی سطح زمین استفاده شده است. جسم بازگشتی مورد نظر، موشک فالکون ۹ است که مدل شش درجه آزادی جسم استخراج می‌شود. پیاده‌سازی سیستم هدایت و کنترل به صورت یکپارچه برای فضایی‌هایی که نوع نشست آن به صورت عمودی است، کار جدیدی در این زمینه است. کنترل‌کننده‌ی استفاده شده در این مقاله، بر اساس روش مد لغزشی است. نتایج حاصله نشان می‌دهد که هدایت و کنترل یکپارچه، نسبت به هدایت و کنترل مرسوم به دلیل حل همزمان معادلات هدایت و کنترل به صورت همزمان، میزان انحراف بالک کمتری را درخواست خواهد کرد.

واژگان کلیدی: هدایت و کنترل یکپارچه، کنترل‌کننده‌ی مد لغزشی، ماهواره‌بر قابل استفاده‌ی مجدد، موشک فالکون ۹.

babak.asham@gmail.com
fathi@sharif.edu

۱. مقدمه

بازگشت پذیر است. یکی از مهمترین مباحثی که در طراحی قوانین هدایت و کنترل مطرح است، عدم قطعیت‌های موجود در محیط، شرایط اولیه، مشخصه‌های آیرودینامیکی و ممان‌های اینرسی است. بنابراین کنترل‌کننده باید چنان طراحی شود که در برابر عدم قطعیت‌ها مقاوم باشد.

یکی از روش‌های طراحی هدایت و کنترل یکپارچه مقاوم، استفاده از کنترل مد لغزشی است. کنترل‌کننده‌ی مد لغزشی از کنترل‌کننده‌های مرسوم برای سیستم‌های غیرخطی به منظور دستیابی به پاسخ مطلوب است. نامعینی و عدم قطعیت در پارامترهای سیستم ممکن است ناشی از عدم اطمینان در پارامترهای شناسایی شده‌ی سیستم یا عدم دقت در تخمین پارامترهای سیستم باشد. در ادامه به تعریف مسئله و اهداف و نوآوری‌های این پژوهش می‌پردازیم.

از ماهواره‌برها برای حمل ماهواره یا دیگر تجهیزات فضایی در تحقیقات اتمسفری، تصویربرداری از زمین، ارتباطات و ناوبری استفاده می‌شود. استفاده از ماهواره‌برهای بازگشت‌پذیر، مؤلفه‌ی مهم در رشد تجاری صنعت فضایی است. ماهواره‌برهای بازگشت‌پذیر مزیت‌های زیادی نسبت به ماهواره‌برهای یکبار مصرف دارند؛ از جمله قابلیت اطمینان و ایمنی بیشتر، زمان برگشت سریع‌تر، تطبیق‌پذیری عملکرد بیشتر و هزینه‌ی عملیاتی کمتر.^[۱] از نظر نوع بازگشت، ماهواره‌برهای بازگشت‌پذیر را به دو دسته‌ی نشست افقی و نشست عمودی می‌توان تقسیم‌بندی کرد. از جمله مزیت‌های ماهواره‌برهای بازگشت‌پذیر با نشست عمودی عبارت است از: توانایی نشست در مکان‌های کوچک و عدم نیاز به طول باند و بازیابی سریع‌تر سیستم به دلیل این که نشست و برخاست اکثراً در یک مکان انجام می‌شود.^[۲] سیستم هدایت و کنترل، یکی از سیستم‌های مهم در فاز بازگشت یک فضایی‌ما

۱.۱. تعریف مسئله

هدف این پژوهش هدایت و کنترل شش درجه آزادی فضایی‌های بازگشت‌پذیر در فاز

* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۴۰۰/۰۸/۱۰، اصلاحیه ۱۴۰۱/۰۶/۳۰، پذیرش ۱۴۰۱/۰۷/۲۴.

DOI:10.24200/J40.2022.58323.1608

استناد به این مقاله:

اسدی آذغان، بابک و فتحی جگرکندی، محسن (۱۴۰۲). «هدایت و کنترل یکپارچه‌ی مقاوم فاز قبل از نشست ماهواره‌بر قابل استفاده‌ی مجدد VTVL با روش کنترل مد لغزشی»، مهندسی مکانیک شریف، (۱) ۳-۳۹، ص. ۱۳-۳.

نهایی است. جسم بازگشتی مورد نظر، مرحله‌ی اول موشک فالکون ۹ است و مدل شش درجه آزادی دقیقی از جسم استخراج می‌شود. موشک دومرحله‌ی فالکون ۹ پرکاربردترین موشک اسپیس ایکس است که در جولای ۲۰۱۰ برای اولین بار به فضا پرتاب شد. مرحله‌ی اول این موشک برای استفاده‌ی مجدد، پس از جدایش، در پایگاه‌های زمینی یا دریایی اسپیس ایکس به صورت عمودی فرود می‌آید.

وظیفه‌ی سیستم هدایت و کنترل در فاز نهایی، رساندن وسیله‌ی بازگشتی به هدف ثابت روی زمین است. مهم‌ترین هدف کنترلی این سیستم این است که در ارتفاع صفر، به سرعت به صفر برسد. برای هدایت و کنترل این وسیله در فاز نهایی از روش هدایت و کنترل یکپارچه استفاده می‌شود. در روش هدایت و کنترل یکپارچه، جفت‌شدگی بین هدایت و کنترل در نظر گرفته می‌شود و در نتیجه در این حالت سیستم هدایت و کنترل از تمام اطلاعات ناوبری به صورت همزمان استفاده می‌کند. عدم امکان استفاده از اطلاعات سرعت‌های زاویه‌ی بدنه و مؤلفه‌های شتاب برای تولید فرامین هدایت توسط سیستم هدایت غیریکپارچه، همچنین عدم امکان استفاده از مؤلفه‌های سرعت و موقعیت نسبی توسط سیستم کنترل غیریکپارچه، منجر به هماهنگی کمتر در الگوریتم‌های مجزا می‌شود. این در حالی است که در الگوریتم‌های یکپارچه، افزایش هماهنگی رخ داده بین هدایت و کنترل یکپارچه، منجر به افزایش دقت و کاهش خطاها می‌شود.^[۴] برای پیاده‌سازی موفق سیستم یکپارچه، کنترل‌کننده باید مقاومت کافی نسبت به عدم قطعیت‌های موجود داشته باشد. در این مقاله به منظور مقاوم‌سازی سیستم کنترل در برابر حساسیت‌ها و خطاها، از کنترل مد لغزشی استفاده می‌شود. فضایی‌های بازگشت‌پذیر یک مسیر آفلاین طراحی شده را دنبال می‌کنند. این ماهواره‌برها در فاز نهایی که دوباره وارد جو می‌شوند، به دلایل زیاد - نظیر تغییرات زیاد شرایط محیطی، وجود اغتشاشات خارجی یا خرابی یکی از عملگرها یا موتورها - ممکن است از مسیر طراحی شده فاصله بگیرند. در این حالت مسیر اولیه، مسیر مناسب و بهینه‌ی برای بازگشت نیست و بهتر است مسیر جدید به صورت آنلاین برای فضایی‌ها تعریف شود. در این پایان‌نامه برای ایجاد مسیر اولیه از نرم‌افزار GPOPS استفاده شده است و تولید مسیر به صورت آفلاین است.

بخش چهارم، معادلات استاندارد برای فضایی‌های VTVL بیان و معادلات حرکت به صورت شش‌درجه آزادی نوشته می‌شود؛ در این بخش به محدودیت‌های مسیر و محدودیت‌های فضایی‌ها نیز پرداخته شده است. در بخش پنجم پیرامون هدایت و کنترل یکپارچه، مطالبی عنوان شده و در ادامه سیستم هدایت و کنترل یکپارچه با روش کنترلی مد لغزشی طراحی شده است. بخش ششم حاوی نتایج شبیه‌سازی‌ها و صحه‌گذاری کنترل‌کننده‌ی توسعه داده شده است. در نهایت جمع‌بندی کار انجام شده صورت گرفته و پیشنهاداتی برای کارهای آینده ارائه شده است.

۲. درآمدی بر ماهواره‌بر قابل استفاده‌ی مجدد

۱.۲. مسئله‌ی ورود مجدد

فرض اولیه‌ی مسئله‌ی ورود مجدد آن است که به طور مستقل یک فضایی‌ها را از نقطه‌ی A (یعنی شرایط اولیه) تا نقطه‌ی B (یعنی شرایط نهایی) به پرواز درآورد (شکل ۱). این امر شامل تعیین مسیر پرواز (یعنی بهینه‌سازی مسیر/تولید)، تلفیق سیستم هدایت برای پیروی از مسیر مورد نظر با وجود اختلالات و خطای مدل‌های استفاده شده در محاسبات تولید خط مسیر و حفظ حالت مورد نیاز برای پیروی از آن مسیر است.

برای یک RLV که وارد فضا شده و نیاز به ورود مجدد به اتمسفر زمین دارد، نقطه‌ی A با توجه به شرایط مدار low-earth تعریف می‌شود. برای مثال، RLV ممکن است از محل فرود مورد نظر خود از ارتفاع تقریبی ۱۷۰ کیلومتری با سرعت ۲۷۸۷۰ کیلومتر در ساعت، تقریباً ۸۱۴۹ کیلومتر در مدار حرکت کند و حدوداً ۲۰٪ از محیط زمین را از نقطه‌ی حرکت تا نقطه‌ی فرود بپیماید. از آن‌جا که «ورود مجدد» دلالت بر ورود به جو زمین دارد، شرایط اولیه‌ی مناسب‌تر برای نقطه‌ی A، رابط ورودی است که با توجه به نفوذ فضایی‌ها در جو محسوس تعریف می‌شود و چون بیشتر جو در ارتفاعی کمتر از ۱۰۰ کیلومتر قرار دارد، خط کارمن به عنوان مرز بندی بین جو و فضا تعریف شده که به صورت بین‌المللی پذیرفته شده است.^{[۴] و [۵]}

۲.۲. دشواری‌های خاص هدایت و کنترل فضایی‌ها

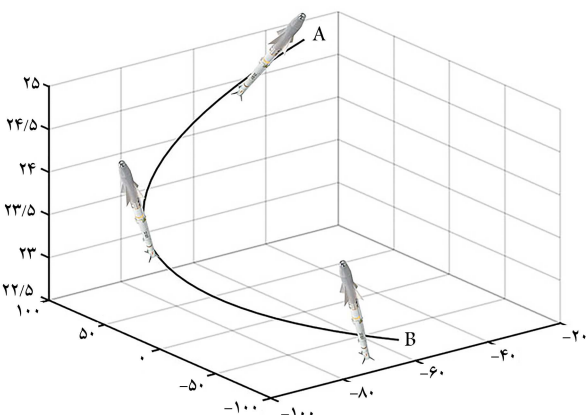
علاوه بر دینامیک پیچیده‌ی که در معادلات حرکت برای اجسام با سرعت مافوق صوت وجود دارد، جنبه‌های مختلف دیگری از مسئله‌ی ورود مجدد وجود دارند که آن را به یک مسئله‌ی هوافضای بسیار چالش برانگیز تبدیل می‌کنند. از جمله‌ی آنها می‌توان به محدودیت‌های مسیر به دلیل اثرات زیست محیطی، محدودیت‌های وضعیت و کنترل بر

۲.۱. اهداف و نوآوری‌ها

در این پژوهش از روش هدایت و کنترل یکپارچه، برای هدایت و کنترل ماهواره‌بر در فاز بازگشت استفاده خواهد شد. این روش هدایتی برای ماهواره‌بر بازگشت‌پذیری که نشست آن افقی است قبلاً پیاده‌سازی شده است. ماهواره‌بر مورد مطالعه‌ی ما موشک فالکون ۹ است که مرحله‌ی اول آن به صورت عمودی روی زمین فرود می‌آید. تمامی تحقیقات انجام شده‌ی قبلی برای هدایت ماهواره‌برهای VTVL در فاز نهایی، نوعی روش بهینه‌سازی است که سیستم هدایت و کنترل را به صورت جداگانه در نظر می‌گیرد. در این مقاله از سیستم هدایت و کنترل یکپارچه بر مبنای مد لغزشی برای دستیابی به دقت‌های مورد نیاز برای فاز نشست عمودی ماهواره‌بر استفاده شده که تاکنون در مراجع به آن پرداخته نشده است.

۳.۱. محتوای گزارش

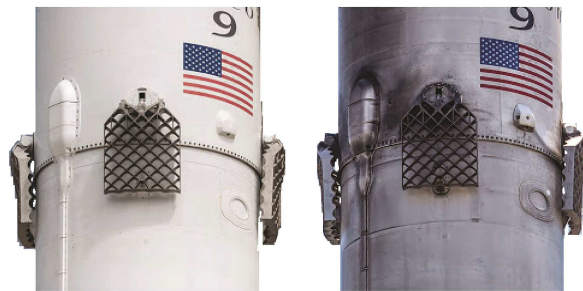
ساختار این نوشتار به این ترتیب است که پس از مقدمه در بخش اول، در بخش دوم تاریخچه‌ی ماهواره‌برهای قابل استفاده‌ی مجدد، مسئله‌ی ورود مجدد به جو زمین و دشواری‌های خاص هدایت فضایی‌ها برای ورود مجدد تشریح می‌شود. در بخش سوم به بیان برخی روش‌ها و بیان پژوهش‌های پیشین می‌پردازیم و به صورت مجزا به مطالعات انجام شده در زمینه‌ی هدایت و کنترل یکپارچه اشاره می‌کنیم. در



شکل ۱. مسئله‌ی بازگشت، تولید مسیر حرکت از نقطه‌ی A به نقطه‌ی B.^[۴]

بودن این ساختار پیشنهادی برای هدایت و کنترل نشان داده شده است.

محققان یک روش هدایت و کنترل یکپارچه با قابلیت تغییر شکل مسیر به صورت آنلاین، برای یک فضاییمای بازگشت پذیر ارائه کرده‌اند^[۱]؛ فضاییمای مطالعه شده در مطالعه‌ی یاد شده شاتل است که نوع نشست آن به صورت افقی است. برای این منظور، ابتدا یک قانون هدایت برای مسیر بازگشت به صورت آنلاین طراحی شده است که انعطاف پذیری و خودکار بودن فضاییمای را تضمین می‌کند. روش کنترلی استفاده شده در آن مطالعه مد لغزشی مرتبه دوم است که تضمین می‌کند در زمان محدود، دستورات هدایتی ایجاد شده پاسخ داده می‌شوند. در نهایت، شبیه‌سازی ۶ درجه آزادی برای فضاییمای بازگشت پذیر انجام شده که نشان می‌دهد روش هدایتی یکپارچه‌ی معرفی شده بسیار مؤثر است. در مطالعه‌ی دیگری اشاره شده است که فاصله‌ی از دست دهی به عنوان یکی از معیارهای عملکرد پرنده، به شدت تحت تأثیر زیرسیستم‌هایی مانند ناوبری، هدایت و کنترل پرنده است که در ارتباط با یکدیگر کار می‌کنند و یک حلقه‌ی بسته را تشکیل می‌دهند.^[۹] بنابراین در این پژوهش با به کارگیری کنترل مد لغزشی مرتبه دوم، هدایت و کنترل یکپارچه، طراحی شده است تا به این ترتیب دقت‌های بالاتر برای مجموعه فراهم شود. هدف اصلی این پژوهش، استفاده از کمترین اطلاعات موجود برای رهگیری مناسب هدف در حضور اغتشاشات و عدم قطعیت‌ها در حلقه‌ی آشیانه‌یاب است. در نتایج شبیه‌سازی، ۶ درجه آزادی نشان داده شده است که پایداری مجموعه و فاصله‌ی از دست دهی مناسب با اعمال هدایت و کنترل یکپارچه به دست آمده است. به منظور بهبود عملکرد فضاییمای با قابلیت استفاده‌ی مجدد، یک قانون کنترل و هدایت یکپارچه برای فاز نزدیک شدن^۲ و فاز فرود^۳ یک RLV پیشنهاد شده است.^[۱۱] با توجه به ایده‌ی هدایت مسیر مرجع^۴، دستورات زاویه‌ی حمله و زاویه‌ی بنگ با استفاده از روش کنترلی مد لغزشی طراحی می‌شوند تا خطای tracking تعقیب مسیر - مرجع را نزدیک به صفر برسانند. در این مقاله قانون هدایت و کنترل یکپارچه با استفاده از قضیه‌ی بهره‌ی کوچک^۵ برای اجرای دستورات تدوین شده و تجزیه و تحلیل نظری نشان می‌دهد این قانون ثبات کلی سیستم را تضمین می‌کند و در نهایت با شبیه‌سازی مونت کارلو مؤثر بودن طرح پیشنهادی را نشان داده است. برای طراحی قانون هدایت نیز فضاییمای را به صورت ۳ درجه آزادی مدل کرده است. مرجع^[۱۱] هدایت و کنترل یکپارچه را برای یک موشک با قابلیت هدایتی چرخش با سرش^۶، که به یک هدف زمینی دارای مانور حمله می‌کند، پیاده کرده است. روش کنترلی استفاده شده، کنترل مد لغزشی با قابلیت انعطاف پذیری مبتنی بر یک ناظر حالت غیر خطی پایدار با زمان محدود است. مدل‌سازی هدایت و کنترل به صورت سه‌بعدی انجام شده است. همچنین در این مقاله فرض ساده‌کننده‌ی منطبق بودن بردار سرعت و خط دید موشک انجام نشده است. برای جبران خطاهای محاسبه شده توسط مشاهده‌گر اختلال از آموزش شبکه‌ی عصبی سه‌لایه به صورت آنلاین استفاده شده است. در مطالعه‌ی دیگری، طراحی هدایت و کنترل یکپارچه برای برخورد موشک با یک هدف دارای مانور در حضور خرابی بالک‌های کنترلی بررسی شده است.^[۱۲] معادلات درگیری در صفحه‌ی پیچ در حضور عدم قطعیت مدل شده است. همچنین ضرایب آیرودینامیکی موشک در طول پرواز و با استفاده از داده‌های واحد اندازه‌گیری اینرسی موشک، تخمین زده می‌شود و به صورت برخط به کنترل‌کننده‌ی مقاوم پیشنهادی ارسال می‌شود. با استفاده از روش گام به عقب مد لغزشی یک قانون کنترلی تطبیقی مقاوم برای برخورد موشک به هدف طراحی می‌شود. روش کنترل مد لغزشی و روش کنترل گام به عقب که در این مقاله نیز از آن استفاده شده است، از روش‌های مرسوم مورد استفاده در طراحی هدایت و کنترل یکپارچه است. دینامیک موشک در این مقاله به صورت دوبعدی بررسی شده و از



شکل ۲. نمایش تأثیر بارهای حرارتی بر موشک فالکون ۹.^[۱]

اساس شرایط وسیله، محدودیت‌های زمانی ناشی از ماهیت پرواز با سرعت بالا و الزامات زمان محاسباتی آنلاین اشاره کرد. علت اصلی مشکلات آن است که زمانی که RLV از فضا فرود می‌آید، در تمام جو در هنگام عبور از بخش‌های زیادی از سطح زمین با محیطی دینامیک روبه‌رو می‌شود. به عبارت دیگر این وسیله هنگام پایین آمدن درون جو، با طیف وسیعی از شرایط محیطی مواجه می‌شود که تغییرات در فشار، دما، چگالی و یونیزاسیون را شامل می‌شود. این وسیله همچنین با تغییرات میدان جاذبه، شرایط آب و هوایی (به عنوان مثال، باد، بارش و غیره)، اهداف در حال حرکت (به علت حرکت چرخشی زمین) و غیره نیز روبه‌رو می‌شود. در میان همه‌ی این شرایط، دشواری‌های خاصی که بزرگترین چالش از دیدگاه هدایت و کنترل هستند، مربوط به محدودیت‌های وسیله و عدم قطعیت‌های حرکت در محیط‌هایی است که چنین نامتعادل و غیرقابل پیش‌بینی هستند. از طرفی سرعت بالای مرتبط با ورود مجدد می‌تواند بارهای حرارتی، گرانشی و فشاری را ایجاد کند که در نهایت باید توسط سیستم حفاظت گرمایی وسیله و ساختار فضاییمای تحمل شود. در شکل ۲ تأثیر بارهای حرارتی روی موشک فالکون ۹ نمایش داده شده است. چون به طور کلی RLV‌ها به علت الزامات نیروی پیش‌رانش برای دسترسی به فضا، در اندازه، استحکام و جرم محدودند، مسیر باید برای کمینه‌سازی این بارها طراحی شود یا حداقل از محدوده‌های عملیاتی تجاوز نکند.

۳. مرور کارهای انجام شده

پس از دهه‌ی هفتاد میلادی، مطالعات گسترده‌ی در زمینه‌ی هدایت و کنترل یکپارچه صورت گرفته است. در یکی از نخستین مقالات منتشره در این زمینه^[۶]، مسئله‌ی هدایت و کنترل یکپارچه به صورت صفحه‌ی و بر اساس نظریه‌ی بازی‌ها بررسی شده است. در مطالعه‌ی دیگر^[۷] نیز، هدایت و کنترل یکپارچه برای پرنده‌ی آشیانه‌یاب پیاده‌سازی و اشاره شده است که هنگامی که از هدایت و کنترل به صورت جداگانه استفاده می‌شود، بهینه‌سازی عملکرد سخت خواهد بود. در این مرجع دو روش هدایت و کنترل معمول و یکپارچه با یکدیگر مقایسه و با بررسی نتایج نشان داده شده است که دقت مجموع در هدایت و کنترل یکپارچه بالاتر است. در پیشنهادی که برای ساختار هدایت و کنترل یکپارچه به منظور تولید مسیر جدید فرود ماهواره بر بازگشت پذیر در هنگام تغییر محل فرود ارائه شده^[۸]، ابتدا یک مسیر آفلاین مبتنی بر روش حدس شبه طیفی^۱ طراحی شده است. سپس مسیر به دست آمده به عنوان مقدار اولیه برای بهینه‌سازی مسیر آنلاین مورد استفاده قرار گرفته و نشان داده شده است که برای مسیر به دست آمده از این روش، سیستم هدایت دارای مقاومت کافی در برابر اختلالات اولیه‌ی مسیر بازگشت است. علاوه بر این کنترل‌کننده‌ی مد لغزشی مرتبه دوم برای کنترل وضعیت ماهواره با وجود عدم قطعیت‌های پارامتری مدل و اغتشاشات خارجی ناشناخته پیشنهاد شده است. در نهایت، با شبیه‌سازی عددی ۶ درجه آزادی، مؤثر

$$\begin{aligned} \omega_e^\top (R_e + h) \cos \theta (\sin \gamma \cos \theta - \cos \gamma \sin \theta \cos \psi) \\ \dot{\psi} = \frac{L \sin \sigma + D \sin \beta \cos \sigma + Y \cos \beta \cos \sigma}{mV \cos \gamma} + \\ \frac{V}{(R_e + h) \cos \gamma \sin \psi \tan \theta} - \omega_e (\tan \gamma \cos \theta \cos \psi - \sin \theta) \\ + \frac{\omega_e^\top (R_e + h) \sin \theta \cos \theta \sin \psi}{V \cos \gamma} \end{aligned} \quad (1)$$

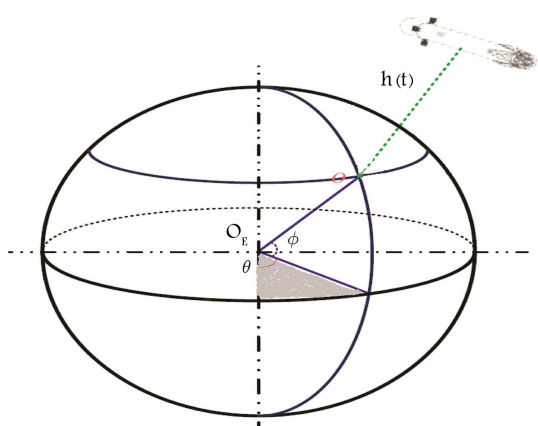
دستگاه مختصات استفاده شده برای طول و عرض جغرافیایی و ارتفاع در شکل ۴ نشان داده شده است که در آن V سرعت، m جرم، γ زاویه‌ی مسیر، ψ زاویه‌ی سمت h ارتفاع^{۱۱} و R_e شعاع زمین است؛ همچنین ω_e بیان‌کننده‌ی سرعت دورانی زمین، Y معرف نیروی جانبی وارد شده بر موشک است. g نیز شتاب گرانشی زمین و تابعی از ارتفاع موشک است و مطابق رابطه‌ی ۲ به دست می‌آید:

$$g = \frac{\mu}{(R_e + h)^2} \quad (2)$$

که در آن μ ثابت گرانشی زمین و مقدار آن $3.986004418 \times 10^{14} \frac{m^3}{s^2}$ است. عبارات θ و ϕ به ترتیب نشانگر طول و عرض جغرافیایی اند و L و D نیز معرف نیروی بر^{۱۲} و نیروی پسا^{۱۳} هستند. معادلات سینماتیک حرکت دورانی در روابط ۳ و ۵ و معادلات دینامیکی VTVL در روابط ۴ و ۵ نشان داده شده است.

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{J_{zz} M_x}{J_{xx} J_{zz} - J_{xz}^2} + \frac{J_{xz} M_z}{J_{xx} J_{zz} - J_{xz}^2} + \frac{(J_{xx} - J_{yy} + J_{zz}) J_{xz}}{J_{xx} J_{zz} - J_{xz}^2} p \\ &+ \frac{(J_{yy} - J_{zz}) J_{zz} - J_{xz}^2}{J_{xx} J_{zz} - J_{xz}^2} qr \\ \dot{q} &= \frac{M_y}{J_{yy}} + \frac{J_{xz} (r^\top - p^\top)}{J_{yy}} + \frac{J_{zz} - J_{xx}}{J_{yy}} pr \\ \dot{r} &= \frac{J_{xz} M_x}{J_{xx} J_{zz} - J_{xz}^2} + \frac{J_{xx} M_z}{J_{xx} J_{zz} - J_{xz}^2} + \\ &\frac{(J_{xx} - J_{yy}) I_{xx} + J_{xz}^2}{J_{xx} J_{zz} - J_{xz}^2} pq + \frac{(J_{yy} - J_{xx} - J_{zz})}{J_{xx} J_{zz} - J_{xz}^2} qr \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= -p \cos \alpha \tan \beta + q - r \sin \alpha \tan \beta + \\ &\frac{\sin \sigma}{\cos \beta} [\dot{\psi} \cos \gamma - \dot{\phi} \sin \psi \sin \gamma + \\ &(\dot{\theta} + \omega_e)(\cos \phi \cos \psi \sin \gamma - \sin \phi \cos \gamma)] \\ &- \frac{\cos \sigma}{\cos \beta} [\dot{\gamma} - \dot{\phi} \cos \psi - (\dot{\theta} + \omega_e) \cos \phi \sin \psi] \end{aligned}$$



شکل ۴. دستگاه مختصات استفاده شده برای طول و عرض جغرافیایی و ارتفاع.

نیروی تراست و تغییرات سرعت رهگیر صرف نظر شده است. محققان برای ماهواره‌بر بازگشت‌پذیر به جو، یک روش کنترلی قابل تنظیم مجدد و هدایت تطبیقی با رویکرد تغییر مسیر ارائه کرده‌اند^[۱۳] و نشان داده‌اند که هنگام خرابی یکی از عملگرها، در برخی موارد پیکربندی مجدد حلقه‌ی کنترلی به تنهایی می‌تواند ماهواره‌بر را باز یابی کند. در این روش زمانی که سیر مسیر مرجع، با توجه به وضعیت جدید پیش آمده برای ماهواره‌بر محقق نشود، سیستم هدایت مسیر جدید را سریعاً تولید می‌کند و تلاش می‌کند که بازگشت ایمن ماهواره‌بر را تضمین کند. روش کنترلی استفاده شده در این مرجع PID است.

۴. مدل‌سازی دینامیک فضاپیماهای VTVL

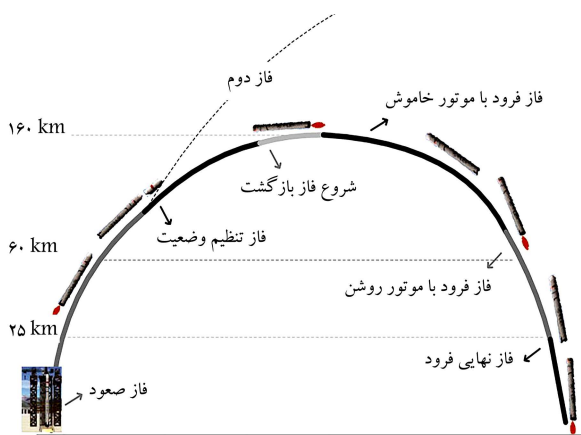
در این بخش، معادله‌ی حرکت مرحله‌ی اول موشک فالکون ۹ مورد مطالعه قرار گرفته است. پروفایل مأموریت کل مرحله‌ی پرواز برای یک VTVL در شکل ۳ نشان داده شده است.

با توجه به شکل ۳، موشک VTVL برای کاهش سرعت و فرود روی زمین با دقت بالا، لازم است در سه مرحله موتورهای اصلی را روشن کند. با این حال در میان این مراحل پرواز، فاز ورود مجدد به جو به دلیل اختلالات دینامیکی بزرگ، غیر خطی بودن، جفت بودن معادلات، عدم قطعیت پارامترها و اغتشاشات خارجی یکی از مهمترین فازهاست. در بخش بعد به طراحی سیستم کنترل وضعیت ماهواره‌بر برای فاز ورود مجدد می‌پردازیم.

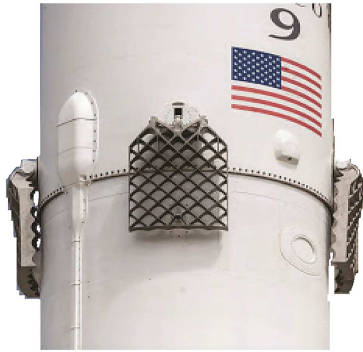
۱.۱.۴. فاز ورود مجدد به جو

معادلات سینماتیکی حرکت انتقالی VTVL در مرحله‌ی ورود مجدد مطابق رابطه‌ی ۱ است^[۱۴]:

$$\begin{aligned} \dot{h} &= V \sin \gamma \\ \dot{\phi} &= \frac{V \cos \gamma \sin \psi}{(R_e + h) \cos \theta} \\ \dot{\theta} &= \frac{V}{(R_e + h)} \cos \theta \cos \psi \\ \dot{V} &= \frac{(Y \sin \beta - D \cos \beta)}{m} - g \sin \gamma + \end{aligned}$$



شکل ۳. پروفایل مأموریت یک ماهواره‌بر VTVL.^[۱۴]



شکل ۵. بال‌های مشبک موشک فالگون ۹ [۱۴]

۵. هدایت و کنترل یکپارچه

در این بخش مسئله‌ی هدایت و کنترل فضاپیما به صورت یکپارچه، بررسی خواهد شد. روش یکپارچه، برخلاف روش‌های کلاسیک کنترلی، با تلفیق معادلات سینماتیکی و دینامیکی و استخراج یک فضای حالت به صورت مدل‌سازی یکپارچه، با مسئله‌ی طراحی هدایت و کنترل برخورد می‌کند. در ادامه ابتدا تفاوت دو رویکرد هدایت و کنترل مرسوم، با هدایت و کنترل یکپارچه را شرح می‌دهیم و سپس معادلات حاکم بر هدایت و کنترل یکپارچه و دینامیک وسیله ارائه خواهد شد.

۱.۵. تفاوت هدایت و کنترل یکپارچه با روش مرسوم

در این بخش ابتدا یک تعریف کلی از هدایت و کنترل یکپارچه ارائه می‌دهیم و سپس به تفاوت هدایت و کنترل یکپارچه با هدایت و کنترل مرسوم می‌پردازیم. در بعضی از مراجع یکپارچه بودن هدایت و کنترل به معنای حل معادلات همزمان هدایت و کنترل است که تولید مسیر حرکت، بخشی از خروجی این سیستم یکپارچه است. مثلاً در مطالعاتی که مسئله‌ی هدایت و کنترل یکپارچه را برای موشک آشیانه‌یاب پیاده‌سازی کرده‌اند [۹، ۱۰]، مسیر حرکت به صورت آنلاین در هر لحظه توسط سیستم هدایت و کنترل یکپارچه به دست می‌آید. در مراجعی که سیستم هدایت و کنترل یکپارچه را برای مسئله‌ی هدایت و کنترل شتاب یا سرعت نیست [۱۷] پیاده‌سازی کرده‌اند، منظور از هدایت و کنترل یکپارچه حل همزمان معادلات مربوط به هدایت و کنترل است و مسیر جسم توسط سیستم دیگری به صورت آفلاین یا آنلاین محاسبه می‌شود. وظیفه‌ی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه در این حالت، قرار دادن فضاپیما روی مسیر طراحی شده و حفظ پایداری استاتیکی و دینامیکی فضاپیماست. در مطالعات قبلی [۱۱] ابتدا از مسیر آفلاین برای هدایت و کنترل یکپارچه ماهواره بر شاتل استفاده شده و سپس سیستم طراحی مسیر را به صورت آفلاین به کار برده‌اند تا مواقعی که فضاپیما از مسیر طراحی شده‌ی اولیه فاصله زیادی گرفته باشد، طراحی مسیر دوباره انجام شود. شکل ۶ شماتیک روش مرسوم هدایت و کنترل را نشان می‌دهد.

در روش مرسوم، هر یک از ۳ زیرسیستم بیان شده در بالا، طراحی و سپس با یکدیگر تلفیق می‌شوند. پس از آن در صورتی که عملکرد کلی سیستم رضایت‌بخش نباشد، طراحی زیرسامانه‌ها تا رسیدن به عملکرد مطلوب کل سیستم، دوباره انجام می‌شود. نکته‌یی که وجود دارد این است که تولید فرامین شتاب در زیرسیستم هدایت همواره با فرض ایده‌آل بودن سیستم کنترل و پاسخ سریع آن همراه است که این فرض در چند ثانیه‌ی آخر پرواز اعتبار خود را از دست می‌دهد. چنان که اشاره شد، به دلیل عدم اعتبار فرض ایده‌آل بودن سیستم کنترل،

$$\begin{aligned} \dot{\beta} &= \sin \sigma [\dot{\gamma} - \dot{\phi} \cos \psi + (\dot{\theta} + \omega_e) \cos \phi \sin \psi] \\ &+ \cos \sigma [\dot{\psi} \cos \gamma - \dot{\phi} \sin \psi \sin \gamma \\ &- (\dot{\theta} + \omega_e)(\cos \phi \cos \psi \sin \gamma - \sin \phi \cos \gamma)] \\ &+ p \sin \alpha - r \cos \alpha \\ \dot{\sigma} &= -p \cos \alpha \cos \beta - q \sin \beta - r \sin \alpha \cos \beta + \\ &\dot{\alpha} \sin \beta - \dot{\psi} \sin \gamma - \dot{\phi} \sin \psi \cos \gamma + \\ &(\dot{\theta} + \omega_e)[\cos \phi \cos \psi \cos \gamma + \sin \phi \sin \gamma] \end{aligned} \quad (۴)$$

که در آن $J_{ij}(i = x, y, z; j = x, y, z)$ همان اینرسی موشک است و $M_i(i = x, y, z)$ بیان‌کننده‌ی ممان‌های آیرودینامیکی roll، pitch و yaw هستند. p, q, r سرعت زاویه‌ی حرکت roll، pitch و yaw را نشان می‌دهد. α, β و σ به ترتیب معرف زاویه‌ی حمله^{۱۴}، زاویه‌ی سمت^{۱۵} و زاویه‌ی گردش موشک^{۱۶} هستند. نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی را چنین محاسبه می‌کنیم:

$$\begin{aligned} L &= (C_{L_0} + C_L^\alpha \alpha + C_L^{\delta_e} \delta_e) q_0 S_r L_r \\ D &= (C_{D_0} + C_D^\alpha \alpha + C_D^{\alpha^2} \alpha^2) q_0 S_r L_r \\ Y &= (C_{L_0} - C_L^\alpha \beta - C_L^{\delta_e} \delta_e) q_0 S_r L_r \end{aligned} \quad (۵)$$

$$\begin{aligned} M_x &= \left(\frac{m_x^p L_r}{V} + m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_a} \delta_a \right) q_0 S_r L_r \\ M_y &= \left(\frac{m_y^p L_r}{V} + m_y^\alpha \alpha + m_y^{\delta_e} \delta_e \right) q_0 S_r L_r \\ M_z &= \left(\frac{m_z^r L_r}{V} + m_z^\beta \beta + m_z^{\delta_r} \delta_r \right) q_0 S_r L_r \end{aligned} \quad (۶)$$

که در آن S_r سطح و L_r طول مرجع تعریف شده برای موشک است. C_{L_0} ، C_L^α و $C_L^{\delta_e}$ ضرایب ثابت نیروی برآ و C_{D_0} ، C_D^α و $C_D^{\alpha^2}$ ضرایب ثابت نیروی پسا هستند. m_x^p ، m_y^q و m_z^r ضرایب میرایی گشتاورهای roll، pitch و yaw و نیز m_x^β ، m_y^α و m_z^β ضرایب پایداری استاتیکی گشتاورها هستند. همچنین $m_x^{\delta_a}$ ، $m_y^{\delta_e}$ و $m_z^{\delta_r}$ ضرایب کنترلی گشتاورها را نشان می‌دهند. در رابطه‌ی ۶، q_0 فشار دینامیکی را نشان می‌دهد و مطابق رابطه‌ی ۷ قابل محاسبه است:

$$q_0 = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (۷)$$

که در آن ρ چگالی هوا را نشان می‌دهد. برای به دست آوردن چگالی هوا از رابطه‌ی ۸ استفاده شده است [۱۵]:

$$\rho = \rho_0 e^{\frac{-h}{h_0}} \quad (۸)$$

پارامترهای δ_e و δ_r معادل زاویه‌های بال‌های مشبک در سه کانال مجزا هستند که برای کنترل کانال‌های roll، pitch و yaw کاربرد دارند. تصویر بال‌های مشبک در شکل ۵ نشان داده شده است؛ چنان که مشاهده می‌شود چهار زاویه‌ی پره‌های مشبک δ_1 ، δ_2 ، δ_3 و δ_4 مطابق آنچه که در رابطه‌ی ۹ آمده، قابل تبدیل به زوایای δ_e و δ_r هستند:

$$\begin{aligned} \delta_e &= \frac{\delta_3 + \delta_4 - \delta_1 - \delta_2}{4} \\ \delta_r &= \frac{\delta_1 + \delta_2 - \delta_3 - \delta_4}{4} \\ \delta_a &= \frac{\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4}{4} \end{aligned} \quad (۹)$$

که در آن $x \in \mathbb{R}^m$ همچنین فرض می‌شود تابع پیوسته مثبت معین V^{1^a} وجود داشته باشد به طوری که:

$$\dot{V}(x) + c[V(x)]^a \leq 0 \quad (11)$$

که در آن $c > 0$ و $a \in (0, 1)$ می‌توان نتیجه گرفت که مبدأ $(x = 0)$ پایدار 2° است. همچنین زمان همگرایی 2^1 برای هر مقدار اولیه مانند x_0 از رابطه‌ی ۱۲ محاسبه می‌شود:

$$T(x_0) \leq \frac{[V(x_0)]^{1-a}}{c(1-a)} \quad (12)$$

لم ۲

برای سیستم چندمتغیره‌ی ۱۳ داریم:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= -k_1 \frac{x_1}{\|x_1\|^{\frac{1}{\tau}}} - k_2 x_1 + x_2 + \Delta_1 \\ \dot{x}_2 &= -k_2 \frac{x_1}{\|x_1\|} - k_2 x_1 + \Delta_2 \end{aligned} \quad (13)$$

که در آن $x_1, x_2 \in \mathbb{R}^m$ و $\Delta_1, \Delta_2 \in \mathbb{R}^m$ عدم قطعیت 2^2 مورد قبول Δ_1 و Δ_2 توسط اعداد ثابت δ_1, δ_2 و به صورت $\|\Delta_1\| \leq \delta_1 \|x_1\|$ و $\|\Delta_2\| \leq \delta_2$ محدود شده‌اند. در صورت برقراری شرایط زیر بردارهای x_1 و x_2 در زمانی محدود، به صفر همگرا می‌شوند:

$$\begin{aligned} k_1 &> \sqrt{2\delta_2}, \quad k_2 > 2\delta_1, \quad k_3 > \max(k_2^\Omega, k_2^\psi), \\ k_2 &> \max(k_2^\Omega, k_2^\psi) \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} k_2^\Omega &= 3\delta_2 + \frac{2\delta_2^\tau}{k_1^\tau} \\ k_2^\psi &= \frac{9(k_1\delta_1)^\tau}{16k_2(k_2 - 2\delta_1)} + \frac{k_1^\tau - 4k_1^\tau k_2 + 2k_2\delta_2}{2(k_2 - 2\delta_1)} \\ k_2^\Omega &= \frac{(1/5k_1^\tau k_2 + 3k_2\delta_2)^\tau}{k_1^\tau k_2 - 2\delta_2^\tau - 3k_1^\tau \delta_2} + 2k_2^\tau + \frac{3}{2}k_2\delta_1 \\ k_2^\psi &= \frac{\alpha_1}{\alpha_2(k_2 - 2\delta_1)} + \frac{k_2\delta_1(4k_2 + \delta_1)}{4(k_2 - 2\delta_1)} \\ \alpha_1 &= \frac{9(k_1\delta_1)^\tau(k_2 + 0.5\delta_1)^\tau}{16k_2^\tau} \\ \alpha_2 &= k_2(k_2 + 2k_1^\tau - \delta_2) - (2k_2 + 0.5k_1^\tau)\delta_1 - \frac{(k_1\delta_1)^\tau}{16k_2} \end{aligned}$$

علاوه بر لم ۱ و لم ۲ قضیه‌ی ۱ برای طراحی کنترل چندمتغیره و مشاهده‌گر اغتشاش مورد نیاز است.

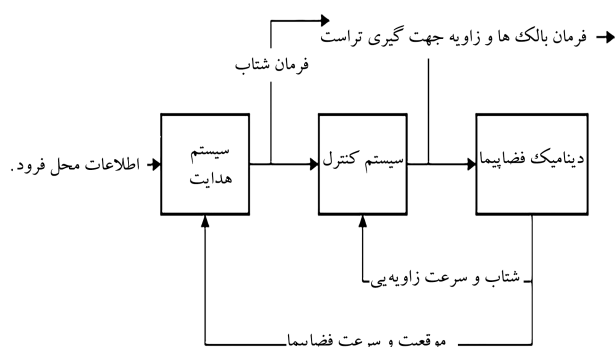
قضیه ۱

فرض کنید پارامترهای نامشخص Δ_1 و Δ_2 با مقادیر ثابت δ_1 و δ_2 به صورت $\|\Delta_1\| \leq \delta_1$ و $\|\Delta_2\| \leq \delta_2$ محدود شده‌اند. جواب معادله به صورت کلی محدود است اگر:

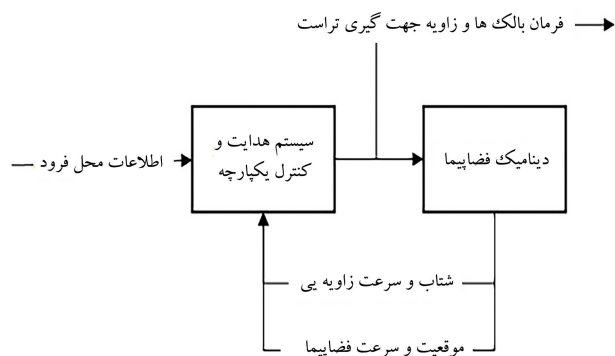
$$0.5 < p < 1 \quad k_1 > 0 \quad k_2 > 0$$

همچنین x_1 و x_2 در زمان محدود به صفر همگرا می‌شوند اگر $\Delta_1 = \Delta_2 = 0$.

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= -k_1 \|x_1\|^{p-1} x_1 + x_2 + \Delta_1 \\ \dot{x}_2 &= -k_2 p \|x_1\|^{2(p-1)} x_1 + \Delta_2 \end{aligned}$$



شکل ۶. شماتیک روش مرسوم هدایت و کنترل.



شکل ۷. شماتیک روش هدایت و کنترل یکپارچه.

روش مرسوم طراحی هدایت و کنترل در لحظات انتهایی پرواز به کارایی مطلوبی دست نمی‌یابد. از سوی دیگر در توسعه‌ی سیستم‌های مدرن به فضاییماهایی با دقت بالا نیاز است که برای رسیدن به چنین عملکردی باید از تعاملات میان اجزای فضاییما استفاده کرد و با استفاده از هم‌افزایی به وجود آمده، به عملکرد مناسب فضاییما دست یافت. با این هدف، پس از سال‌ها کار روی روش‌های مختلف هدایت و کنترل برای بهبود عملکرد وسایل پرنده، هدایت و کنترل یکپارچه پیشنهاد شد. در شکل ۷ شماتیک این روش نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود، در این روش برای تولید فرمان عملگرها از متغیرهای نسبی فضاییما و اطلاعات محل فرود و دینامیک داخلی فضاییما (متغیرهای حالت کنترلی)، به صورت همزمان استفاده می‌شود. طراحی جداگانه‌ی هدایت و کنترل ممکن است در مواردی که در لحظات پایانی پرواز، مسیر جدیدی توسط سیستم هدایت ایجاد می‌شود، منجر به شکست در فرود موفق شود. اما با استفاده از رویکرد هدایت و کنترل یکپارچه، به دینامیک مسئله و محدودیت‌های عملگرها به صورت کامل توجه می‌شود.

۲.۵. طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه

در این بخش چند لم و قضیه‌ی مفید را معرفی می‌کنیم که در طراحی کنترل‌کننده‌ی چند متغیره و مشاهده‌گر اغتشاش 1^8 استفاده شده است. ^[۱۶]

لم ۱

سیستم 1^0 را در نظر بگیرید:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x) \\ f(0) &= 0 \end{aligned} \quad (10)$$

۴.۵. طراحی کنترل وضعیت و مشاهدهگر اغتشاش

از روش گفته شده برای طراحی کنترل کننده وضعیت استفاده می‌کنیم. به گونه‌ی که فرمان هدایتی $\theta^* = [\alpha_{cmd}, \beta_{cmd}, \sigma_{cmd}]$ را با زوایای وضعیت θ در زمان محدود و در حضور عدم قطعیت‌های ΔF و ΔD می‌توان پیگیری کرد. سیستم‌های (۱۰ و ۱۱) و (۶) را می‌توان به عنوان سیستم چندمتغیره‌ی زنجیره‌ی ۲۵ در نظر گرفت. طرح کنترل وضعیت پیشنهاد شده از دو حلقه‌ی کنترلی تو در تو تشکیل شده است. برای حلقه‌ی داخلی، ω به عنوان ورودی کنترل مجازی ۲۶ انتخاب می‌شود که برای ایجاد $\theta \rightarrow (\theta - \theta^*)$ در زمان محدود طراحی شده است.

برای حلقه بیرونی، M ورودی واقعی ۲۷ با هدف دست‌یابی به $\omega \rightarrow (\omega - \omega^*)$ در زمان محدود است. در این راستا خطاهای ردیابی σ_o و σ_i را به صورت سیستم چندمتغیره‌ی زنجیره‌ی بازنویسی می‌کنیم:

$$\dot{\sigma}_o = R\omega^* + R\sigma_i - \dot{\theta}^* + \Delta F_1 \quad (20)$$

$$\dot{\sigma}_i = -I^{-1}\Omega I\omega - \dot{\omega}^* + I^{-1}M + \Delta F_2 \quad (21)$$

که در آن $\Delta F_1 = \Delta F$ ، $\Delta F_2 = I^{-1}\Delta F$ و ω^* بیان‌گر نرخ زاویه‌های وضعیت مورد نظر است.

فرض ۱

برای سیستم (۱۵ و ۱۶) و (۶) فرض می‌کنیم ΔF_1 و ΔF_2 مشتق‌پذیر ۲۸ و پیوسته ۲۹ باشند و پارامترهای مشخص و ثابت δ_1 و δ_2 وجود دارند به طوری که:

$$\|\dot{\Delta F}_1\| \leq \delta_1 \quad \|\dot{\Delta F}_2\| \leq \delta_2$$

کنترل کننده‌ی چندمتغیره و مشاهدهگر اغتشاش پیشنهادی برای سیستم زنجیره‌ی وضعیت فضاپیما را می‌توان با قضیه‌ی ۲ خلاصه کرد:

قضیه‌ی ۲

برای سیستم ۲۰ و ۲۱ کنترل کننده‌های حلقه‌ی داخلی و حلقه‌ی بیرونی و مشاهدهگر اغتشاش به شرح زیر طراحی شده‌اند: مشاهدهگر اغتشاش حلقه‌ی بیرونی:

$$\begin{aligned} \dot{z}_1^o &= -k_1^o \frac{e_1^o}{\|e_1^o\|^{\frac{1}{2}}} - k_2^o e_1^o + (R\omega^* + R\sigma_i - \dot{\theta}^*) \\ \dot{z}_2^o &= -k_2^o \frac{e_1^o}{\|e_1^o\|} - k_2^o e_1^o \end{aligned} \quad (22)$$

کنترل کننده‌ی وضعیت حلقه‌ی بیرونی:

$$\begin{aligned} R\omega^* &= \dot{\theta}^* - K_1^o \|\sigma_o\|^{p-1} \sigma_o + x_2^o - \tilde{\Delta F}_1 \\ \dot{x}_2^o &= -K_2^o p \|\sigma_o\|^{(p-1)} \sigma_o \end{aligned} \quad (23)$$

مشاهدهگر اغتشاش حلقه‌ی داخلی:

$$\begin{aligned} \dot{z}_1^i &= -k_1^i \frac{e_1^i}{\|e_1^i\|^{\frac{1}{2}}} - k_2^i e_1^i + z_2^i \\ &\quad + (-I^{-1}\Omega I\omega - \dot{\omega}^* + I^{-1}M) \\ z_2^i &= -k_2^i \frac{e_1^i}{\|e_1^i\|} - k_2^i e_1^i \end{aligned} \quad (24)$$

۳.۵. مدل سازی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه

از آنجا که حرکت چرخشی RLV ها بسیار سریع تر از حرکت انتقالی آنهاست، از پارامترهای مربوط به حرکت انتقالی و سرعت دورانی زمین در طراحی سیستم کنترل وضعیت صرف نظر می‌کنیم. [۱۷] معادلات چرخشی ساده شده چنین توصیف می‌شوند:

$$\dot{\theta} = R\omega + \Delta F \quad (15)$$

$$I\dot{\omega} = -\Omega I\omega + M + \Delta D \quad (16)$$

ΔD عدم قطعیت پارامترها و اغتشاش‌های خارجی نامشخص را نشان می‌دهد. ماتریس‌های $I, \Omega, R \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ مطابق روابط ۱۷ تعریف می‌شوند:

$$\begin{aligned} I &= \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \\ \Omega &= \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \\ R &= \begin{bmatrix} -\cos \alpha \tan \beta & 1 & -\sin \alpha \tan \beta \\ \sin \alpha & 0 & 1 \\ -\cos \alpha \cos \beta & -\sin \beta & -\sin \alpha \cos \beta \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (17)$$

طراحی کنترل کننده بر اساس ساختار دو حلقه‌ی ۲۳ است که در آن حلقه‌ی بیرونی سرعت زاویه‌ی مورد نیاز و حلقه داخلی دستورات کنترلی گشتاوری ۲۴ را تولید می‌کنند. روش یکپارچه، برخلاف روش‌های کلاسیک کنترلی، با تلفیق معادلات سینماتیکی و دینامیکی و استخراج یک فضای حالت به صورت مدل سازی یکپارچه، با مسئله‌ی طراحی هدایت و کنترل برخورد می‌کند. با توجه به رابطه‌های ۱۵ تا ۱۷ روابط حالت سیستم هدایت و کنترل یکپارچه را با تعریف متغیرهای حالت به صورت $X = [\alpha, \beta, \sigma, p, q, r]$ می‌توان نوشت:

$$\begin{aligned} x_1 &= \alpha \quad x_2 = \beta \quad x_3 = \sigma \\ x_4 &= p \quad x_5 = q \quad x_6 = r \end{aligned} \quad (18)$$

در نهایت روابط حالت سیستم هدایت و کنترل یکپارچه به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= -x_3 \cos x_1 \tan x_2 + x_5 \\ &\quad - x_6 \sin x_1 \tan x_2 + \Delta f_1 \\ \dot{x}_2 &= x_3 \sin x_1 + x_6 + \Delta f_2 \\ \dot{x}_3 &= -x_3 \cos x_1 \cos x_2 \\ &\quad - x_5 \sin x_2 - x_6 \sin x_1 \cos x_2 + \Delta f_3 \\ \dot{x}_4 &= (I_{yy} x_5 x_6 - I_{zz} x_5 x_6 + D_1 + M_l) \frac{1}{I_{xx}} \\ \dot{x}_5 &= (-I_{xx} x_4 x_6 + D_2 + M_m) \frac{1}{I_{yy}} \\ \dot{x}_6 &= (I_{xx} x_4 x_5 - I_{yy} x_4 x_5 + D_3 + M_n) \frac{1}{I_{zz}} \end{aligned} \quad (19)$$

کنترل‌کننده‌ی وضعیت حلقه‌ی داخلی:

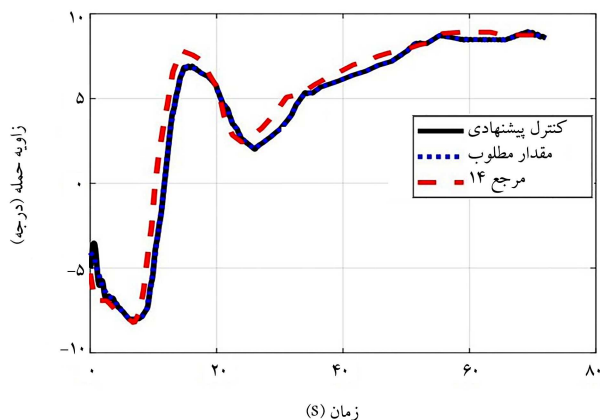
$$I^{-1}M = -(-I^{-1}\Omega I\omega - \dot{\omega}^*)$$

$$-K_{\sigma}^i \|\sigma_i\|^{p-1} \sigma_i + x_{\tau}^I - \hat{\Delta}F_{\tau}$$

$$\dot{x}_{\tau}^I = -K_{\tau}^i p \|\sigma_i\|^{p-1} \sigma_i \quad (25)$$

که: $e_{1^j} = z_{1^j} - \sigma_i (j = i, o)$ و $\hat{\Delta}F_{\tau} = z_{\tau}^i$, $\hat{\Delta}F_{\tau} = z_{\tau}^o$

اگر فرض ۱ صادق باشد در این صورت σ_i و σ_o در زمان محدودی به سمت صفر همگرا می‌شوند.



شکل ۸. مقایسه‌ی خروجی سیستم هدایت و روش FxTES و عملکرد سیستم کنترل طراحی شده.

۶. شبیه‌سازی و مقایسه‌ی نتایج

۶.۱. فاز ورود مجدد به جو

محققان یک روش کنترل مد لغزشی ترمینال سریع غیرتکین با ناظر حالت زمان ثابت برای یک ماهواره‌بر بازگشت‌پذیر VTVL در حضور آشفتگی و عدم قطعیت‌ها پیشنهاد داده‌اند.^[۱۴] مقادیر عددی پارامترهای VTVL در مطالعه‌ی مطرح شده^[۱۴] آورده شده است. در این فاز جرم ماهواره‌بر تقریباً ثابت است چون تمامی موتورهای آن در طول پرواز خاموش است و از بالک‌های مشبک برای کنترل وضعیت استفاده می‌کند. به همین دلیل می‌توانیم فرض کنیم که پارامترهای مرتبط با ممان‌های اینرسی نیز ثابت‌اند. پارامترهای شرایط اولیه‌ی شروع فاز ورود مجدد به صورت جدول ۱ هستند.

زمان شبیه‌سازی ۷۲ ثانیه و گام زمانی نمونه‌برداری ۵ms است. مقادیر عددی پارامترهای محدودیت‌های مسیر در جدول ۲ قید شده است.

برای ضرایب آیرودینامیکی 20% بایاس، برای مقادیر ممان اینرسی 20% بایاس و برای جرم VTVL عدم قطعیت فرض شده است. نتایج شبیه‌سازی برای فاز ورود مجدد به جو در شکل ۸ نشان داده شده است.

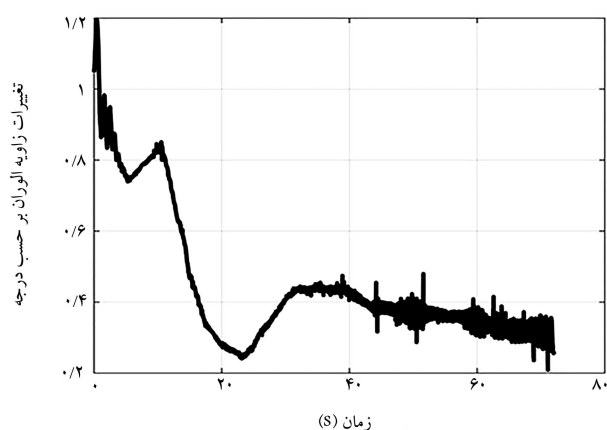
در شکل ۸ زاویه‌ی α فضاییما را در طول زمان پرواز نشان می‌دهد. در این شکل خط قرمز رنگ (-) مسیر استفاده شده در مطالعه مذکور^[۱۴] است.

جدول ۱. شرایط اولیه شروع فاز ورود مجدد.

مقدار	مشخصه	مقدار	مشخصه
-۵	α°	۲۵۰۰۰	h(m)
-۲	β°	-۴۷	ϕ°
-۰/۲۵	σ°	-۴۷/۱۵	θ°
$-۸/۲۳۹۷e^{-۲}$	$p^\circ (\frac{1}{s})$	۱۱۸۰	$V(\frac{m}{s})$
$-۰/۰۰۵۳$	$q^\circ (\frac{1}{s})$	-۴۱	γ°
$-۱/۵۹۶۹e^{-۴}$	$r^\circ (\frac{1}{s})$	۰	ψ°

جدول ۲. پارامترهای محدودیت مسیر.

مقدار	مشخصه
۳۴۰۰۰	$q_{\max}(\frac{N}{m^2})$
۲۵۰۰۰	$\dot{Q}_{\max}(\frac{kW}{m^2})$
۱	n_{\max}
۱°	$\alpha_{\max}(\text{deg})$

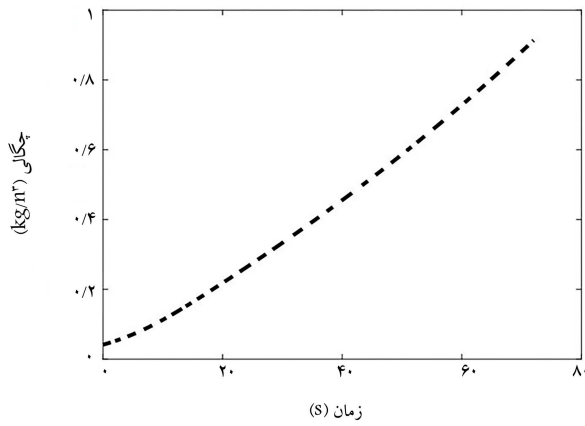


شکل ۹. تغییرات زاویه‌ی الوران بر حسب زمان.

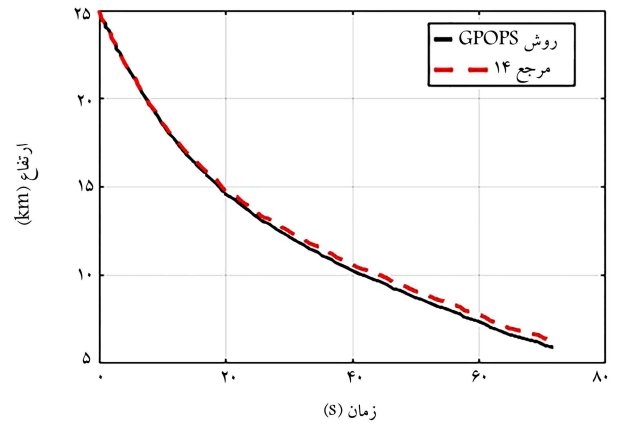
خط آبی رنگ (...) خروجی نرم‌افزار GPOPS است. با مقایسه‌ی این نمودارها، می‌توان نتیجه گرفت مسیر پیشنهادی نرم‌افزار GPOPS برای ارضای شرایط نهایی تعریف شده و همچنین محدودیت‌های مسیر، با دقت بسیار خوبی مشابه مسیر طراحی شده برای مرجع^[۱۴] است. خط سیاه‌رنگ خروجی سیستم هدایت و کنترل است. با توجه به شکل بالا، پنج ثانیه بعد از شروع پرواز این فاز، فضاییما با دقت بسیار خوبی مسیر طراحی شده را دنبال می‌کند. با توجه به این حرکت بالک‌ها هر قدر به زمان نهایی پرواز نزدیک می‌شویم، حرکت بالک‌ها نوسانی می‌شود. در شکل ۹ این نوسانات قابل مشاهده‌اند. با توجه به این نکته که در زمان نهایی پرواز سرعت فضاییما خیلی پایین آمده باعث می‌شود فشار دینامیکی عدد کوچکی باشد و همین مسئله کنترل فضاییما به کمک بالک‌ها را دشوار می‌کند. به همین دلیل در فاز نهایی از نیروی پیشران موتور برای کنترل فضاییما استفاده می‌شود.

در کنترل‌کننده‌ی طراحی شده، سرعت زاویه‌ی به عنوان پارامتر کنترلی مجازی در نظر گرفته می‌شود. یعنی خروجی حلقه‌ی داخلی کنترل، سرعت زاویه‌ی است که به عنوان ورودی حلقه دوم کنترل استفاده می‌شود. در واقع اگر سرعت زاویه‌ی پرنده این منحنی را دنبال کند روی مسیر تعریف شده حرکت خواهد کرد.

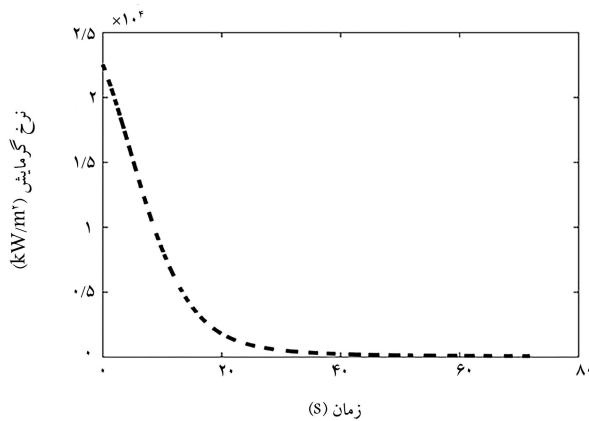
شکل ۱۰ تغییرات ارتفاع فضاییما را بر حسب زمان نمایش می‌دهند. همان‌طور که مشاهده می‌کنید، نمودار تغییرات ارتفاع با مرجع^[۱۴] مقایسه شده است. دلیل اختلاف



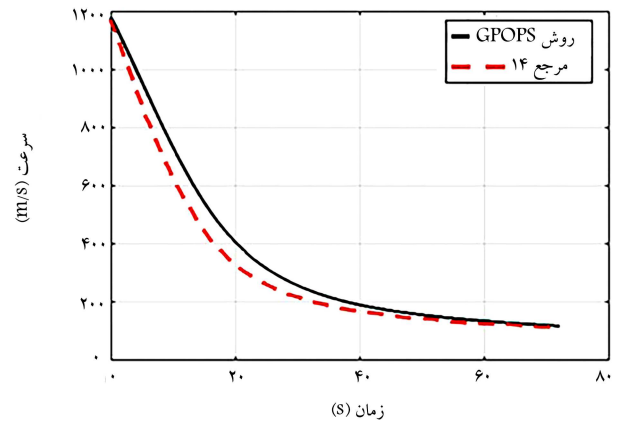
شکل ۱۳. تغییرات چگالی هوا برحسب زمان.



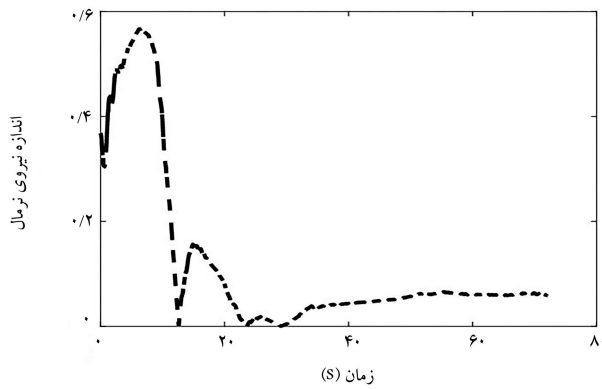
شکل ۱۰. تغییرات ارتفاع نسبت به زمان برای فاز ورود مجدد.



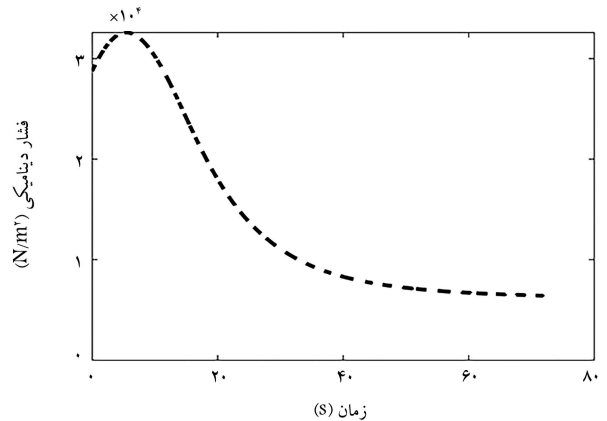
شکل ۱۴. تغییرات نرخ گرمایش سطح برحسب زمان.



شکل ۱۱. تغییرات فشار دینامیکی برحسب زمان.



شکل ۱۵. تغییرات اندازه نیروی نرمال وارد شده به فضاپیما برحسب زمان.



شکل ۱۲. تغییرات سرعت نسبت به زمان برای فاز ورود مجدد.

چگالی هوا به دلیل کاهش ارتفاع فضاپیما افزایش می‌یابد. در شکل ۱۳ تغییرات چگالی هوا نسبت به زمان نشان داده شده است. با توجه به روند کاهشی سرعت، نرخ گرمایش سطحی نیز در طول پرواز کاهش می‌یابد و در نتیجه بیشترین مقدار گرمایش در شروع پرواز است و چنان که در شکل ۱۴ دیده می‌شود بیشتر از محدودیت تعریف شده نیست. یکی دیگر از محدودیت‌های تعریف شده برای مسیر پرواز نیروی نرمال وارد شده به فضاپیماست. در شکل ۱۵ تغییرات اندازه نیروی نرمال برحسب زمان نشان داده است. هم‌طور که مشاهده می‌شود مقدار آن در طول پرواز کم‌تر از ۱ است.

این دو نمودار تعریف مدل اغتشاش متفاوت و همچنین تعریف محدودیت‌های مختلف برای مسیر حرکت است. در ادامه، نمودارهای مرتبط با این محدودیت‌ها را نمایش می‌دهیم. با توجه به شکل ۱۱ فشار دینامیکی وارد شده بر فضاپیما، کم‌تر از حد مجاز تعریف شده است. چنان که مشاهده می‌کنید، فشار دینامیکی ابتدا افزایش می‌یابد و سپس روند آن نزولی می‌شود. فشار دینامیکی تابعی از سرعت جسم و چگالی هواست. روند تغییرات سرعت همان‌طور که در شکل ۱۲ نشان داده شده، به صورت نزولی است. پس دلیل افزایش فشار دینامیکی در ابتدای پرواز، افزایش چگالی هواست.

جدول ۳. مقایسه‌ی مقادیر به دست آمده برای محدودیت‌های مسیر با بیشترین مقدار مجاز.

مقدار	مشخصه	پارامتر
۳۲۵۰۰	۳۴۰۰۰	$q_{\max}(\frac{N}{m^2})$
۲۲۳۰۰	۲۵۰۰۰	$\dot{Q}_{\max}(\frac{kW}{m^2})$
۰/۸۹	۱	n_{\max}

جدول ۴. مقایسه‌ی مقادیر نهایی حالت سیستم.

مقدار نهایی	محدودیت	متغیر
۱۸/۴۱	[۰, ۲۰]	$V(\frac{m}{s})$
-۸۹/۵۲	[-۹۰/۵, -۸۹/۵]	γ°
۲۹۴۱۰	۲۵۰۰۰	m
-۰/۰۶	[-۱, ۱]	h(m)

۷. نتیجه‌گیری

در این نوشتار هدایت و کنترل یکپارچه برای یک فضای با قابلیت بازگشت مجدد به جو پیاده‌سازی شده است. نوع نشست این ماهواره به صورت عمودی است. چنان که در بخش مرور کارهای پیشین اشاره شد، تمامی کارهای انجام شده در این زمینه، سیستم هدایت و کنترل را به صورت حلقه‌های جدا از هم در نظر گرفته بودند. در این مقاله برای تولید مسیر پرواز فضای ما از نرم‌افزار GPOPS استفاده شد و برای تصدیق این نرم‌افزار مسئله‌ی ساده ماه‌نشین را با این نرم‌افزار حل کرده و با نتایج حل تحلیلی به روش هامیلتونی مقایسه کردیم. یک موضوع مهم در رابطه با ماهواره‌های بازگشت‌پذیر این است که بعد از پرواز و نشست روی سطح زمین، آسیب جدی به قطعات و سیستم‌های مختلف فضای ما وارد نشود. با کنترل سه پارامتر بیشترین نیروی نرمال، بیشترین نرخ گرمایش سطح و بیشترین فشار دینامیکی وارد شده به فضای ما

می‌توان خسارت وارد شده به فضای ما را کاهش داد. بعد از شبیه‌سازی حرکت و رسم نمودار این سه پارامتر، نتایج حاصله مطابق جدول ۳ است:

چنان که مشاهده می‌شود، بیشترین مقدار به دست آمده برای پارامترهای فشار دینامیکی، نرخ گرمایش سطح و نیروی نرمال از بیشترین مقدار حد مجاز کم‌تر است؛ بنابراین می‌توان نتیجه گرفت در این پرواز خسارت قابل توجهی به فضای ما وارد نمی‌شود. موضوع مهم دیگر در نشست فضای ما، مقدار دقت پارامترهای حالت تعریف شده برای آن است. برای داشتن یک فرود امن و مطمئن، باید مقادیر نهایی پارامترهای سرعت، ارتفاع، زاویه مسیر و جرم نهایی فضای ما در بازه تعریف شده‌ی مجاز قرار بگیرند. در جدول ۴ بازه یا مقدار مجاز هر کدام از موارد فوق با مقدار نهایی به دست آمده توسط شبیه‌سازی مقایسه شده است.

مقدار به دست آمده برای جرم باید از جرم خشک فضای ما بیشتر باشد که با توجه به جدول فوق ۴۴۱۰ کیلوگرم ذخیره سوخت وجود دارد. سایر پارامترها نیز در محدوده‌ی تعریف شده قرار دارند و می‌توان ادعا کرد این فضای ما فرود موفقی خواهد داشت. در این پایان‌نامه، برای تولید مسیر از نرم‌افزار GPOPS به صورت آنلاین استفاده شد. یعنی مسیر طراحی شده یک بار قبل از شروع شبیه‌سازی انجام می‌شود و اطلاعات مسیر در شبیه‌سازی حرکت استفاده می‌شود. به عبارتی در این کار ما تلاش کرده‌ایم فقط از یک مسیر اولیه برای رسیدن به هدف استفاده کنیم. بعضی مواقع ممکن است به دلایلی مانند اغتشاش یا خرابی عملگرها مسیر اولیه بهترین مسیر نباشد و سیستم طراحی مسیر باید به صورت آنلاین مسیر جدیدی را پیشنهاد بدهد. با توجه به موارد گفته شده، مسئله‌ی طراحی مسیر به صورت آنلاین را می‌توان ادامه‌ی کار این پایان‌نامه در نظر گرفت. پیشنهادات دیگری که برای ادامه‌ی این کار وجود دارد عبارت‌اند از:

- در نظر گرفتن آشفتگی حسگرها و اغتشاشات؛
- بررسی پیاده‌سازی عملیاتی IGC؛
- تحمل‌پذیر خطا کردن سیستم IGC

پانویس‌ها

1. Pseudo Spectral
2. Approach
3. Landing
4. Reference-Trajectory
5. Small-Gain Theorem
6. Skid-to-Turn
7. Velocity
8. Mass
9. Flight Path Angle
10. Heading Angle
11. Height
12. Lift
13. Drag
14. Angle of Attack
15. Angle of Sideslip
16. Bank Angle

۱۷. مانند نشست عمودی یا افقی فضای ما که محل نشست آن می‌تواند هدف ثابتی برای فضای ما تعریف شود.

18. Multivariables Attitude Controller-Disturbance Observer
19. Continuous Positive
20. Stable
21. Convergent Time
22. Uncertainties
23. Double-Loops Architecture
24. Control Moment Commands
25. Multivariable Cascaded System
26. Virtual Control Input
27. Actual Input
28. Differentiable
29. Continuously

منابع (References)

1. Tian, B., Fan, W. and Zong, Q. "Integrated guidance and control for reusable launch vehicle in reentry phase". *Nonlinear Dynamics*, **80**(1), pp. 397-412 (2015).

2. Zhang, L., Wei, C., Wu, R. and et al. "Adaptive fault-tolerant control for a VTVL reusable launch vehicle", *Acta Astronautica*, **159**, pp. 362-370 (2019).
3. Sidipour, H. "Adaptive integrated nonlinear guidance and control for an agile device". M.Sc. Thesis, Sharif University of Technology (in persion) (1392/2013).
4. Oduntan, G. "The never ending dispute: Legal theories on the spatial demarcation boundary plane between airspace and outer space", *Hertfordshire Law Journal*, **1**(2), pp. 64-84 (2003).
5. NASA, "National space transportation system reference: systems and facilities", **1** (June 1988).
6. Lin, C.F., Wang, Q. Spayer, J. L. and et al. "Integrated estimation, guidance, and control system design using game theoretic approach", *In 1992 American Control Conference* (pp. 3220-3224). IEEE (June 1992).
7. Palumbo, N.F., Reardon, B.E. and Blauwkamp, R. "AIntegrated guidance and control for homing missiles", *Johns Hopkins APL Technical Digest*, **25**(2), pp. 121-139 (2004).
8. Tian, B., Fan, W., Su, R. and et al. "Real-time trajectory and attitude coordination control for reusable launch vehicle in reentry phase", *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, **62**(3), pp. 1639-1650 (2014).
9. Shtessel, Y.B. and Shkolnikov, I.A. "Integrated guidance and control of advanced interceptors using second order sliding modes", *In 42nd IEEE International Conference on Decision and Control (IEEE Cat. No. 03CH37475)* **5**, pp. 4587-4592). IEEE (December 2003).
10. Yan, H., Tan, S. and He, Y. "A small-gain method for integrated guidance and control in approach and landing phase", *In 2016 35th Chinese Control Conference (CCC)* pp. 10573-10580. IEEE (July 2016).
11. Lai, C., Wang, W., Liu, Z. and et al. "Three-dimensional integrated guidance and control for terminal angle constrained attack against ground maneuvering target", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, **233**(7), pp. 2393-2412 (2019).
12. Ashrafifar, A. and Jegarkandi, M.F. "Adaptive fin failures tolerant integrated guidance and control based on backstepping sliding mode", *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, **42**(10), pp. 1823-1833 (2020).
13. Lee, H., Wei, C., Cui, N. and et al. "ntegrated guidance and control for reusable launch vehicles with actuator failures", *In 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference* pp. 2407 (2017).
14. Zhang, L., Wei, C., Wu, R. and et al. "Fixed-time extended state observer based non-singular fast terminal sliding mode control for a VTVL reusable launch vehicle", *Aerospace Science and Technology*, **82**, pp. 70-79 (2018).
15. Wang, J., Cui, N. and Wei, C. "Optimal rocket landing guidance using convex optimization and model", *Predictive Control. Journal Of Guidance, Control, and Dynamics*, **42**(5), pp. 1078-1092 (2019).
16. Tian, B., Fan, W. and Zong, Q. "Integrated guidance and control for reusable launch vehicle in reentry phase". *Nonlinear Dynamics*, **80**(1), pp. 397-412 (2015).
17. Recasens, J.J., Chu, Q.P. and Mulder, J.A. "Robust model predictive control of a feedback linearized system for a lifting-body re-entry vehicle", *In AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit* pp. 6147 (August 2005).