



دانشگاه صنعتی امیرکبیر

(پلی تکنیک تهران)

دانشکده مهندسی هوافضا

پایان نامه دکتری

گرایش دینامیک پرواز و کنترل

عنوان

طرح ریزی و کنترل ایمن مسیر نشست اضطراری هواپیمای آسیب دیده

نگارش

داود اسدی

استاد راهنما

دکتر مهدی سبزه پرور

استاد مشاور

دکتر حیدر علی طالبی

بهمن ماه ۱۳۹۲

به نام خدا

دانشگاه صنعتی امیرکبیر

دانشکده مهندسی هوافضا

پایان نامه دکتری

طرح ریزی و کنترل مسیر نشست اضطراری هواپیمای آسیب دیده

نگارش

داود اسدی

کمیته ممتحنین:

امضاء

استاد راهنما:

امضاء

استاد ممتحن داخلی:

امضاء

استاد مدعو:

تاریخ

اینجانب داود اسدی متعهد می‌شوم که مطالب مندرج در این پایان نامه حاصل کار پژوهشی اینجانب تحت نظارت و راهنمایی اساتید دانشگاه صنعتی امیرکبیر بوده و به دستاوردهای دیگران که در این پژوهش از آنها استفاده شده است مطابق مقررات و روال متعارف ارجاع و در فهرست منابع و مآخذ ذکر گردیده است. این پایان نامه قبلاً برای احراز هیچ مدرک هم‌سطح یا بالاتر ارائه نگردیده است.

در صورت اثبات تخلف در هر زمان، مدرک تحصیلی صادر شده توسط دانشگاه از درجه اعتبار ساقط بوده و دانشگاه حق پیگیری قانونی خواهد داشت.

کلیه نتایج و حقوق حاصل از این پایان نامه متعلق به دانشگاه صنعتی امیرکبیر می‌باشد. هرگونه استفاده از نتایج علمی و عملی، واگذاری اطلاعات به دیگران یا چاپ و تکثیر، نسخه‌برداری، ترجمه و اقتباس از این پایان نامه بدون موافقت کتبی دانشگاه صنعتی امیرکبیر ممنوع است. نقل مطالب با ذکر مآخذ بلامانع است.

داود اسدی

امضا

تقدیم به

همسر عزیز

و

پدر و مادر مهربانم

تقدیر و تشکر

سپاس و شنای بی حد بر آستان صفات بی همتای احدیت که در کمال رافت و در نهایت عظمت رخصت اتمام این پایان نامه را به نگارنده عطا فرموده است و درود بر آخرین پیامبر خدا و خاندان پاکش که چراغ هدایت انسانها در این جهان پر تلاطم هستند.

باتقدیر و تشکر از استاد فرهیخته جناب آقای دکتر مهدی سبزه پرور که زحمات هدایت و راهنمایی این پروژه را به عهده داشتند و در طی این راه با راهنماییها و هدایتهای خود موجب به سرانجام رسیدن این کار شدند.

با تشنان بیکران از مساعدت های بی شائبه جناب آقای دکتر حیدر علی طالبی که مشاوره های خردمندانه و نظرات سازنده ایشان راه گشادر اتمام و اکمال پایان نامه بوده است.

با سپاس بیکران از مادر مهربانم و پدر فداکارم که در زندگی به من صبر و صداقت آموختند و در طی ناهمواریهای راه، حامی و تسکین دهنده من بودند.

باتقدیر و تشکر فراوان از همسر مهربانم که در تمام طول تحصیل همراه و بهکام من بوده و با حمایت های همه جانبه موجب آرامش روحی و آسایش فکری من بوده است.

چکیده

در این رساله یک روش کارآمد برای تولید مسیر نشست ایمن برای یک هواپیما با آسیب سازه‌ای به بال در حضور موانع و شرایط اضطراری همراه آسیب ارائه می‌شود.

هنگامی که یک هواپیما دچار آسیب می‌شود، پارامترهای سیستم بسته به محل و میزان آسیب، به شدت تغییر می‌کند و در صورت قابل توجه بودن این تغییرات، اتوپیلوت قادر به کنترل هواپیما نمی‌باشد. تغییر محل نشست و طرح‌ریزی مسیر ایمن متناسب با دینامیک و شرایط اضطراری از چالش‌های مهم و اولیه خلبان در شرایط اضطراری است. در رساله حاضر طراحی و کنترل مسیر نشست ایمن هواپیمای آسیب‌دیده در حضور موانع در چارچوب طرح یک سیستم مدیریت پرواز مدرن ارائه می‌شود. در این رساله فرض می‌شود آسیب بر روی بال است و مقدار آن با زمان تغییر نمی‌کند. همچنین فرض می‌شود که خطا (آسیب) توسط زیرسیستم کشف و شناسایی خطا به صورت به‌هنگام شناسایی و در اختیار زیرسیستم کنترل و طراحی مسیر قرار می‌گیرد. شناخت پاکت پروازی و محدودیت‌های عملکردی هواپیمای آسیب‌دیده از الزامات اولیه برای بازیابی هواپیما و نشست ایمن می‌باشد. در این رساله پاکت پروازی مانوری یک هواپیما با بال آسیب‌دیده در ارتفاعات مختلف پروازی و میزان آسیب‌های مختلف استخراج شده و پایداری در شرایط مختلف پروازی در داخل پاکت پروازی مورد بررسی قرار می‌گیرد. مجموع تحلیل‌های فوق درک کاملی از تأثیر آسیب بال بر روی عملکرد و دینامیک هواپیما ایجاد می‌کند که برای ادامه پرواز و نشست ایمن هواپیمای آسیب‌دیده ضروری است.

بر اساس پاکت پروازی استخراج شده برای هواپیمای آسیب‌دیده و تحلیل پایداری و خوشدستی شرایط تریم در داخل پاکت پروازی مانوری، یک معیار ایمنی برای اولویت‌بندی شرایط تریم جهت استفاده در طراحی مسیر تعریف می‌شود. کتابخانه تکه‌مسیرهای مبتنی بر دینامیک هواپیمای آسیب‌دیده شامل شرایط تریم و مانور بین شرایط تریم موجود در همسایگی تولید می‌شود. از یک الگوریتم جستجو برای تولید سریع مسیر نشست اضطراری استفاده می‌شود. مسیرهای تولید شده از توالی شرایط تریم و مانور بر اساس معیارهایی شامل دوری از عوارض، فاکتور ایمنی و الزامات نشست ایمن از قبیل سرعت، سمت، و زاویه گلاید در حین نشست تشکیل شده است.

از آنجا که الگوریتم جستجوی استفاده شده در طراحی مسیر یک الگوریتم محلی به‌هنگام است، به منظور بهبود عملکرد (بهینگی) آن یک سری اصلاحات از قبیل تغییر تابع دوری از موانع و اعمال اهداف مجازی، بر روی الگوریتم ارائه شده و نتایج حاصل از شبیه‌سازی و بهبود عملکرد ارائه می‌شود. در کنار آسیب ایجاد شده بر روی سطح برآزا (بال)، ممکن است شرایط اضطراری دیگری از قبیل آسیب‌دیدگی لوله‌های سوخت، مخزن سوخت، لوله‌های هیدرولیک، و یا حتی آتش‌سوزی قسمتی از هواپیما همراه باشد. بنابراین با توجه به لحاظ توابع هزینه مختلف شامل ایمنی، دوری از موانع، الزامات نشست ایمن، وجود آتش و ... مسئله طراحی مسیر نشست، یک مسئله بهینه‌سازی چند-هدفه^۱ می‌باشد. بنابراین در گامی دیگر برای اصلاح الگوریتم پیشنهادی در قسمت قبل، با استفاده از ترکیب دو دیدگاه فاعلی^۲ و مفعولی^۳ وزن‌های توابع هزینه استخراج می‌شوند. در دیدگاه فاعلی با استفاده از آنالیز پرتو^۴ نظر طراح و تصمیم‌گیرنده بر روی وزن‌ها اعمال می‌شود و سپس در دیدگاه مفعولی با استفاده از روش آنتروپی وزن‌های بهینه استخراج و سپس به صورت فازی با وزن‌های روش فاعلی ترکیب می‌شوند.

با توجه به نیاز خلبان برای برقراری ارتباط با انواع زیر سیستم‌های درگیر (کشف و شناسایی نقص، انتخاب محل نشست مناسب، طراحی مسیر نشست و ...) در نشست اضطراری الگوریتم انتخاب محل نشست و رابط خلبان در شرایط اضطراری در قالب یک سیستم مدیریت پرواز (در شرایط اضطراری) ارائه می‌گردد. برای تعقیب مسیرهای نشست طراحی شده توسط زیرسیستم طراحی مسیر نیاز به یک کنترلر تعقیب است. در این پژوهش یک کنترلر غیرخطی مقاوم با ساختار مدل چندگانه برای تعقیب متغیرهای پروازی استخراج شده طراحی می‌شود. عملکرد کنترلر طراحی شده برای تعقیب مسیرهای طراحی شده در حضور آسیب، اغتشاش اتمسفر و نویز، شبیه‌سازی و ارائه می‌شود.

واژه‌های کلیدی:

آسیب‌بال، پکت پروازی، طرح‌ریزی مسیر، بهینه‌سازی چندهدفه، نشست اضطراری، کنترلر تعقیب.

¹ Multi Objective Optimisation

² Subjective

³ Objective

⁴ Pareto Analysis

۱ فصل اول مقدمه.....	۱
۱.۱ مروری بر روی برخی سوانح هوایی.....	۳
۱.۱.۱ پرواز شماره ۱۹۱ هواپیمایی آمریکا.....	۳
۲.۱.۱ پرواز شماره ۱۲۳ هواپیمایی ژاپن.....	۵
۳.۱.۱ پرواز شماره ۱۸۶۲ هواپیمایی ال عال.....	۷
۴.۱.۱ پرواز باری شرکت DHL در بغداد.....	۹
۵.۱.۱ پرواز هواپیمای خطوط سوئیس ایر.....	۱۰
۲.۱ انگیزه.....	۱۱
۱.۲.۱ عوامل تأثیرگذار بر تصمیم‌گیری خلبان در شرایط اضطراری.....	۱۳
۳.۱ شرح مسئله و ساختار کلی رساله.....	۱۵
۱.۳.۱ نوآوری‌ها.....	۱۷
۲.۳.۱ ساختار رساله.....	۱۷
۲ فصل دوم مفاهیم اصلی و تاریخچه.....	۲۰
۱.۱ مفاهیم اصلی در بازیابی و طراحی مسیر نشست.....	۲۱
۱.۱.۲ سیستم‌های کنترلی تحمل‌پذیر در برابر نقص.....	۲۱
۲.۱.۲ سیستم کنترل تحمل‌پذیر در برابر خطای غیرفعال.....	۲۲
۳.۱.۲ سیستم کنترل تحمل‌پذیر در برابر خطای فعال.....	۲۲
۴.۱.۲ کشف و شناسایی خطا.....	۲۳
۱.۴.۱.۲ روش‌های FDI.....	۲۴
۲.۲ روش‌های طرح‌ریزی مسیر.....	۲۵
۱.۲.۲ روش‌های مبتنی بر فضای ساختار.....	۲۶
۱.۱.۲.۲ روش جداسازی سلولی.....	۲۷
۲.۱.۲.۲ روش نقشه‌راه.....	۲۷
۳.۱.۲.۲ روش مبتنی بر گرادین میدان پتانسیل.....	۲۹
۲.۲.۲ روش‌های مبتنی بر کنترل بهینه و بهینه‌سازی.....	۲۹
۳.۲.۲ روش‌های مبتنی بر الگوریتم‌های تکامل.....	۳۰
۴.۲.۲ مسیرهای دیوبینس.....	۳۱
۵.۲.۲ برنامه‌ریزی حرکت مانور-پایه.....	۳۲
۱.۵.۲.۲ تعادل نسبی در ایده مانور-پایه.....	۳۲
۲.۵.۲.۲ خاصیت تقارن در ایده مانور-پایه.....	۳۳
۳.۲ الگوریتم‌های جستجو.....	۳۴
۱.۳.۲ ویژگی‌های الگوریتم‌های جستجو.....	۳۴
۲.۳.۲ عملکرد الگوریتم‌ها.....	۳۵

۳۷	جستجوی هزینه یکنواخت:.....	۱.۲.۳.۲
۳۸	روش‌های جستجوی آگاهانه.....	۲.۲.۳.۲
۳۹	جستجوی بهترین-نخست حریصانه.....	۳.۲.۳.۲
۳۹	یافتن مسیر مبتنی بر جستجوی A*.....	۳.۳.۲
۴۰	یافتن مسیر مبتنی بر الگوریتم‌های IDA* و SMA*.....	۴.۳.۲
۴۱	جستجوی اتفاقی.....	۵.۳.۲
۴۱	تاریخچه تحقیقاتی.....	۴.۲
۴۱	کشف و شناسایی خطا.....	۱.۴.۲
۴۲	کنترلر تحمل‌پذیر در برابر خطا.....	۲.۴.۲
۴۶	طرح‌ریزی مسیر.....	۳.۴.۲
۴۹	سابقه صنعتی طرح.....	۵.۲
۵۱	فصل سوم تأثیر آسیب بر روی پاکت پروازی و دینامیک هواپیما.....	۳
۵۲	مدل‌سازی هواپیمای نامتقارن.....	۱.۳
۵۳	شتاب خطی.....	۱.۱.۳
۵۴	شتاب زاویه‌ای.....	۲.۱.۳
۵۵	آیرو دینامیک هواپیمای آسیب‌دیده.....	۳.۱.۳
۵۵	مدل آیرو دینامیکی.....	۱.۳.۱.۳
۵۹	پاسخ دینامیکی هواپیمای آسیب‌دیده.....	۴.۱.۳
۶۰	استخراج پاکت پروازی هواپیمای آسیب‌دیده.....	۲.۳
۶۱	استخراج شرایط ترمیم برای هواپیمای آسیب‌دیده.....	۱.۲.۳
۶۵	خطی‌سازی معادلات.....	۲.۲.۳
۶۷	پاکت پروازی بر اساس آنالیز پایداری.....	۳.۳
۷۳	تأثیر آسیب بر روی مودهای طولی و عرضی.....	۴.۳
۷۸	محدوده زاویه حمله جهت نشست ایمن.....	۵.۳
۸۴	فصل چهارم طراحی مسیر نشست ایمن.....	۴
۹۱	لزوم طرح‌ریزی مسیر نشست در شرایط اضطراری.....	۱.۴
۹۲	طرح‌ریزی مسیر نشست.....	۲.۴
۹۲	استخراج معیار ایمنی بر اساس کیفیت خوددستی.....	۱.۲.۴
۱۰۲	استخراج کتابخانه ترمیم برای طراحی مسیر.....	۲.۲.۴
۱۰۲	توالی حالت‌ها.....	۱.۲.۲.۴
۱۰۳	کنترلر تولید کننده مانور.....	۲.۲.۲.۴
۱۰۷	طرح‌ریزی حرکت.....	۳.۲.۴
۱۱۰	تعریف توابع هزینه.....	۱.۳.۲.۴
۱۱۴	مدل‌سازی عوارض زمین.....	۲.۳.۲.۴

۱۱۵	نتایج شبیه‌سازی: ۳.۳.۲.۴
۱۲۴	جمع‌بندی ۴.۳.۲.۴
۱۲۵	فصل پنجم بهبود الگوریتم طراحی مسیر نشست در شرایط اضطراری ۵
۱۲۶	۱.۵ روش میدان پتانسیل
۱۳۰	۲.۵ بهبود الگوریتم طراحی مسیر
۱۳۰	۱.۲.۵ برنامه‌ریزی موانع
۱۳۱	۲.۲.۵ تغییر تابع هزینه موانع
۱۳۳	۳.۲.۵ تعیین اهداف مجازی محلی
۱۴۰	۳.۵ بهینه‌سازی اهداف چندگانه
۱۴۳	۱.۳.۵ روش‌هایی که ترجیح اعمال نمی‌شود
۱۴۳	۲.۳.۵ روش‌هایی که از قبل ترجیح اعمال می‌شود (Priori Methods)
۱۴۴	۱.۲.۳.۵ روش معیار کلی وزن‌دهی
۱۴۵	۲.۲.۳.۵ روش جمع وزن‌دار
۱۴۶	۳.۲.۳.۵ روش لکسیکوگرافیک
۱۴۶	۴.۲.۳.۵ روش مینیمم - ماکزیمم وزن‌دار
۱۴۶	۵.۲.۳.۵ روش برنامه‌ریزی هدف
۱۴۶	۶.۲.۳.۵ روش ضرب وزن‌دار
۱۴۷	۳.۳.۵ روش‌هایی که اولویت پس از استخراج جواب اعمال می‌شود
۱۴۸	۱.۳.۳.۵ روش اساسی
۱۴۸	۲.۳.۳.۵ روش تصمیم‌گیری
۱۴۹	۳.۳.۳.۵ تقاطع مرز نرمال
۱۵۰	۴.۵ استخراج وزن توابع هزینه
۱۵۰	۱.۴.۵ تحلیل پرتو بر روی توابع هزینه
۱۵۲	۱.۱.۴.۵ تابع هزینه آتش
۱۵۳	۲.۱.۴.۵ تابع هزینه هیدرولیک
۱۵۳	۳.۱.۴.۵ تابع هزینه سوخت
۱۵۳	۴.۱.۴.۵ استخراج جبهه پرتو
۱۵۷	۵.۱.۴.۵ تابع هزینه هیدرولیک
۱۵۹	۶.۱.۴.۵ تابع هزینه آتش
۱۶۱	۱.۴.۵ استخراج وزن‌ها بر اساس آنالیز پرتو
۱۶۳	۲.۴.۵ ارائه مدل منطقی توابع هزینه
۱۶۵	۳.۴.۵ روش آنتروپی
۱۶۶	۱.۳.۴.۵ استخراج وزن‌ها بر اساس اطلاعات مشترک و آنتروپی
۱۶۸	۲.۳.۴.۵ محاسبه وزن‌ها با استفاده از مفهوم همبستگی
۱۶۹	۴.۴.۵ تعیین وزن کلی هر یک از توابع هزینه
۱۶۹	۱.۴.۴.۵ انتخاب نهایی بر اساس ارزیابی فازی مدل

۱۷۲.....	۶ فصل ششم طراحی سیستم مدیریت پرواز در شرایط اضطراری.....
۱۷۴.....	۱.۶ سیستم مدیریت پرواز.....
۱۷۵.....	۲.۶ سیستم مدیریت پرواز در شرایط اضطراری.....
۱۷۷.....	۱.۲.۶ طبقه‌بندی ارتباط بین کاربر و سیستم در سطوح اتوماسیون.....
۱۷۹.....	۲.۲.۶ انتخاب محل نشست.....
۱۸۳.....	۳.۲.۶ طراحی اینترفیس.....
۱۸۹.....	۴.۲.۶ زیر سیستم‌های درگیر در نشست اضطراری.....
۱۹۲.....	۷ فصل هفتم طراحی کنترلر.....
۱۹۳.....	۱.۷ مقدمه.....
۱۹۸.....	۲.۷ طراحی کنترلر مقاوم غیرخطی.....
۱۹۹.....	۱.۲.۷ استخراج معادلات حرکت غیرخطی.....
۲۰۰.....	۱.۱.۲.۷ جداسازی مقیاس زمانی.....
۲۰۲.....	۲.۱.۲.۷ معادلات مورد استفاده در روش دینامیک وارون.....
۲۰۷.....	۳.۱.۲.۷ پایداری دینامیک داخلی.....
۲۰۸.....	۲.۲.۷ اعمال روش کنترل دینامیک وارون.....
۲۱۲.....	۱.۲.۲.۷ ساختار تناسبی برای حلقه خارجی.....
۲۱۳.....	۲.۲.۲.۷ ساختار تناسبی - انتگرالی.....
۲۱۳.....	۳.۲.۲.۷ ساختار تناسبی انتگرالی اصلاح شده در حلقه خارجی.....
۲۱۵.....	۴.۲.۲.۷ نیاز به کنترلر مقاوم در حلقه خارجی روش دینامیک وارون.....
۲۱۸.....	۵.۲.۲.۷ استخراج ماتریس‌های الحاقی با اعمال دینامیک وارون.....
۲۱۹.....	۳.۲.۷ طراحی کنترلر مقاوم به روش H_∞
۲۲۳.....	۱.۳.۲.۷ استخراج معادلات خروجی.....
۲۲۴.....	۲.۳.۲.۷ طراحی مدل حلقه بسته و توابع وزنی.....
۲۲۵.....	۳.۳.۲.۷ نمایش فرم فضای حالت.....
۲۲۷.....	۴.۳.۲.۷ استخراج تابع تبدیل کنترلر مقاوم.....
۲۲۸.....	۵.۳.۲.۷ کاهش مرتبه کنترلر مقاوم.....
۲۳۱.....	۳.۷ شبیه‌سازی و نتایج.....
۲۳۳.....	۱.۳.۷ اغتشاش اتمسفر.....
۲۳۷.....	۲.۳.۷ اعمال نویز.....
۲۳۸.....	۳.۳.۷ عدم قطعیت در ضرایب آیرودینامیکی.....
۲۳۹.....	۴.۳.۷ مسیرهای ایجاد شده در حضور اغتشاشات اتمسفر و نویز.....
۲۴۱.....	۵.۳.۷ ارائه راه حل برای تعقیب کردن مسیر فیزیکی مطلوب.....
۲۴۳.....	۴.۷ تنظیم بین مدل‌های چندگانه.....
۲۴۵.....	۱.۴.۷ گپ متریک.....
۲۴۶.....	۱.۱.۴.۷ محاسبه گپ متریک.....

۲۴۸	ارتباط گپ متریک با تئوری H_∞
۲۵۰	تحلیل پایداری و بررسی عملکرد
۲۵۳	فصل هشتم جمع‌بندی و نتیجه‌گیری
۲۵۷	منابع و مراجع
۲۶۵	پیوست‌ها
۲۶۵	پ ۱: مشخصات هندسی و جرمی هواپیما
۲۶۵	پ ۲: مدل موتور هواپیمای مدل GTM



صفحه

فهرست شکل‌ها

شکل ۱.۱	علل سوانح منجر به مرگ بر اساس تعداد کشته‌ها.....	۲
شکل ۲.۱	مسیر پرواز شماره ۱۹۱ هواپیمای آمریکایی.....	۴
شکل ۳.۱	عکس گرفته شده از هواپیمای بدون دم پرواز ۱۲۳ هواپیمایی ژاپن.....	۵
شکل ۴.۱	مسیر پرواز ۱۲۳ هواپیمایی ژاپن.....	۶
شکل ۵.۱	نمایش آسیب‌های وارده به هواپیمای ۱۸۶۲ ال‌عال.....	۸
شکل ۶.۱	مسیر پرواز هواپیمای ۱۸۶۲ ال‌عال.....	۸
شکل ۷.۱	هواپیمای DHL A300 هنگام برخورد موشک و پس از فرود.....	۹
شکل ۸.۱	مسیر پرواز هواپیمای DHL A300.....	۱۰
شکل ۹.۱	مسیر پروازی هواپیمای شرکت هواپیمایی سوئیس‌ایر.....	۱۱
شکل ۱۰.۱	فاکتورهای تأثیرگذار بر مد کنترلی.....	۱۴
شکل ۱۱.۱	شماتیک طراحی مسیر نشست اضطراری.....	۱۸
شکل ۱.۲	روش جداسازی سلولی.....	۲۷
شکل ۲.۲	گراف مشاهده‌پذیری جهت ایجاد گراف.....	۲۸
شکل ۳.۲	روش دیاگرام ورونوی در طراحی مسیر.....	۲۹
شکل ۴.۲	دو نوع ساختار از مسیرهای دیوبینس.....	۳۱
شکل ۵.۲	ساختار یک گراف.....	۳۵
شکل ۶.۲	ساختار یک درخت.....	۳۵
شکل ۷.۲	بلوک دیاگرام طراحی کنترلر تحمل‌پذیر در برابر خطا.....	۴۴
شکل ۸.۲	شماتیک کلی پروژه IRAC ناسا.....	۵۰
شکل ۱.۳	جابه‌جایی مرکز جرم نسبت به مرکز جرم نامی.....	۵۳
شکل ۲.۳	دیاگرام ترسیم در آسیب‌های مختلف بال.....	۵۶
شکل ۳.۳	تغییرات ضرایب آیرودینامیکی بر اساس زاویه حمله در آسیب‌های مختلف.....	۵۶
شکل ۴.۳	مسیر حرکت هواپیمای آسیب دیده.....	۶۰
شکل ۵.۳	حالت‌های هواپیمای آسیب دیده.....	۶۰
شکل ۶.۳	پایداری محلی بر اساس مکان ریشه‌ها در صفحه مختلط.....	۶۷
شکل ۷.۳	پاکت پروازی برای آسیب ۳۰٪ بال چپ در ارتفاع سطح دریا.....	۶۸
شکل ۸.۳	نمای روبه‌رو از پاکت پروازی در ارتفاع سطح دریا.....	۶۸
شکل ۹.۳	نمای روبه‌رو از پاکت پروازی در ارتفاع ۶۰۰۰ متری.....	۶۹
شکل ۱۰.۳	نمای روبه‌رو از پاکت پروازی در آسیب ۴۰ درصد بال.....	۶۹
شکل ۱۱.۳	تأثیر ارتفاع بر روی پاکت پروازی برای آسیب ۳۰٪ بال چپ.....	۶۹
شکل ۱۲.۳	ورودی‌های کنترلی بر حسب آسیب در $\beta = 0, -4$	۷۰

شکل ۱۳.۳	پاکت پروازی ماخ و ارتفاع برای آسیب ۳۵٪ بال چپ.....	۷۱
شکل ۱۴.۳	پاکت پروازی ماخ و ارتفاع برای آسیب ۴۵٪ بال چپ.....	۷۱
شکل ۱۵.۳	شرایط تریم استخراج شده در مانور چرخشی ($20 \leq \phi \leq -20$ ، $h = 5000\text{ m}$ ، $V = 35\text{ m/s}$).....	۷۲
شکل ۱۶.۳	مکان‌هندسی مقادیر ویژه.....	۷۵
شکل ۱۷.۳	تأثیر $\dot{\psi}$ در $Dmg = 20\%$	۷۶
شکل ۱۸.۳	تأثیر β در $Dmg = 20\%$	۷۶
شکل ۱۹.۳	تأثیر γ در $Dmg = 20\%$	۷۶
شکل ۲۰.۳	تأثیر V در $Dmg = 20\%$	۷۶
شکل ۲۱.۳	حالت‌های نرمال شده در مود فوگوید.....	۷۷
شکل ۲۲.۳	حالت‌های نرمال شده در پریود کوتاه.....	۷۷
شکل ۲۳.۳	حالت‌های نرمال شده در اسپیرال.....	۷۸
شکل ۲۴.۳	حالت‌های نرمال شده در مود رول.....	۷۸
شکل ۲۵.۳	حالت‌های نرمال شده در مود داچ‌رول.....	۷۸
شکل ۲۶.۳	محدوده زاویه حمله جهت نشست.....	۷۹
شکل ۲۷.۳	محدوده ایمن زاویه حمله حین نشست در $\beta = 0$	۸۰
شکل ۲۸.۳	محدوده ایمن زاویه حمله حین نشست در $\beta = -4$	۸۰
شکل ۲۹.۳	مقادیر ورودی‌های کنترلی بر حسب آسیب.....	۸۱
شکل ۳۰.۳	زاویه حمله بر حسب آسیب در $V = 35\text{ m/s}$ و $\phi = 0$	۸۱
شکل ۱.۴	بلوک دیاگرام طراحی مسیر.....	۸۷
شکل ۲.۴	کیفیت خوشدستی در مودهای مختلف در سطح دریا.....	۹۶
شکل ۳.۴	حساسیت SVI به تغییر بهره هر یک از مودها در نرخ چرخش‌های مختلف.....	۹۸
شکل ۴.۴	مقادیر SVI_{SHQ} استخراج شده ناشی از پایداری و خوشدستی شرایط تریم.....	۹۹
شکل ۵.۴	فاصله تا مرز پاکت پروازی.....	۱۰۰
شکل ۶.۴	مقادیر SVI_{FEB} شرایط تریم.....	۱۰۰
شکل ۷.۴	حساسیت SVI_T به مقادیر بهره در سرعت ثابت.....	۱۰۱
شکل ۸.۴	مقادیر SVI_T در شرایط تریم در داخل پاکت پروازی.....	۱۰۱
شکل ۹.۴	تولید مانور با استفاده از کنترلر.....	۱۰۶
شکل ۱۰.۴	مانورهای ایجاد شده برای کل شرایط تریم موجود در همسایگی.....	۱۰۶
شکل ۱۱.۴	موقعیت هواپیما نسبت به باند.....	۱۱۲
شکل ۱۲.۴	مسیر نشست در سناریوی "a".....	۱۱۶
کل ۱۳.۴	مسیر نشست در سناریوی "a'".....	۱۱۸
شکل ۱۴.۴	مسیر نشست در سناریوی "a".....	۱۱۹
شکل ۱۵.۴	متغیرهای پروازی بر حسب زمان.....	۱۲۰

شکل ۱۶.۴	ورودی‌های کنترلی بر حسب زمان در کل پرواز.....	۱۲۱
شکل ۱۷.۴	زوایای اوایلر حسب زمان در کل پرواز.....	۱۲۱
شکل ۱۸.۴	مسیرهای نشست با مقادیر زاویه هدینگ اتفاقی (نمای از بالا).....	۱۲۲
شکل ۱۹.۴	مقایسه مسیرهای نشست تولید شده در حضور موانع (نمای از بالا).....	۱۲۴
شکل ۱.۵	نیروهای جاذبه و دافعه در میدان پتانسیل.....	۱۲۷
شکل ۲.۵	استراتژی بهینه در مقابل میدان پتانسیل.....	۱۲۹
شکل ۳.۵	اتصال موانع نزدیک به هم.....	۱۳۱
شکل ۴.۵	برنامه‌ریزی موانع بر اساس فاصله نسبی.....	۱۳۱
شکل ۵.۵	مخروط مانع و هواپیما.....	۱۳۲
شکل ۶.۵	تغییر میدان دافعه موانع به صورت گردشی در روش پتانسیل مصنوعی.....	۱۳۳
شکل ۷.۵	تعیین اهداف مجازی اطراف مانع.....	۱۳۴
شکل ۸.۵	تعیین اهداف مجازی در حضور موانع.....	۱۳۵
شکل ۹.۵	کل اهداف مجازی در حضور موانع.....	۱۳۶
شکل ۱۰.۵	مسیر ایجاد شده از اهداف مجازی مسیر اول.....	۱۳۷
شکل ۱۱.۵	مسیر ایجاد شده از اهداف مجازی مسیر دوم.....	۱۳۷
شکل ۱۲.۵	مسیر ایجاد شده از اهداف مجازی مسیر سوم.....	۱۳۸
شکل ۱۳.۵	زوایای اوایلر در دو مسیر با اهداف مجازی و بدون اهداف مجازی (۱).....	۱۳۹
شکل ۱۴.۵	زوایای اوایلر در دو مسیر با اهداف مجازی و بدون اهداف مجازی (۲).....	۱۴۰
شکل ۱۵.۵	جبهه پرتو.....	۱۴۲
شکل ۱۶.۵	روش نقطه بهینه.....	۱۴۵
شکل ۱۷.۵	روش مرز نرمال.....	۱۴۹
شکل ۱۸.۵	جبهه پرتو سرعت و SVI	۱۵۴
شکل ۱۹.۵	مقایسه مسیرهای ایجاد شده.....	۱۵۴
شکل ۲۰.۵	متغیرهای پروازی بر حسب زمان.....	۱۵۵
شکل ۲۱.۵	جبهه پرتو نرخ گردش و SVI	۱۵۵
شکل ۲۲.۵	جبهه پرتو هزینه ارتفاع و SVI	۱۵۵
شکل ۲۳.۵	جبهه پرتو هزینه بنزین و SVI	۱۵۶
شکل ۲۴.۵	جبهه پرتو هزینه مانع و هدف.....	۱۵۶
شکل ۲۵.۵	جبهه پرتو هزینه مانع و SVI در ۱۵۰۰ متری مانع.....	۱۵۶
شکل ۲۶.۵	مقایسه مسیرهای ایجاد شده برای وزن‌های مختلف هدف و مانع.....	۱۵۷
شکل ۲۷.۵	جبهه پرتو سرعت و.....	۱۵۸
شکل ۲۸.۵	مسیرهای ایجاد شده در وزن‌های مختلف هیدرولیک و سرعت.....	۱۵۸
شکل ۲۹.۵	ورودی‌های کنترلی بر حسب زمان.....	۱۵۸

شکل ۳۰.۵	تغییرات ورودی کنترلی بر حسب زمان	۱۵۹
شکل ۳۱.۵	جبهه پرتو برای SVI و آتش	۱۶۰
شکل ۳۲.۵	مسیرهای ایجاد شده در هزینه‌های مختلف آتش و SVI	۱۶۰
شکل ۳۳.۵	تغییرات زوایای اوایلر بر حسب زمان	۱۶۰
شکل ۳۴.۵	تغییرات زوایای اوایلر بر حسب زمان	۱۶۲
شکل ۳۵.۵	مدل منطقی توابع هزینه	۱۶۴
شکل ۱.۶	نمونه نمایشگر سیستم مدیریت پرواز	۱۷۴
شکل ۲.۶	فاکتورهای تأثیر گذار بر انتخاب محل نشست	۱۷۹
شکل ۳.۶	مقدار وزن ها در ایرادات تغییر دهنده عملکرد	۱۸۲
شکل ۴.۶	مقدار وزن ها در ایرادات غیر تغییر دهنده عملکرد	۱۸۲
شکل ۵.۶	اینترفیس در حالت نرمال پروازی	۱۸۶
شکل ۶.۶	نمایی از اینترفیس در لحظه رویداد ایراد	۱۸۷
شکل ۷.۶	باند‌های پیشنهادی به خلبان بر اساس اولویت	۱۸۷
شکل ۸.۶	مسیرهای پیشنهادی به باند مطلوب بر اساس اولویت	۱۸۸
شکل ۹.۶	انتخاب بهترین مسیر پیشنهادی سیستم	۱۸۸
شکل ۱۰.۶	وارد کردن نقاط مسیر توسط خلبان به باند مطلوب	۱۸۹
شکل ۱۱.۶	بلوک دیاگرام کلی زیرسیستم‌های درگیر در نشست اضطراری	۱۹۰
شکل ۱.۷	سیستم‌های اضافی چندگانه در هواپیمای ایرباس	۱۹۴
شکل ۲.۷	سیستم کنترل مقاوم غیرخطی به صورت شماتیک	۱۹۸
شکل ۳.۷	ساختار سیستم کنترل پرواز با مقیاس زمانی	۲۰۱
شکل ۴.۷	ساختار استاندارد حلقه داخلی در روش کنترلر دینامیک وارون	۲۰۹
شکل ۵.۷	ساختار استاندارد کلی طراحی کنترلر وارون دینامیک غیرخطی	۲۱۰
شکل ۶.۷	ساختار تناسبی در حلقه خارجی دینامیک وارون	۲۱۱
شکل ۷.۷	عملکرد کنترلر تناسبی در حلقه خارجی وارون دینامیک	۲۱۲
شکل ۸.۷	کنترلر تناسبی - انتگرالی کلاسیک در حلقه خارجی	۲۱۳
شکل ۹.۷	کنترلر تناسبی - انتگرالی اصلاح شده	۲۱۴
شکل ۱۰.۷	عملکرد کنترلر تناسبی - انتگرالی	۲۱۵
شکل ۱۱.۷	بلوک دیاگرام مدل معکوس شده در حضور عدم قطعیت	۲۱۷
شکل ۱۲.۷	بلوک دیاگرام کنترلر و مدل مرجع	۲۲۰
شکل ۱۳.۷	فرم استاندارد استفاده شده برای طراحی H_{∞}	۲۲۰
شکل ۱۴.۷	بلوک دیاگرام کنترلر دو درجه آزادی	۲۲۲
شکل ۱۵.۷	دیاگرام اندازه و فاز توابع وزنی	۲۲۵
شکل ۱۶.۷	دیاگرام اندازه و فاز کنترلرهای $K_1(s)$ حلقه خارجی	۲۳۰

شکل ۱۷.۷	مقادیر سینگولار بر حسب فرکانس توابع تبدیل کاهش مرتبه یافته.....	۲۳۱
شکل ۱۸.۷	بلوک دیاگرام کنترلر دینامیک وارون.....	۲۳۲
شکل ۱۹.۷	بلوک دیاگرام کنترلر دو درجه آزادی در سیمولینک.....	۲۳۲
شکل ۲۰.۷	تعقیب کردن حالت‌های کند.....	۲۳۲
شکل ۲۱.۷	تعقیب کردن حالت‌های تند.....	۲۳۲
شکل ۲۲.۷	مسیر مطلوب و مسیر تعقیب شده توسط کنترلر.....	۲۳۳
شکل ۲۳.۷	مدل باد برشی، اغتشاش اتمسفر و گاست.....	۲۳۴
شکل ۲۴.۷	خروجی‌های باد برشی و گاست.....	۲۳۴
شکل ۲۵.۷	خروجی‌های توربولانس.....	۲۳۴
شکل ۲۶.۷	تغییرات حالت‌های تند در حضور و عدم حضور اغتشاش اتمسفر (مدل درآیدن).....	۲۳۵
شکل ۲۷.۷	تغییرات حالت‌های کند در حضور و عدم حضور اغتشاش اتمسفر (مدل درآیدن).....	۲۳۵
شکل ۲۸.۷	تغییرات زوایای اویلر در حضور و عدم حضور اغتشاش اتمسفر (مدل درآیدن).....	۲۳۵
شکل ۲۹.۷	تغییرات حالت‌های تند.....	۲۳۶
شکل ۳۰.۷	تغییرات حالت‌های کند.....	۲۳۶
شکل ۳۱.۷	زوایای اویلر در حضور باد برشی.....	۲۳۶
شکل ۳۲.۷	حالت‌های کند در حضور گاست.....	۲۳۷
شکل ۳۳.۷	حالت‌های کند در حضور نویز.....	۲۳۷
شکل ۳۴.۷	مقایسه عملکرد کنترلر مقاوم و تناسبی به ازای عدم قطعیت ۲٪ آسیب.....	۲۳۸
شکل ۳۵.۷	تغییرات حالت‌های دینامیک تند در حضور عدم قطعیت (۵٪ آسیب بال).....	۲۳۸
شکل ۳۶.۷	تغییرات حالت‌های دینامیک کند در حضور عدم قطعیت (۵٪ آسیب بال).....	۲۳۸
شکل ۳۷.۷	مسیر در حضور عدم قطعیت.....	۲۳۹
شکل ۳۸.۷	زوایای اویلر به ازای عدم قطعیت.....	۲۳۹
شکل ۳۹.۷	مسیر در اثر نویز.....	۲۴۰
شکل ۴۰.۷	مسیر در حضور اغتشاش.....	۲۴۰
شکل ۴۱.۷	مسیر در حضور باد برشی.....	۲۴۰
شکل ۴۲.۷	مسیر در حضور گاست.....	۲۴۰
شکل ۴۳.۷	مسیر در حضور باد جانبی.....	۲۴۱
شکل ۴۴.۷	مسیر در حضور باد روبه‌رو و پشت.....	۲۴۱
شکل ۴۵.۷	مولفه‌های باد برشی در ۱۰۰ ثانیه شروع پرواز.....	۲۴۲
شکل ۴۶.۷	مسیر در حضور باد برشی (مثبت).....	۲۴۲
شکل ۴۷.۷	مسیر در حضور باد برشی (منفی).....	۲۴۲
شکل ۴۸.۷	شماتیک کنترلر تنظیم بین مدل‌های چندگانه.....	۲۴۳
شکل ۴۹.۷	بلوک دیاگرام کلی کنترلر مقاوم غیرخطی با مدل چندگانه.....	۲۴۴

شکل ۵۰.۷	مقادیر ضرایب کنترلر در دو مقدار آسیب ۱۵ و ۲۵ درصد بال (سه بعد).....	۲۴۵
شکل ۵۱.۷	مقادیر ضرایب کنترلر در دو مقدار آسیب ۱۵ و ۲۵ درصد بال.....	۲۴۵
شکل ۵۲.۷	مقادیر ماتریس گپ متریک.....	۲۴۸
شکل ۵۳.۷	مقادیر گپ متریک.....	۲۴۸
شکل ۵۴.۷	عملکرد کنترلر طراحی شده برای آسیب ۱۷ درصد بال.....	۲۵۲
شکل پ.۱	انواع نقص‌ها و خطاهای ممکن در سیستم و تأثیر آن‌ها.....	۲۶۶
شکل پ.۲	تقسیم‌بندی انواع روش‌های کنترلی تحمل پذیر در برابر خطا.....	۲۶۷
شکل پ.۳	فرم تعیین وزن معیارهای تأثیرگذار در انتخاب محل نشست.....	۲۶۸



صفحه

فهرست جداول

جدول ۱.۳ درصد تغییرات ضرایب آیرودینامیکی	۵۸
جدول ۲.۳ مشتقات آیرودینامیکی جدید	۵۸
جدول ۳.۳ مقادیر عددی حالت‌ها و ورودی‌های کنترلی در شرایط تریم	۶۴
جدول ۴.۳ مقادیر عددی حالت‌ها و ورودی‌های کنترلی در شرایط تریم	۶۴
جدول ۱.۴ وزن‌های توابع هزینه برای دو فاز متفاوت	۱۱۷
جدول ۲.۴ مقایسه معیار عملکردی الگوریتم‌ها	۱۲۳
جدول ۱.۵ مقایسه معیارهای عملکردی در مسیرهای مختلف با الگوریتم پیشنهادی	۱۳۸
جدول ۲.۵ مقایسه معیارهای عملکردی در مسیرهای مختلف	۱۵۵
جدول ۳.۵ مقایسه معیارهای عملکردی در مسیرهای مختلف	۱۵۹
جدول ۴.۵ مقایسه معیارهای عملکردی در مسیرهای مختلف	۱۶۱
جدول ۵.۵ مقایسه معیارهای عملکردی در مسیرهای مختلف	۱۶۱
جدول ۶.۵ وزن‌های استخراج شده از تحلیل پرتو	۱۶۲
جدول ۱.۶ سطوح مختلف اتوماسیون در ارتباط کاربر و سیستم	۱۷۸
جدول ۱.۷ مقادیر گین‌های کنترلر تناسبی	۲۱۲
جدول ۲.۷ مقادیر گین‌های کنترلر تناسبی - انتگرالی	۲۱۴
جدول ۳.۷ مقادیر ماتریس گپ متریک به ازای آسیب‌های مختلف بال	۲۴۷
جدول ۴.۷ مقادیر حاشیه پایداری برای زوج مدل‌ها و کنترلرها در آسیب مختلف	۲۵۱
جدول ۵.۷ مقادیر گپ متریک بین کنترلر میانی با کنترلرهای نامی	۲۵۲

فهرست علائم

علائم لاتین

ماتریس حالت	A
ماتریس ورودی	B
دهانه بال	b
ماتریس کنترل پذیری	C
وتر متوسط	$\bar{c}$
ماتریس متغیرها در کتابخانه داده‌ها	D
مود داچرول	DR
فاصله تا مانع	d_T
توابع محدودیت‌های مساوی	g
ارتفاع، m	h
ممان اینرسی	I
توابع هزینه	J
بهره فیدبک حالت کنترلر	K
مقدار بهره	k
ممان‌های آیرودینامیکی، $N.m$	L, M, N
تکه‌مسیرهای مانور	M
نرخ رول، نرخ پیچ و نرخ یاو، rad/s	p, q, r
نرخ رول بی‌بعد، $pb/2V$	$\hat{p}$

Ph	مود فوگوید
Q	ماتریس وزن
$\hat{q}$	نرخ پیچ بی بعد، $q\bar{c}/2V$
R	مود رول
$\hat{r}$	نرخ یاو بی بعد، $rb/2V$
S	مود اسپیرال
s	تابع محدودیت نامساوی
T	مسیرهای تریم
T_r	ثابت زمانی مود رول
T_2	کمترین زمان دو برابر شدن دامنه
V	سرعت کل در دستگاه بدنی، m/s
W	فاکتور وزن در توابع هیوریستیک
X, Y, Z	نیروهای آیرودینامیکی در دستگاه بدنی، N
z	بردار حالت هواپیما

علائم یونانی

α, β, γ	زاویه حمله، سرش جانبی و زاویه مسیر، rad
ψ, θ, φ	زوایای سمت، پیچ و رول، rad
δ_g	گپ متریک
$\delta_{th}, \delta_a, \delta_e, \delta_r$	میزان تراشل موتور (./)، انحراف ایلرون، الویتور و رادر، deg
$\Delta x, \Delta y, \Delta z$	جابه جایی مرکز جرم در دستگاه بدنی

$\Delta x, \Delta y, \Delta z$ تغییر موقعیت هواپیما در هر تکه مسیر، m

Δs طول هر تکه مسیر

ξ ضریب میرایی

μ بردار ورودی‌های کنترلی

زیرنویس‌ها

L مرتبط با نشست

T مرتبط با هدف

dmg مرتبط با آسیب سازه‌ای (بال)

۱

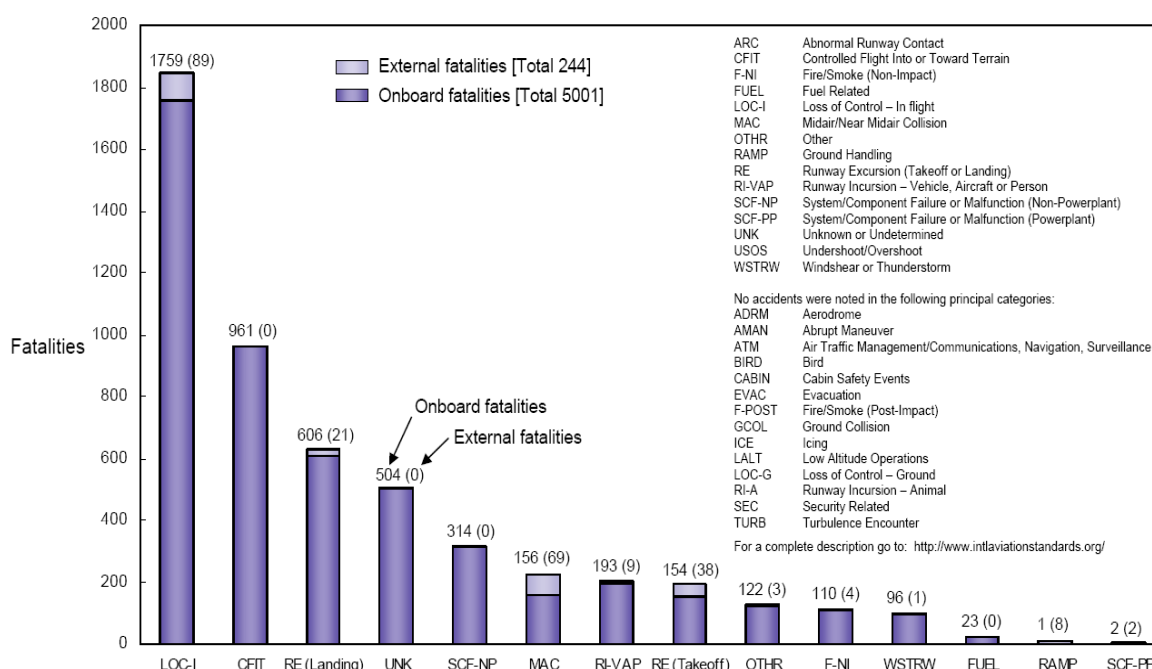
فصل اول

مقدمه



مقدمه

مهم‌ترین ویژگی صنعت هوانوردی مدرن، ایمنی بالا و حمل و نقل مطمئن است. در سال ۱۹۷۱، در خطوط هوایی تجاری به طور متوسط در هر ۱۴۰ میلیون مایل پرواز، یک سانحه پروازی مرگبار رخ داده است. حدود ۳۰ سال بعد، هر سانحه پروازی در ۱/۴ میلیارد مایل پرواز، اتفاق افتاده است. اگرچه این آمار، کاهش ۰/۱ شدن سوانح هوایی مرگبار را نشان می‌دهد اما سوانح، به خصوص سوانح منجر به مرگ، به طور حتم هر ساله اتفاق می‌افتد و منجر به کشته شدن بسیاری از انسان‌ها می‌شود. برای روشن‌تر شدن مطلب، آمار علل سوانح اتفاقی در دهه اخیر، (از سال ۲۰۰۰ تا ۲۰۱۰)، بر اساس تعداد کشته‌ها در شکل زیر ارائه شده است [۱].



شکل ۱.۱ علل سوانح منجر به مرگ بر اساس تعداد کشته‌ها

همانطور که در شکل ۱.۱ مشاهده می‌شود، بیش‌ترین تعداد کشته ناشی از سوانح پروازی مربوط به مواردی است که خلبان قادر به کنترل هواپیما نمی‌باشد، (LOC)^۵ که از جمله مصداق‌های ملموس این حالت، از دست دادن سطوح برآزا و سطوح کنترلی (گیر کردن یا شناور شدن) است.

شکستگی یا از دست دادن سطوح آیرودینامیکی یا سطوح کنترلی قسمت عمده‌ای از سوانح پروازی منجر به مرگ را شامل می‌شود که در صورت بروز، ادامه مسیر پرواز و نشست ایمن را با مشکل جدی مواجه می‌کند. اگرچه

^۵ Loss Of Control

این نوع حوادث چندان معمول نیست ولی در صورت رویداد، به خصوص در صورت از دست دادن قسمتی از سطوح برآزا یا سطوح کنترلی هواپیما، منجر به مرگ انسان‌های زیادی می‌شود. برخی سوانح اخیر به علت از بین رفتن قسمتی از سطوح برآزا شامل:

- ۱۹۷۱-DC-10 جدایی موتور و آسیب دیدگی لبه حمله بال، ۲۷۲ نفر کشته
- ۱۹۸۵-B747 از دست دادن دم عمودی، ۵۲۰ کشته
- ۱۹۹۲-B747 جدایی چند موتور و آسیب قسمتی از بال، ۵۱ کشته
- ۲۰۰۱-A300 از دست دادن دم عمودی، ۲۶۵ نفر کشته
- ۲۰۰۳-A300 آسیب دیدگی بال (اصابت موشک)، تعدادی زخمی
- ۲۰۰۵-A310 از دست دادن رادر، نشست ایمن، تعدادی زخمی
- ۲۰۰۶-Embraer Legacy 600 از دست دادن نوک بال و دم افقی، تعدادی زخمی
- ۲۰۰۷-Antonov، شکستگی قسمتی از بال، تعدادی زخمی
- ۲۰۰۹-ایلوشین، شکستگی قسمت عمده‌ای از دم، کشته شدن تمامی خدمه پرواز

همانطور که در برخی از موارد بالا اشاره شد، آسیب دیدگی سطوح برآزا در بیش‌تر موارد منجر به شرایط غیر قابل کنترل برای خلبان تبدیل می‌شود و تنها در مواردی نادر، با مهارت خلبان از درک دینامیک جدید هواپیما، فرود ایمن حاصل شده است [۳].

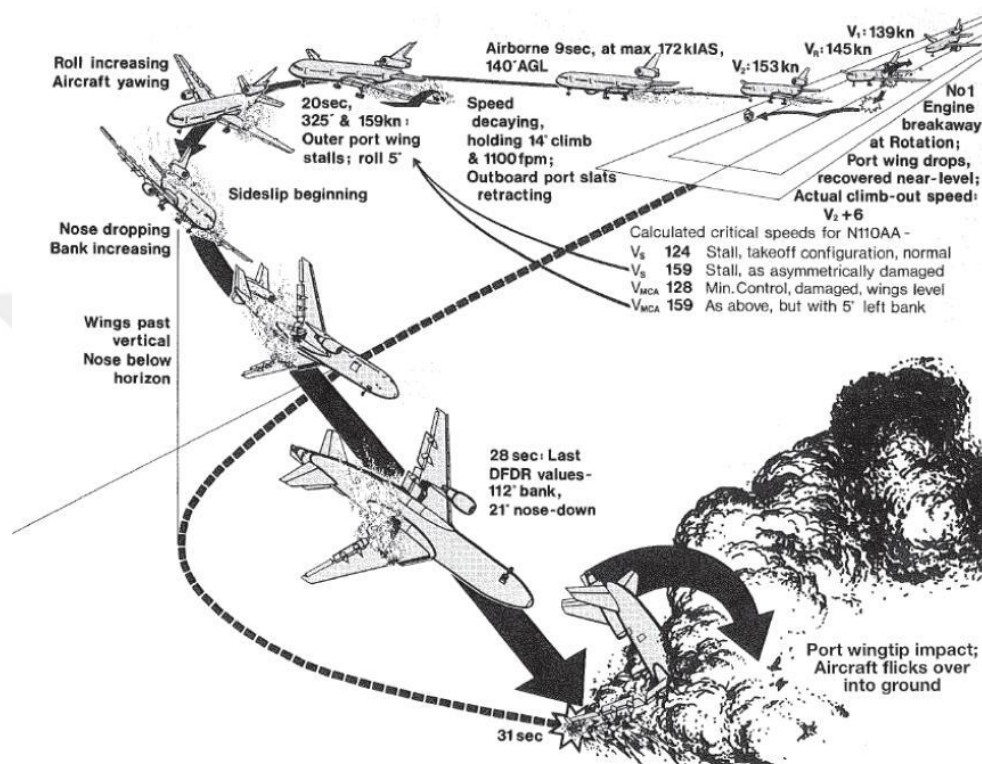
۱.۱ مروری بر روی برخی سوانح هوایی

اگرچه رویداد خطا یا نقص در صنعت هوانوردی بسیار خطرناک است ولی بسیاری از پیشرفت‌های حاصله در صنعت هوانوردی مدیون سوانح و رویدادهایی است که متخصصان و پژوهش‌گران این عرصه را به یافتن راه‌حل وادار کرده است. در این قسمت به منظور نشان دادن اهمیت این موضوع و رسیدن به انگیزه اصلی این رساله به اختصار چند نمونه از سوانح هوایی تشریح می‌شود.

۱.۱.۱ پرواز شماره ۱۹۱ هواپیمایی آمریکا

در ۲۵ می ۱۹۷۹، هواپیمای DC-10 هواپیمایی آمریکا در فرودگاه بین‌المللی شیکاگو او‌هیر با ۲۷۱ نفر مسافر آماده پرواز به لس‌آنجلس در کالیفرنیا بود. در شروع باند، شتاب‌گیری و برخاست هواپیما با زاویه فلپ ۱۰ درجه و

استفاده از رادر چپ با ایلران راست برای جبران بادی که از سمت راست می‌وزید، کاملاً معمولی به نظر می‌رسید. اما درست قبل از اینکه هواپیما برای برخاستن بچرخد، قطعاتی از موتور سمت چپ (شماره ۱) می‌افتد و بخار سفید رنگی شروع به خارج شدن می‌کند. لحظاتی بعد موتور شماره ۱ و پیلون آن از هواپیما جدا می‌شود، از روی بال عبور می‌کند و در پشت هواپیما به باند برخورد می‌کند [۴].



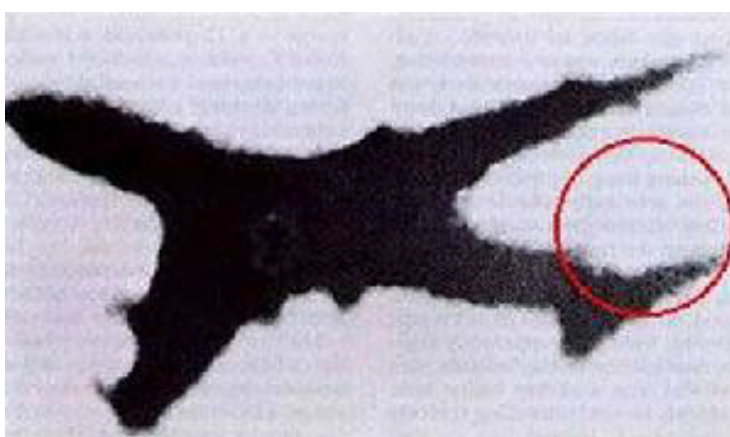
شکل ۲.۱ مسیر پرواز شماره ۱۹۱ هواپیمایی آمریکا.

هواپیما همچنان در حال شتاب‌گیری بود و با استفاده سریع از ایلران و رادر، با بال‌های تراز، بلند شد و به سرعت بیشینه ۱۷۲ نات رسید. زاویه اوج‌گیری ۱۴ درجه و زاویه سمت، با استفاده از ایلران راست و رادر راست، پایدار شد و علی‌رغم از دست دادن موتور سمت چپ، به نظر می‌رسید که هواپیما به خوبی به کنترل پاسخ داده است. اما ۱۰ ثانیه بعد سرعت به ۱۵۹ نات کاهش یافت و هواپیما، علی‌رغم اعمال ایلران راست توسط خدمه، شروع به غلتیدن به چپ کرد. غلتیدن به سرعت و به طور وحشتناکی افزایش پیدا کرد و با وجود افزایش زاویه رادر و ایلران، هواپیما شروع به یار زدن به سمت چپ نیز کرد. دماغه هواپیما به سمت پایین آمد و هواپیما با وجود الویتور بالا، شروع به کاهش ارتفاع کرد. همزمان زاویه رول نیز در حال افزایش بود و در نهایت هواپیما ۱۱۲ درجه رول چپ زد و دماغه هواپیما ۲۱ درجه به سمت پایین آمد، در حالی که ایلران و رادر کاملاً در جهت مخالف و الویتور کاملاً به سمت بالا اعمال شده بود. در این هنگام نوک بال هواپیما به زمین برخورد می‌کند و باعث می‌شود که

هواپیما به شدت به زمین برخورد کند و در شعله‌های آتش منفجر شود. پرواز هواپیما فقط ۳۱ ثانیه طول کشید و هیچکدام از افراد هواپیما نجات پیدا نکردند. مسیر پرواز هواپیمای DC-10 در شکل ۲.۱ نشان داده شده است [۴]. تحلیل‌های پس از سانحه نشان داد که خلبان قبل از اینکه کنترل هواپیما کاملاً از دست برود، حدود ۱۵ ثانیه برای عکس‌العمل نسبت به خرابی فرصت داشته است که اگر اعمال درستی انجام شده بود، هواپیما می‌توانست حفظ شود.

۲.۱.۱ پرواز شماره ۱۲۳ هواپیمایی ژاپن

در ۱۲ آگوست ۱۹۸۵ یک فروند هواپیمای مسافربری بوئینگ B747 متعلق به هواپیمایی ژاپن از فرودگاه توکیو به مقصد اوساکا بلند می‌شود. به علت ضربه‌ای که هنگام فرود در هفت سال پیش، به دم هواپیما وارد شده بود و تعمیر نادرست آن، حادثه فاجعه‌آمیزی رخ می‌دهد. ۱۲ دقیقه بعد از بلند شدن هواپیما، زمانی که هواپیما به ارتفاع کروز خود می‌رسد، در اثر اختلاف فشار داخل و بیرون کابین، دیواره فشار انتهایی هواپیما پاره می‌شود. حجم هوای داخل کابین با شدت از انتهای هواپیما خارج می‌شود که منجر به از دست دادن دم عمودی و آسیب شدید هر چهار سیستم هیدرولیک سطوح کنترل می‌شود. در این هنگام خدمه پرواز هیچ راهی برای کنترل هواپیما به جز موتورهای نداشتند. خلبان با تجربه توانست حدود نیم ساعت با استفاده از تفاضل نیروی پیشران موتورهای هواپیما را کنترل کند و تقریباً هواپیما را به سمت فرودگاه هانهدا برگرداند. متأسفانه آن‌ها نتوانستند این کار را انجام دهند و هواپیما در کوه اسوتاکا سقوط کرد و کلیه مسافران و خدمه کشته شدند. در شکل ۳.۱ عکسی که توسط عکاس غیرحرفه‌ای از هواپیمای بدون دم گرفته شده است و در شکل ۴.۱ نیز مسیر حرکت هواپیما نشان داده شده است [۵].



شکل ۳.۱ عکس گرفته شده از هواپیمای بدون دم پرواز ۱۲۳ هواپیمایی ژاپن.



شکل ۴.۱ مسیر پرواز ۱۲۳ هواپیمایی ژاپن.

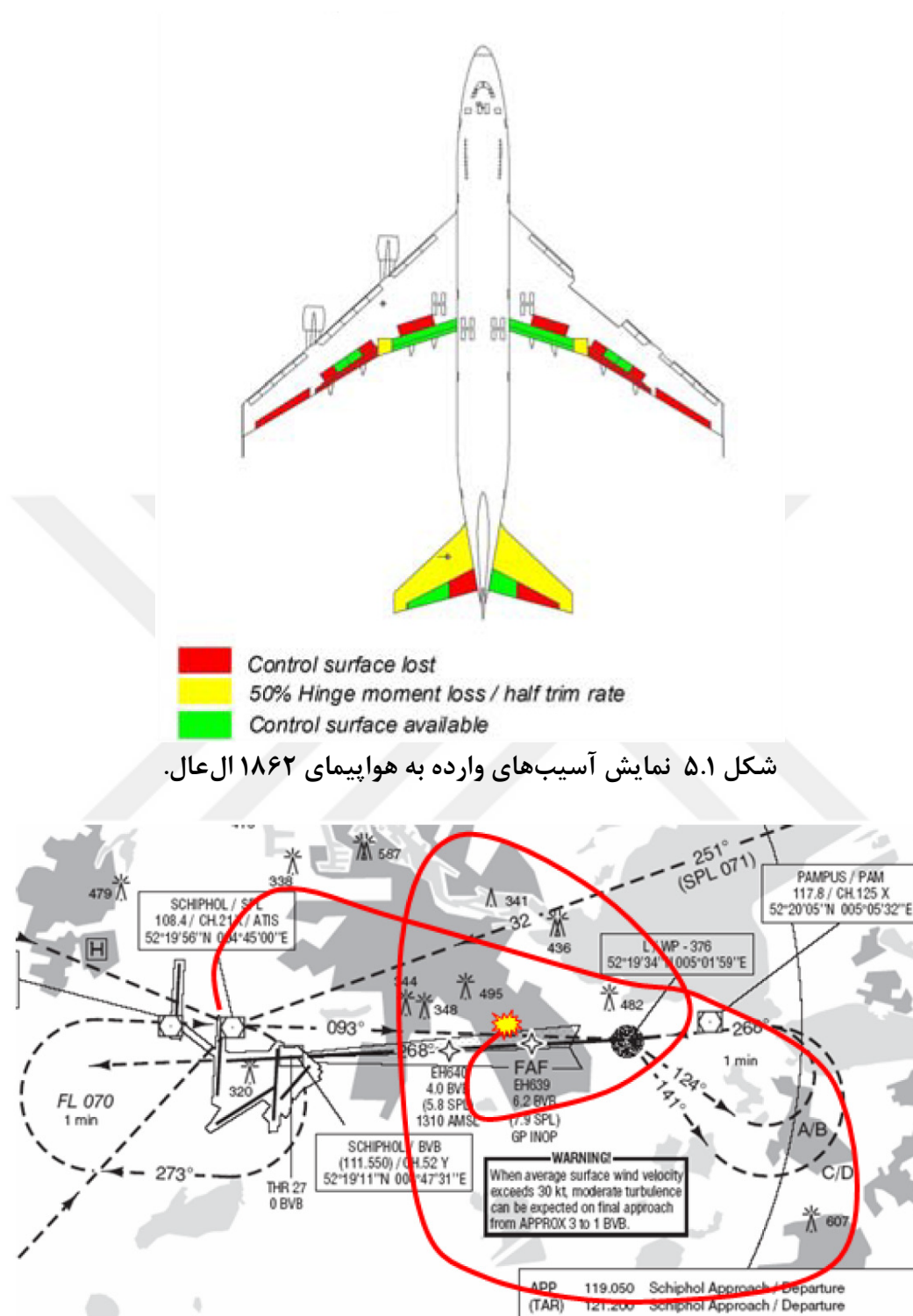
با توجه به مسیر پرواز در شکل ۴.۱، هواپیما تا حدی از طریق تفاضل نیروی پیشرانش موتورهایش قابل کنترل بود. تنها مشکل این بود که کاری که خدمه انجام دادند مؤثر نبود. آن‌ها توانایی لازم برای بازگرداندن سالم هواپیما و مسافران با کنترل موجود را نداشتند.

۳.۱.۱ پرواز شماره ۱۸۶۲ هواپیمایی ال عال

در ۴ اکتبر ۱۹۹۲ یک فروند هواپیمای بوئینگ ۷۴۷ متعلق به هواپیمایی ملی اسرائیل از فرودگاه آمستردام در هلند به سمت تل آویو بلند شد. متأسفانه هنگامی که هواپیما در حال اوج‌گیری بود، پایلون موتور شماره ۳ به دلیل خستگی سازه‌ای شکسته شد. موتور هواپیما در اثر نیروی پیشران‌ش تولیدی به سمت جلو حرکت کرد، ولی به علت گشتاور قطعات گردان، شروع به غلتیدن و در نهایت به موتور شماره ۴ برخورد کرد. این موضوع سبب شد که هواپیما دو موتور سمت راست خود را از دست بدهد و همچنین آسیب شدیدی به لبه حمله بال وارد شود. در اثر این آسیب هولناک نیروی لیفت بال راست کاهش و نیروی درگ آن افزایش شدیدی پیدا کرد و هواپیما به طور قابل ملاحظه‌ای نامتقارن شد. علاوه بر این، آسیب باعث شد که سیستم‌های هیدرولیک شماره ۳ و شماره ۴ از دست بروند. همانطور که در شکل ۵.۱ نشان داده شده است، تعداد زیادی از سطوح کنترل بعد از جدایش موتورهای از حرکت ایستادند. ایلران‌های خارجی (سرعت پایین)، فلپ‌های خارجی، اسپویلرهای شماره ۱، ۴، ۵، ۶، ۷، ۸، ۹، ۱۲ و الویتورهای چپ داخلی و راست خارجی کاملاً از دست رفتند. ایلران‌های داخلی (سرعت بالا) نیز نیمی از گشتاور لولای خود را از دست دادند و عملکرد دم افقی نیز کاهش یافت.

خدمه پرواز تصمیم گرفتند که به فرودگاه بازگردند. در تلاش نخست برای فرود اضطراری، هواپیما برای کاهش ارتفاع و به خط شدن با باند ۲۷، چندین دور به سمت راست زد. حین تلاش دوم برای فرود، هواپیما یک شیرجه رول بازگشت‌ناپذیر می‌زند و در نهایت هواپیما در ۱۳ کیلومتری شرق فرودگاه به یک ساختمان یازده طبقه در بیلرمیر در حومه آمستردام برخورد می‌کند. مسیر پرواز این هواپیما در شکل ۶.۱ نشان داده شده است [۶].

در سال ۱۹۹۷ زیرگروه کنترل و شبیه‌سازی دانشکده مهندسی هوافضا در دانشگاه صنعتی دلفت (DUT)، با همکاری آزمایشگاه هوافضای ملی هلند (NLR)، یک تحلیل مستقل از این سانحه انجام داد. هدف این تحلیل رسیدن به یک تخمین از قابلیت‌های پروازی واقعی هواپیما و بررسی استراتژی‌های کنترل دیگر برای بازیابی موفقیت‌آمیز هواپیما بود. تحلیل مدل بازسازی شده نشان داد که از دیدگاه فنی اگر استراتژی‌های کنترل غیرمعمول استفاده می‌شد، هواپیمای آسیب‌دیده قابل بازیابی بود [۷].



شکل ۵.۱ نمایش آسیب‌های وارده به هواپیمای ۱۸۶۲ ال‌عال.

شکل ۶.۱ مسیر پرواز هواپیمای ۱۸۶۲ ال‌عال.

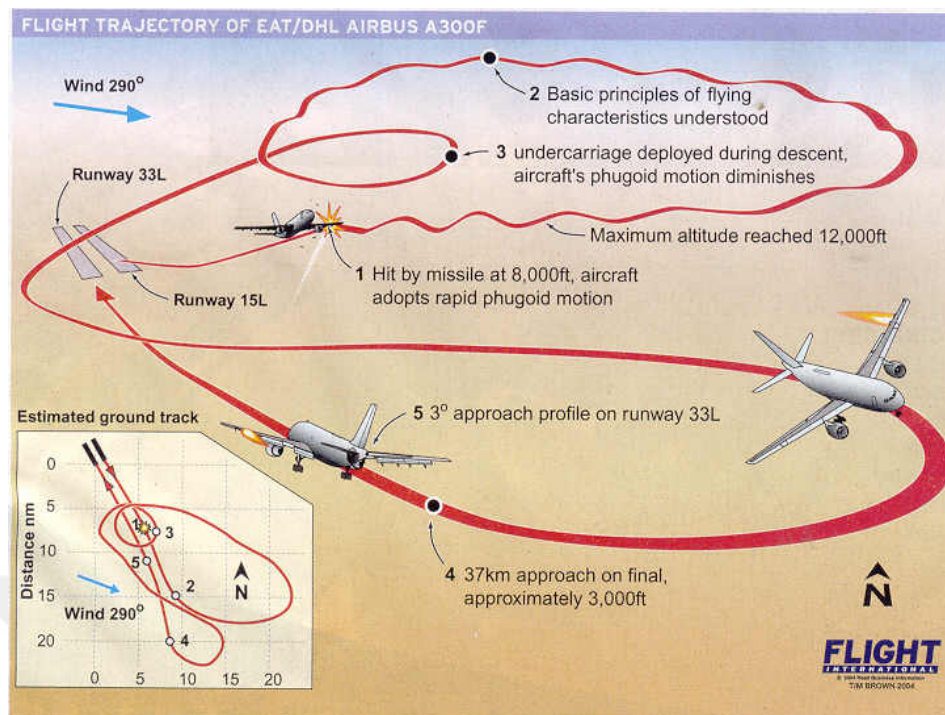
۴.۱.۱ پرواز باری شرکت DHL در بغداد

در ۲۲ نوامبر ۲۰۰۳، یک فروند هواپیمای ایرباس A300 متعلق به شرکت DHL از فرودگاه بین‌المللی عراق در بغداد به سمت بحرین بلند می‌شود. مدتی پس از اوج‌گیری هواپیما و دور شدن از باند پرواز، هواپیما مورد اصابت یک موشک SA-14 قرار می‌گیرد که به بال چپ برخورد می‌کند. سرجنگی موشک، پوسته و سازه لبه فرار را از بین می‌برد و منجر به آتش‌سوزی در اثر خروج سوخت از تانک سوخت موجود در بال خارجی می‌شود [۸].

در اثر برخورد موشک، تمام توان هیدرولیکی برای به حرکت درآوردن سطوح کنترلی هواپیما از بین می‌رود. ایلران‌ها، الویتور و رادر در حالت شناور قرار گرفته و فلپ‌ها در جای خود قفل شده بودند. دو موتور نصب شده در زیر بال‌ها، تنها گزینه موجود برای کنترل هواپیما بود. با وجود موتور و سوخت کافی، مدت زمانی طول کشید تا خلبان رفتار و دینامیک جدید هواپیمای آسیب‌دیده را بشناسد. علاوه بر این، خدمه پرواز چرخ‌های هواپیما را به منظور ایجاد نیروی درگ بیش‌تر جهت کاهش سرعت هواپیما باز کردند. پس از کسب کمی تجربه، خدمه پرواز دریافتند که چگونه با تغییر همزمان نیروی پیش‌ران‌ش موتور‌ها به صورت متقارن زاویه پیچ هواپیما و با تغییر نامتقارن نیروی پیش‌ران‌ش زاویه رول و یاو هواپیما را کنترل و مسیری را برای بازگشت به فرودگاه بغداد طرح‌ریزی نمایند. پس از اولین تلاش ناموفق برای فرود، در نهایت خدمه پرواز توانستند هواپیما را با موفقیت فرود آورند [۸]. در شکل ۷.۱ هواپیمای DHL A300 با بال آسیب‌دیده و در شکل ۸.۱ مسیر پرواز این هواپیما نشان داده شده است.



شکل ۷.۱ هواپیمای DHL A300 هنگام برخورد موشک و پس از فرود.



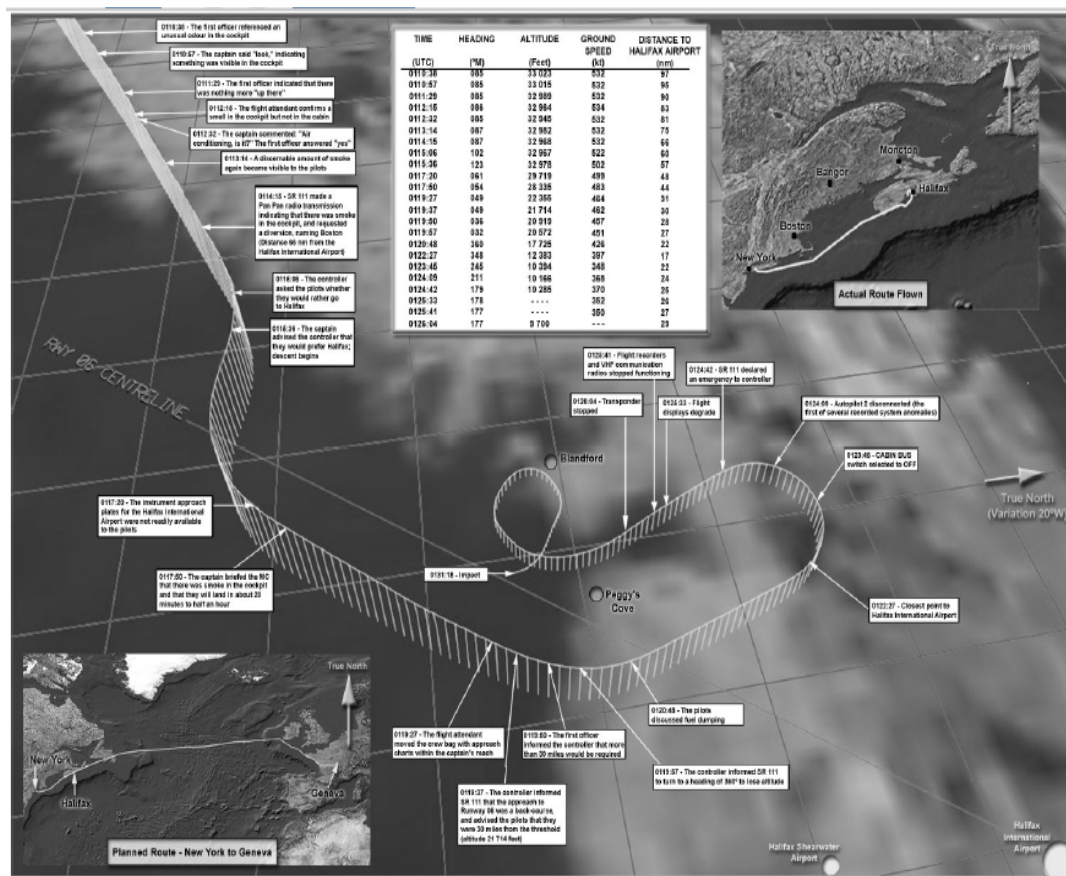
شکل ۸.۱ مسیر پرواز هواپیمای DHL A300

۵.۱.۱ پرواز هواپیمای خطوط سوئیس ایر

یکی از این سوانح پرواز هواپیمایی سوئیس ایر بود که در پرواز از نیویورک به سمت جنورا با دود در کابین مواجه شد. هنگامی که خلبان متوجه دود می‌شود اعلام شرایط اضطراری می‌کند. بعد از چرخش اولیه به سمت بستون، برج پیشنهاد می‌کند که هواپیما به سمت هالی فکس تغییر مسیر دهد بعد از ۴ دقیقه که خلبان نزدیک باند هالی فکس شد متوجه می‌شود که ارتفاع هواپیما بسیار زیاد است و هواپیما نیاز به کاهش ارتفاع دارد. بنابراین آن‌ها تصمیم گرفتند که روی یک مسیر دایره‌ای شکل حرکت کنند و در نزدیکی نوا اسکوتیا بنزین را تخلیه نمایند. بعد از اینکه هواپیما از باند هالی فکس جهت تخلیه بنزین و کاهش ارتفاع دور شد آتش در همین زمان گسترش پیدا می‌کند و برخی از سیستم‌های هواپیما را از کار می‌اندازد و منجر به سقوط هواپیما در آب می‌شود در صورتی که خلبان در ابتدا متوجه شده بود که هالی فکس بهترین محل برای نشست است و سپس به سرعت یک مسیر نشست به سمت آن طرح‌ریزی کرده و می‌توانست قبل از اینکه آتش به سیستم‌های دیگر سرایت کند هواپیما را به سلامت بر روی باند بنشانند.

همانگونه که در شکل ۹.۱ نشان داده شده است در هنگامی که شرایط اضطراری بر روی یک هواپیمای تجاری رخ می‌دهد انتخاب محل نشست و طراحی مسیر ایمن به سمت محل انتخاب شده، اهمیت به سزایی دارد. با توجه

به فشار کاری بالای خلبان و ظرفیت محاسباتی محدود انسان، نیاز به استفاده از یک ابزار کمکی اتوماتیک در داخل کابین ضروری است. اگر چه طبیعت بسیار پیچیده‌ی انتخاب و طرح‌ریزی مسیر و همچنین منحصر به فرد بودن هر حالت اضطراری باعث پیچیدگی فرآیند طرح‌ریزی خودکار می‌گردد [۹].



شکل ۹.۱ مسیر پروازی هواپیمای شرکت هواپیمایی سوئیس ایر.

۲.۱ انگیزه

برخلاف نگهداری و چک‌های منظم، امکان روی‌داد نقص و خطا در تمامی سیستم‌ها وجود دارد. روی‌داد نقص در سیستم‌های کنترل پرواز فاجعه‌بار خواهد بود زیرا علاوه بر گرفتن جان بسیاری از افراد و ضرر و زیان اقتصادی بالا، باعث کاهش اعتماد مشتریان به حمل و نقل هوایی خواهد شد. شرایط اضطراری پرواز به‌ندرت در صنعت هوایی تجاری اتفاق می‌افتد و حتی ممکن است، یک خلبان در طول مدت خلبانی خود با چنین شرایطی روبه‌رو نشود. اما آنچه از حوادث و سوانح پروازی مختلف استنباط می‌شود این است که در اکثر موارد خلبان قادر به تصمیم‌گیری صحیح نمی‌باشد. البته این مسئله می‌تواند به دلایل مختلفی مرتبط باشد.

خلبان تنها در دوران آموزشی با سناریوهای خطا در سیستم و شرایط اضطراری مواجه می‌شود و بعد از آن کاملاً از این مسئله جدا می‌شود، علاوه بر این ممکن است دینامیک هواپیما بسته به مکان و شدت خطا و نقص، به شدت غیرخطی شود بنابراین برای خلبان، انجام اقدام لازم برای بازیابی هواپیما، ناآشنا و پیچیده خواهد بود و حتی ممکن است در شرایط بدتر، باعث ناپایداری هواپیما شود. از دیگر عوامل تأثیرگذار در تصمیم‌گیری نادرست خلبان، ترس و فشار بالای کاری در لحظه رخداد خطا برای خلبان می‌باشد. در واقع، مدیریت شرایط اضطراری توسط خلبان علی‌رغم نیاز به مهارت و تجربه بالای خلبان، نیاز به درک دقیق خلبان از پاکت پروازی جدید و بررسی پارامترهای مختلف پروازی و شرایط پروازی دارد که البته سپردن این فرایند به خلبان در چنین شرایطی با در نظر گرفتن عوامل استرس و بار کاری بالا در خلبان و نیاز به عکس‌العمل سریع برای کنترل و هدایت مناسب و ایمن هواپیما، غیرمنطقی است [۱۰]. بر اساس آمار منتشر شده حدود ۴۷ درصد از سوانح ناشی از خطای انسانی می‌باشد که حدود ۵۰ درصد آن در فاز نشست رخ داده است.

در تاریخ جنگ جهانی دوم می‌توان نمونه‌های زیادی از هواپیماهای دچار سانحه (شکستگی در اجزا) را یافت که توانسته‌اند به صورت ایمن به پایگاه مربوطه بازگشته‌اند. نمونه‌های این موارد و موارد دیگری از بازگشت ایمن هواپیماهای دچار نقص و همچنین بررسی عوامل عدم توانایی کنترل و هدایت هواپیمای دچار نقص و آسیب به فرودگاه جهت نشست ایمن توسط خلبان، انگیزه بزرگی برای پرداختن به این موضوع در محققان ایجاد نمود. به خصوص در سال‌های اخیر تمایل جدیدی برای کنترل هواپیماهای سانحه دیده ایجاد شده است. البته این تمایل از فاکتورهایی از قبیل پیشرفت‌های چشم‌گیر در سیستم‌های کنترل پرواز به خصوص کنترل تطبیقی، تهدیدها ناشی از موشک‌های دوش‌پرتاب، انجام مانور خارج از محدوده مجاز هواپیما (g Limit) توسط خلبان، برخورد با شیء در هوا، فرسودگی سازه هواپیما، وجود ترک در قسمتی از سازه هواپیما و نامعلوم بودن عمر برخی مواد کامپوزیتی مورد استفاده در هواپیما ناشی می‌شود. در واقع علت اصلی پرداختن به این موضوع حفظ جان مسافران و خدمه پروازی و در نهایت جلوگیری از سقوط هواپیما در صورت رخداد سانحه در اثر یکی از عوامل فوق می‌باشد.

علاوه بر این در صورت یادگیری دینامیک جدید هواپیما توسط خلبان، تضمین یک فرود ایمن مستلزم تصمیم‌گیری صحیح و کارآمد خلبان بر اساس دینامیک جدید می‌باشد. همانطور که در مورد سانحه هواپیمای A300 اشاره شد، پاکت پروازی هواپیما، ویژگی‌های عملکردی آن و فرایند نزدیک شدن به باند و مسیر طراحی شده و نحوه نشست هواپیما، به شدت با آنچه خلبان آموزش دیده است، متفاوت است. در صورتی که در مورد مذکور خلبان کنترل دوباره هواپیما را در دست گرفت و یک مسیر ایمن جهت نشست طرح‌ریزی کرد، ولی ممکن است شرایط اضطراری برای خلبان‌هایی با تجربه و مهارت کم‌تر رخ دهد یا اینکه خطا و شکستگی اتفاق افتاده

شدیدتر باشد به گونه‌ای که خلبان قادر به کنترل و طرح‌ریزی مسیر ایمن نباشد. در نتیجه، استفاده از تجهیزات الکترونیکی بیش‌تر و پیشرفته‌تر برای فراهم نمودن اطلاعات بیش‌تر برای خلبان و طراحی کنترلر تحمل‌پذیر در برابر خطا و همچنین طرح‌ریزی مسیر نشست ایمن در شرایط اضطراری، برای داشتن یک نشست ایمن ضروری می‌باشد [۱۰].

۱.۲.۱ عوامل تأثیرگذار بر تصمیم‌گیری خلبان در شرایط اضطراری

در ادامه برای تبیین بیش‌تر عوامل مؤثر بر تصمیم‌گیری خلبان در شرایط اضطراری و طراحی ابزار مناسب جهت کمک به خلبان در شرایط اضطراری، عوامل و فاکتورهای مؤثر در تصمیم‌گیری مورد بررسی قرار می‌گیرد. مطابق شکل ۱۰.۱ دو فاکتور تأثیرگذار بر تصمیم‌گیری به شرح زیر است:

- زمان مورد نیاز
- شناخت محیط

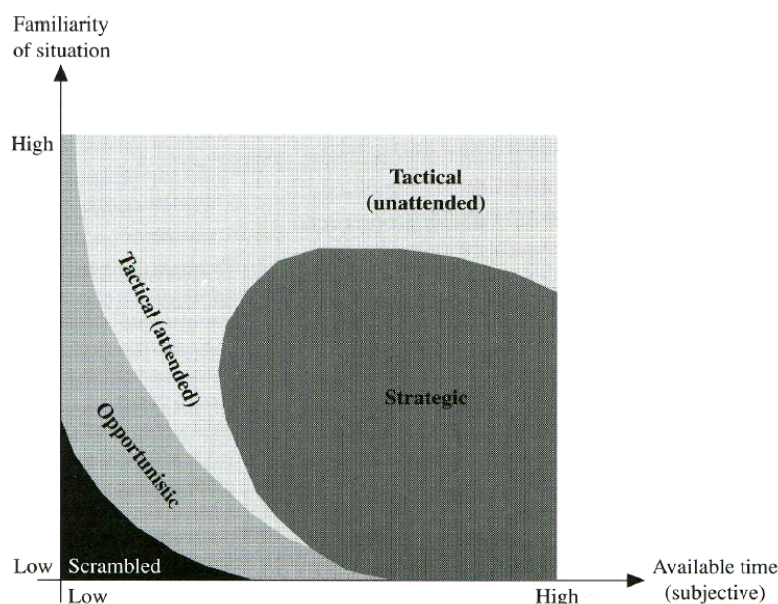
منظور از زمان مورد نیاز، زمانی است که شخص جهت انجام عمل یا عکس‌العمل مناسب نیاز دارد و منظور از شناخت محیط، آشنایی شخص با کلیه عواملی است که در محیط اطراف وجود دارد و می‌تواند بر تصمیم‌گیری او تأثیرگذار باشد [۱۱].

مطابق شکل ۱۰.۱ بر اساس دو عامل بیان شده در بالا، چهار حالت کنترلی قابل تعریف است:

- ۱- ناگهانی^۶
- ۲- فرصتی^۷
- ۳- تاکتیکی
- ۴- استراتژیکی

^۶ Scrambled

^۷ Opportunistic



شکل ۱۰.۱ فاکتورهای تأثیرگذار بر مد کنترلی.

ارتباط بین مقدار زمان مورد نیاز و شناخت موقعیت، تعیین کننده‌ی این چهار حالت کنترلی است. ساده‌ترین و خطرناک‌ترین حالت، حالت شماره‌ی ۱ (ناگهانی) است که معمولاً نشان دهنده‌ی وضعیت شخص در حالت ترس است. اقدامات صورت گرفته توسط خلبان هنگام قرار گرفتن در این حالت کنترلی معمولاً جزء طرح یا نقشه‌ی از پیش تعیین شده نیست و می‌تواند غیرمنطقی و غیرقابل پیش‌بینی باشد و منجر به از دست دادن کنترل هواپیما گردد. در صورتی که خلبان دارای زمان کافی برای تصمیم‌گیری باشد، موقعیت او در حالت تاکتیکی قابل توصیف است. در این حالت خلبان حس بیش‌تری از کنترل دارد و می‌تواند یک طرح یا نقشه ایجاد کند یا طرح حاضر را به گونه‌ای اصلاح نماید.

در واقع این حالت به گونه‌ای با عملکرد نرمال مرتبط است. معمولاً در شرایط اضطراری خلبان دارای وضعیت بین حالت ناگهانی و حالت استراتژیک است که این حالت، فرصتی نام دارد. در این مد خلبان ممکن است از طرح‌ها و فرآیندهای موجود استفاده کند اگر چه ممکن است نتواند طرح موجود را به درستی انجام دهد [۱۱]. همانطور که مشهود است زمان نقش بسیار کلیدی را ایفا می‌کند. زمان مورد نیاز برای خلبان جهت تصمیم‌گیری تحت تأثیر فاکتورهای مختلفی است که به شرح زیر است:

- فاز پروازی که حالت اضطراری در آن اتفاق افتاده است (صعود، فرود و ...)
- نوع سانحه که رخ داده است (نشت هیدرولیک، آتش‌سوزی، ...)

- تعداد فعالیت‌هایی که خلبان برای تکمیل طرح مورد نظر باید انجام دهد.

- میزان استرس القا شده به خلبان

استرس ممکن است به صورت فیزیکی نمود کند مثل دود در کابین یا اغتشاشات صوتی زیاد و یا ممکن است به صورت روانی مثل ترس از سقوط و مرگ نمود یابد. استرس به شدت بر روی تصمیم خلبان تأثیرگذار است. استرس باعث می‌شود که خلبان فرصت مقایسه‌ی گزینه‌های دیگر را از دست بدهد و بر روی یک گزینه متمرکز شود. علاوه بر این استرس می‌تواند سرعت عمل پردازش خلبان را بالا برده و منجر به افزایش خطا گردد. پدیده دیگری که ممکن است در اثر استرس ایجاد شود که اصطلاحاً به پدیده فیلتراسیون موسوم است حذف مقداری از اطلاعات مؤثر در تصمیم‌گیری توسط خلبان از قسمت‌های مختلف می‌باشد، به گونه‌ای که آن اطلاعات در تصمیم‌گیری در نظر گرفته نشود. همچنین استرس می‌تواند باعث اعتماد بیش از حد خلبان به ابزار خودکار گردد، به گونه‌ای که خلبان طرح ایجاد شده توسط سیستم خودکار را به عنوان بهترین گزینه در نظر گیرد، بدون اینکه امکان‌پذیر بودن آن را تأیید و یا گزینه‌های دیگر را بررسی نماید.

به طور کلی عوامل استرس‌زا منجر به اتخاذ تصمیم‌های ضعیف می‌شود، تصمیم‌هایی که در شرایط نرمال می‌توانست قابل قبول باشد و مانع از رویداد سانحه گردد. از دیگر عواملی که بر تصمیم‌گیری خلبان در شرایط اضطراری تأثیرگذار است، نوع سانحه و تغییر ایجاد شده در اثر آن سانحه بر روی هواپیما می‌باشد. در تحقیق انجام شده در مرجع [۱۱] به تقسیم‌بندی شرایط اضطراری و اولویت‌های خلبان در هر یک از این شرایط اضطراری جهت نشست (از دیدگاه خلبان) پرداخته شده است.

۳.۱ شرح مسئله و ساختار کلی رساله

با توجه به آمار موجود از سوانح و مباحث ذکر شده در قسمت قبل، هدف اصلی در این تز نشست ایمن هواپیما در شرایط اضطراری در حضور آسیب سازه‌ای است. برخی خطاهای موجود در سطوح کنترلی یا آسیب (شکستگی) سطوح برآزا، باعث کاهش شدید ویژگی‌های عملکردی هواپیما می‌شود. برای مثال، در اثر از دست دادن قسمتی از بال، هواپیما قادر به حفظ ارتفاع یا اوج‌گیری نباشد. در چنین شرایطی خلبان همزمان با چند چالش مواجه می‌شود [۱۲]. چالش اول، نیاز خلبان به آگاهی کامل از ویژگی‌های عملکردی جدید هواپیما (پاکت پروازی و محدودیت‌های کنترلی جدید) و نوع نقص یا آسیب ایجاد شده، برای حفظ کنترل هواپیما می‌باشد. که البته این

مسئله، چالش کنونی محققان شناسایی سیستم (شناسایی خطا در سیستم) می‌باشد. چالش بعدی خلبان، به‌دست گرفتن کنترل هواپیما معیوب و بازیابی آن است که این امر مورد توجه محققان کنترلی (به خصوص کنترل تطبیقی)، می‌باشد. در گام بعد، پس از کنترل هواپیما، مهم‌ترین اقدام خلبان، انتخاب سریع محلی برای نشست ایمن می‌باشد. پس از انتخاب محل نشست مناسب، خلبان می‌بایست مسیری مناسب جهت فرود هواپیمای معیوب طراحی نماید. البته طراحی مسیر ایمن با در نظر گرفتن افت ویژگی‌های عملکردی هواپیما برای داشتن یک نشست ایمن، از اهمیت خاصی برخوردار است که علی‌رغم اهمیت موضوع اخیر، مطالعه کمی در این زمینه انجام شده است و در حال حاضر، موضوع تحقیقاتی محققان می‌باشد.

پس از استخراج پکت پروازی جدید هواپیما به صورت برون خط به ازای آسیب‌های مشخص، فاز طراحی مسیر نشست آغاز می‌شود. آسیب ایجاد شده در پرواز علاوه بر افت محدوده عملیاتی هواپیما، ممکن است با نشت بنزین، هیدرولیک و یا آتش سوزی همراه باشد. طراحی مسیر نشست بدون برخورد به موانع به صورت برخط بر اساس پکت پروازی جدید و شرایط اضطراری همراه آسیب، هدف اصلی این تحقیق است. در این پژوهش شرایط اضطراری هواپیما به دو دسته کلی تقسیم‌بندی می‌شوند:

۱- شرایط اضطراری که در آن ویژگی‌های عملکردی هواپیما تغییر می‌کند.^۸

۲- شرایط اضطراری که ویژگی‌های عملکردی هواپیما عوض نمی‌شود^۹ (مثل دود یا آتش در کابین مثل آتش گرفتن موتور یا از دست رفتن بال).

در این رساله هدف، طراحی الگوریتم هوشمندی است که قادر به ایجاد مسیر نشست برخط سه بعدی برای هواپیمای آسیب‌دیده با در نظر گرفتن شرایط اضطراری همراه آسیب سازه‌ای و وجود موانع (فرض بر این است که موقعیت و ویژگی‌های موانع موجود در دسترس می‌باشد) موجود در مسیر و پوشش درصدهای مختلف آسیب بر روی سطح بال می‌باشد. البته فرض بر این است که، شناسایی خطا انجام شده است و بر اساس شناسایی پکت پروازی استخراج می‌شود، علاوه بر این آسیب سازه، از دست دادن مقادیر مشخصی از سطح بال در نظر گرفته می‌شود.

^۸ Performance Altering

^۹ Non-Performance Altering

با توجه به مطالب بیان شده فوق، با فرض از دست دادن درصدی از سطح بال به عنوان آسیب و شرایط اضطراری دیگر همراه آن و مشخص بودن ویژگی‌های موانع موجود در مسیر، رساله حاضر در بخش‌های بیان شده زیر نشست ایمن در شرایط اضطراری را بررسی می‌کند و یک الگوریتم طرح‌ریزی مسیر نشست مطابق با سیستم مدیریت پروازی پیشنهادی ارائه می‌کند. قبل از بیان بخش‌های مختلف این رساله نوآوری‌های استخراج شده از رساله تشریح می‌شود.

۱.۳.۱ نوآوری‌ها

برای طراحی مسیر نشست هواپیمای آسیب‌دیده در راستای سیستم مدیریت پرواز در شرایط اضطراری در این رساله نوآوری‌های زیر در بخش‌های مختلف انجام شده است:

- استخراج پکت پروازی مانوری هواپیما با بال آسیب‌دیده و تحلیل پایداری و خوشدستی هواپیما در کلیه شرایط تریم در داخل پکت پروازی.
- استخراج معیار ایمنی (اندیس ارزش ایمنی) بر اساس پایداری و کیفیت خوشدستی برای کلیه شرایط تریم جهت اولویت‌بندی شرایط تریم در طرح‌ریزی مسیر نشست.
- استخراج الگوریتم طرح‌ریزی مسیر نشست به‌هنگام با لحاظ موانع در مسیر و شرایط نشست ایمن.
- اعمال شرایط اضطراری همراه آسیب همچون نشت هیدرولیک، بنزین و وجود آتش در طرح‌ریزی مسیر.
- بهبود الگوریتم طراحی مسیر نشست با تغییر تابع هزینه مانع و معرفی اهداف مجازی.
- تعیین وزن‌های بهینه توابع هزینه بر اساس تحلیل پرتو و تئوری آنتروپی و اطلاعات مشترک.
- استخراج الگوریتم محل نشست با دیدگاه منطبق بر نظر خلبان.
- طراحی رابط خلبان در شرایط اضطراری منطبق بر طرح‌ریزی مسیر نشست ارائه شده در رساله و مبتنی بر سیستم مدیریت پرواز در شرایط اضطراری.
- طراحی کنترلر تعقیب مقاوم غیرخطی برای هواپیما با بال آسیب‌دیده.

۲.۳.۱ ساختار رساله

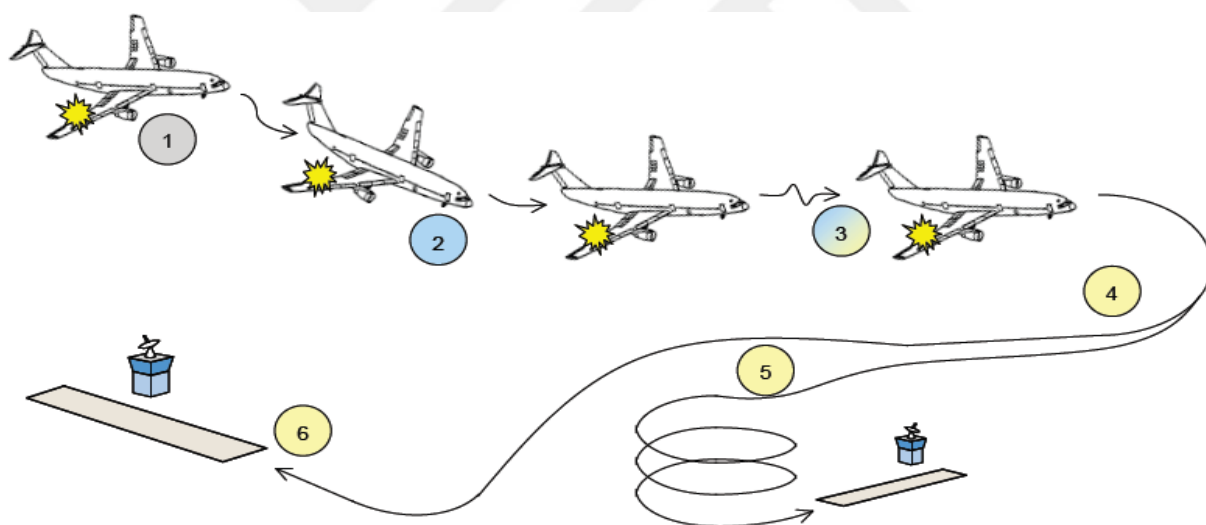
ارائه فرایند طرح‌ریزی و کنترل مسیر نشست هواپیمای آسیب‌دیده در این رساله در فصول مختلف به شرح زیر انجام شده است:

در فصل اول پس از بیان مقدمه و معرفی چند سانحه هوایی، انگیزه و هدف از تحقیق حاضر معرفی می‌شود و سپس به بیان شرح مسئله و ساختار کلی پایان‌نامه پرداخته می‌شود.

در فصل دوم ابتدا مفاهیم مرتبط با بازیابی هواپیمای آسیب دیده شامل مواردی همچون کشف و شناسایی خطا، کنترل‌رهای مقاوم در برابر خطا و روش‌های طراحی مسیر معرفی می‌شوند. سپس کارهای انجام شده قبلی در زمینه‌های مختلف مفاهیم فوق و به خصوص طراحی مسیر نشست مورد بررسی قرار می‌گیرد.

در فصل سوم پس از انتخاب هواپیمای مورد نظر و استخراج معادلات حرکت در حضور آسیب، تأثیر آسیب بر روی پاکت پروازی و کیفیت خوددستی هواپیما مورد بررسی و تحلیل قرار می‌گیرد.

در فصل چهارم با توجه به انواع روش‌های موجود برای طراحی مسیر و بر اساس بررسی انجام شده از تأثیر آسیب بر روی دینامیک هواپیما، الگوریتم طراحی مسیر نشست به‌هنگام طراحی می‌شود. طراحی مسیر نشست مطابق شکل ۱۱.۱ با فرض معلوم بودن میزان آسیب بال (شناسایی به‌هنگام) و دانستن عوارض زمینی اطراف انجام می‌شود.



شکل ۱۱.۱ شماتیک طراحی مسیر نشست اضطراری.

در فصل پنجم راه‌کارهایی جهت بهبود عملکرد الگوریتم طراحی مسیر نشست ارائه می‌شود. با توجه به اینکه الگوریتم طراحی مسیر نشست ارائه شده در فصل قبل یک الگوریتم با چند تابع هزینه است، در ادامه این فصل با اعمال مفاهیم بهینه‌سازی با چند تابع هدف و دسته‌بندی توابع هزینه بر اساس فاصله تا مانع و باند، مسئله طراحی مسیر در قابل یک مسئله طراحی مسیر بهینه با توابع هدف چندگانه حل می‌شود.

در فصل ششم، با توجه به نیاز به بهبود سیستم مدیریت نشست در شرایط اضطراری و نیاز به انتخاب محل نشست مناسب با توجه به نوع آسیب، پس از ارائه یک الگوریتم انتخاب محل نشست، سیستم/اینترفیس خلبان در شرایط اضطراری طراحی و ارائه می‌شود.

در فصل هفتم، با توجه به نیاز به یک کنترلر جهت تعقیب متغیرهای خروجی طراحی مسیر، کنترلر غیرخطی مقاوم با ساختار مدل چندگانه طراحی می‌شود و نتایج حاصل از تعقیب مسیر در حضور اغتشاش، نویز و آسیب بال، ارائه می‌گردد.



۲

فصل دوم

مفاهیم اصلی و تاریخچه



۱.۲ مفاهیم اصلی در بازیابی و طراحی مسیر نشست

در فصل اول در بیان چالش‌های خلبان در شرایط اضطراری بیان شد که بدست گرفتن کنترل هواپیمای آسیب‌دیده، کشف و شناسایی نقص یا ایراد و طراحی مسیر نشست ایمن به سمت محل نشست انتخاب شده از جمله مفاهیم اصلی در بازیابی و نشست ایمن هواپیمای آسیب‌دیده است. در این بخش انواع روش‌های کنترل تحمل‌پذیر در برابر نقص، روش‌های کشف و شناسایی نقص و انواع روش‌های طراحی مسیر معرفی می‌شوند.

۱.۱.۲ سیستم‌های کنترلی تحمل‌پذیر در برابر نقص

نقص یا خطا در یک سیستم دینامیکی، انحراف غیرمجاز حداقل یک ویژگی یا یک پارامتر سیستم از رفتار قابل قبول، تعریف می‌شود. در واقع نقص حالتی است که ممکن است به خرابی^۱ در سیستم منجر شود. نقص ممکن است در هر عضوی از سیستم رخ دهد (عملگر، سنسورها، اجزا سیستم یا ترکیبی از آنها). در شکل پ.۱ (در پیوست)، انواع خطاهای ممکن برای هواپیما به همراه تأثیر آنها بر روی سیستم ارائه شده است. سیستم FTCS^۲، سیستم کنترلی است که توانایی اصلاح نقص در اجزا را داشته باشد به گونه‌ای که در مرحله اول پایداری سیستم حفظ شود و در مرحله بعد عملکرد سیستم در حضور و عدم حضور نقص در سیستم در حد مطلوب و قابل قبول باشد. در واقع هدف FTCS، حفظ پایداری و عملکرد مطلوب سیستم در شرایط نرمال و همچنین پس از رخداد نقص در سیستم است [۱۳]. تکنیک‌های طراحی FTCS را می‌توان به دو دسته PFTCS^۳ (سیستم کنترل تحمل‌پذیر در برابر خطای غیرفعال) و AFTCS^۴ (سیستم کنترل تحمل‌پذیر در برابر خطای فعال) تقسیم‌بندی نمود. انتخاب نوع روش به مقدار خطای قابل اصلاح سیستم در فاز طراحی، تغییرات ایجاد شده توسط خطا در سیستم و نوع اجزا موجود برای اصلاح خطا در سیستم مربوطه، بستگی دارد.

^۱ Failure

^۲ Fault Tolerant Control System

^۳ Passive Fault Tolerant Control System

^۴ Active Fault Tolerant Control System

۲.۱.۲ سیستم کنترل تحمل‌پذیر در برابر خطای غیرفعال

در این روش کنترلی، برخی نقص‌های رایج سیستم در نظر گرفته می‌شوند و برای نقص‌های در نظر گرفته شده، کنترلر طراحی می‌شود. کنترلر در حین عملکرد سیستم در صورت رخداد خطا در مقابل خطا تحمل‌پذیر است. در واقع کنترلر بدون دسترسی به اطلاعات برخط از خطای حادث شده در سیستم، قادر به جبران خطاهای از قبل پیش‌بینی شده، می‌باشد. در این استراتژی کنترلی، از مباحث کنترل مقاوم^۱ استفاده می‌شود به گونه‌ای که نقص در سیستم به عنوان عدم قطعیت در مدل در نظر گرفته می‌شود و برای عدم قطعیت‌های از قبل پیش‌بینی شده کنترلر طراحی می‌شود. در این روش، کنترلر تنها در برابر نقص‌هایی که از قبل پیش‌بینی شده است، مقاوم می‌باشد [۱۴].

از جمله نقاط ضعف این روش کنترلی، مقاوم بودن کنترلر در مقابل نقص‌های از قبل پیش‌بینی شده است و در صورت رویداد نقص‌هایی غیر از موارد پیش‌بینی شده، کنترلر قادر به جبران خطا نیست. علاوه بر این کنترلر طراحی شده در برابر محدوده خاصی از خطای از قبل پیش‌بینی شده، مقاوم می‌باشد و خارج از محدوده، پایداری سیستم تضمین نمی‌شود. از طرف دیگر اگر کنترلر در برابر محدوده بزرگتری از خطاها مقاوم باشد، از طرف دیگر عملکرد سیستم تضعیف می‌شود. بنابراین به طور کلی این روش کنترلی که به صورت برون‌خط^۲ است و تنها در برابر خطاهای پیش‌بینی شده در محدوده خاصی از خطا مقاوم است [۱۵].

۳.۱.۲ سیستم کنترل تحمل‌پذیر در برابر خطای فعال

در اغلب سیستم‌های کنترلی مرسوم، کنترلر برای سیستم بدون احتمال وجود نقص طراحی می‌شود. در این گونه سیستم‌ها برای جبران خطای حادث شده در سیستم از دو استراتژی متفاوت استفاده می‌شود. در استراتژی اول، پس از کشف و شناسایی خطا در سیستم، کنترلر به قسمت کنترلی از پیش طراحی شده متناسب با خطا، سوییچ می‌کند. در واقع در این نوع استراتژی قسمتی از فرایند کنترلی برخط و قسمتی برون‌خط می‌باشد.

^۱ Robust Control

^۲ Offline

در روش برون خط، کنترلر مرتبط با برخی خطاهای از قبل پیش‌بینی شده طراحی می‌شود. به عبارت ساده‌تر در این قسمت متناسب با هر نقص، گین‌های کنترلی و یا ساختار کنترلی مجزایی طراحی می‌شود. در قسمت برخط^۱، سیستم با استفاده از الگوریتم کشف و شناسایی خطا (FDI)^۲، خطا را شناسایی می‌کند و ساختار کنترلی متناسب با خطای حادث شده تغییر می‌کند. در استراتژی دوم، سیستم کنترل کاملاً به صورت برخط عمل می‌کند. در واقع در این روش، پس از کشف و شناسایی خطا به صورت برخط، کنترلر نیز متناسب با خطا به صورت برخط تغییر می‌کند و خود را با خطا تطبیق می‌دهد. از مهم‌ترین مباحث استفاده شده در این استراتژی کنترلی، مباحث کنترل تطبیقی است [۱۶]. در این حالت که کنترلر متناسب با نوع نقص بر اساس شناسایی تغییر می‌کند، شکل‌گیری مجدد^۳ نیز گفته می‌شود.

روش فعال شامل شناسایی سیستم برخط و تصمیم‌گیری زمان واقعی و تجدید ساختار کنترلر است که از مهم‌ترین ویژگی‌های آن، توانایی تطبیق سیستم با محدوده وسیعی از کاهش عملکرد سیستم است. علاوه بر این در هر دو استراتژی این روش، از الگوریتم شناسایی سیستم استفاده می‌شود. همانطور که قبلاً اشاره شد، خطاها را می‌توان بر اساس معیارهای مختلف طبقه‌بندی نمود [۱۷].

۴.۱.۲ کشف و شناسایی خطا

مهم‌ترین وظیفه سیستم‌های AFTCS برخط بودن طراحی کنترلر است. برای انجام این فرایند، دسترسی به اطلاعات جزئی تغییرات ایجاد شده از نقص و خطا ضروری است. به همین دلیل الگوریتم FDI نقش مهمی در AFTCS دارد. الگوریتم FDI عملکرد سیستم را برای کشف خطا مشاهده نموده و مقدار آن را مشخص می‌کند.

^۱ Online

^۲ Fault Detection and Identification

^۳ Reconfiguration (Reconfigurable control)

۱.۴.۱.۲ روش‌های FDI

برای کشف و شناسایی خطا، روش‌های مختلفی توسعه یافته است. به طور کلی این روش‌ها به دو دسته مدل پایه^۱ و سیگنال پایه^۲ تقسیم‌بندی می‌شوند [۱۳]. روش‌های سیگنال پایه، برای کشف خطا در سیستم، ویژگی‌های خاص سیگنال‌های اندازگیری را تست می‌کنند. آنالیز طیفی و فیلترهای گذر باند^۳ نمونه‌هایی از روش‌های سیگنال پایه هستند. روش‌های مدل پایه دارای کاربرد بیشتری هستند و معمولاً در دو مرحله اجرا می‌شوند. تولید باقیمانده^۴ و ارزیابی باقیمانده دو مرحله این روش می‌باشد [۱۸]. از مهم‌ترین روش‌های تولید باقیمانده می‌توان روش‌های برپایه مشاهده‌گر، روش‌های مشاهده تساوی فضایی^۵ و روش‌های تخمین پارامترها را نام برد. اصول روش‌های برپایه مشاهده‌گر، تخمین متغیرهای سیستم با مشاهده‌گر برای سیستم‌های معین و فیلتر کالمن برای سیستم‌های تصادفی می‌باشد به گونه‌ای که خطای تخمین به عنوان باقیمانده در نظر گرفته می‌شود.

برخی روش‌های تصمیم‌گیری از قبیل روش تصمیم‌گیری باینری^۶ و روش تصمیم‌گیری آماری^۷ از جمله این روش‌ها می‌باشند. تصمیم‌گیری باینری از مقایسه بین باقیمانده و یک آستانه ثابت ایجاد می‌شود. از جمله تکنیک‌های تصمیم‌گیری آماری می‌توان به تست نسبت شباهت عمومی^۸، تست نسبت احتمال توالی^۹ و روش‌های مبتنی بر کواریانس تداخلی^{۱۰} اشاره کرد. نمودار درختی انواع روش‌های مختلف شناسایی خطا با دسته‌بندی مربوطه در شکل پ.۲ ارائه شده است [۱۹].

^۱Model based

^۲Signal Based or Data Based

^۳Bandpass

^۴Residual

^۵Parity Space

^۶Binary Decision Making

^۷Statistical Decision Making

^۸Generalized Likelihood Ratio Test

^۹Sequential Probability Ratio Test

^{۱۰}Cross Covariance

۲.۲ روش‌های طرح‌ریزی مسیر

مسئله طرح‌ریزی مسیر، اولین بار در توسعه سیستم‌های روباتیک خودگردان مورد استفاده قرار گرفت. امروزه استفاده از این واژه در صنعت هوایی بیش‌تر برای هواپیماهای بدون سرنشین (UAV) مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این فرایند، هواپیمای بدون سرنشین هنگام پرواز در ارتفاعات پایین ضمن عبور از موانع و عوارض زمینی و حفظ ایمنی حرکت، در کوتاه‌ترین زمان و صرف کم‌ترین انرژی، به نقطه مقصد می‌رسد. طرح‌ریزی مسیر، به عنوان یکی از زمینه‌های تحقیقاتی مهم در مورد است. اطلاق واژه طرح‌ریزی مسیر برای هواپیمای آسیب‌دیده یک تمایل جدید در صنعت هوایی می‌باشد که کم‌تر به آن پرداخته شده است [۲۰].

بحث بهینگی در هواپیماهای بدون سرنشین به مواردی همچون کوتاه‌ترین مسیر، کم‌ترین زمان، کم‌ترین میزان مصرف سوخت و یا بیش‌ترین فاصله از نقاط تهدید و موارد این چنین اطلاق می‌گردد [۲۱]. در حالی که بحث طراحی مسیر در مورد هواپیمای آسیب‌دیده، اندکی متفاوت است. در این مورد وظیفه الگوریتم طراحی مسیر رساندن هواپیما از نقطه انتخاب محل نشست تا باند فرود می‌باشد به گونه‌ای که با در نظر گرفتن دینامیک و پاکت پروازی جدید و همچنین دوری جستن از موانع در مسیر به صورت ایمن به موقعیت نشست برسد. در واقع، بحث بهینگی در این روند به ایمن‌ترین مسیر نشست اطلاق می‌گردد. اگرچه بحث سریع‌ترین و کوتاه‌ترین مسیر به خصوص در مواردی که هواپیما در اثر سانحه با محدودیت سوخت مواجه شده است، ضروری به نظر می‌رسد [۲۰]. روش‌های طرح‌ریزی مسیر حرکت می‌توانند به صورت زیر دسته‌بندی گردند [۲۲] و [۲۳]:

- روش‌های مبتنی بر فضای ساختار
- روش‌های مبتنی بر تئوری کنترل بهینه و بهینه‌سازی کلاسیک
- روش‌های مبتنی بر الگوریتم‌های تکاملی
- روش‌های بهینه‌سازی کاشف
- برنامه‌ریزی حرکت مانور-پایه

۱.۲.۲ روش‌های مبتنی بر فضای ساختار

فضای حالت برای برنامه‌ریزی مسیر را فضای ساختار^۱ می‌نامند که با فضای-سی معرفی می‌شود. به عبارت دیگر هنگامی که از معادلات سینماتیک استفاده می‌کنیم، فضای حالت و فضای ساختار معادل هستند. دلیل استفاده از فضای ساختار، کاهش پیچیدگی و ابعاد مسئله است. در اکثر روش‌های مبتنی بر فضای ساختار، دانش طراح از محیط به صورت یک گراف بیان می‌شود. بنابراین پیچیدگی گراف به موانع و نقاط تهدید محیط وابسته است. گراف شامل گره‌هایی است که متناظر با موقعیتی در محیط می‌باشد. روش جداسازی سلولی^۲، نقشه راه^۳ و دیاگرام ورنوی^۴ نمونه‌هایی از استفاده از گراف هستند.

اساس روش‌های فوق، شامل سه مرحله می‌باشد. در مرحله اول گراف (محیط عملیاتی)، ایجاد می‌شود. در این مرحله ساختارهای بدون برخورد با عوارض ایجاد شده و برای اتصال آن‌ها تلاش می‌شود. در مرحله بعد با استفاده از الگوریتم‌های جستجوی گراف متداول، مسیرهای مورد نظر (بهینه) ایجاد می‌شود و در نهایت، بر اساس قیده‌های دینامیکی، مسیر اصلاح و قابل پرواز می‌شود [۲۲].

در دسته دیگری از روش‌های مبتنی بر فضای ساختار یک نمونه تصادفی از فضای ساختار ایجاد می‌شود که به آن‌ها روش‌های مبتنی بر نمونه‌گیری گفته می‌شود. دو روش اصلی از زیرمجموعه الگوریتم‌های مبتنی بر نمونه‌گیری، الگوریتم نقشه جاده‌ی احتمالاتی (PRM)^۵ و الگوریتم درخت اتفاقی کاوش سریع (RRT)^۶ می‌باشد.

برای جستجوی گراف روش‌های متعددی از جمله: برنامه‌ریزی دینامیکی^۷، الگوریتم داجیسترا^۸ و الگوریتم A^* وجود دارد. در این الگوریتم‌ها، ابتدا به هر تکه مسیر ایجاد شده در گراف (یال)، یک مقدار

^۱ Configuration Space (C-Space)

^۲ Cell Decomposition

^۳ Road map

^۴ Voronoi Diagram

^۵ Probabilistic Road Map

^۶ Rapidly Exploring Random Tree

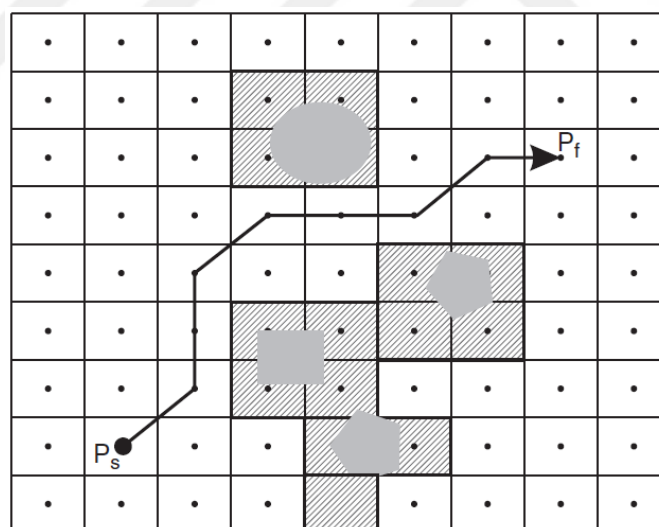
^۷ Dynamic Programming

^۸ Dijkstra Algorithm

هزینه توسط تابع هزینه اختصاص داده می‌شود. آنگاه الگوریتم‌ها تلاش می‌کنند مسیری (از میان مجموعه مسیرها) با کم‌ترین تابع هزینه به‌گونه‌ای پیدا کنند که نقطه شروع و هدف را به هم متصل نماید. از جمله ویژگی‌های مبتنی بر گراف بار محاسباتی بالا برای تولید گراف و جستجو در میان گراف‌ها می‌باشد که زمان بر می‌باشد و هرچه فضای کاری بزرگ‌تر باشد، بار محاسباتی افزایش می‌یابد. علاوه بر این روش‌های ذکر شده در بالا، عمده‌تاً در فضای دوبعدی می‌باشند که توسعه آن‌ها به فضای سه‌بعدی باعث افزایش پیچیدگی مسئله و بار محاسباتی می‌شود [۲۳]. در ادامه برخی از روش‌ها به اختصار توضیح داده می‌شود.

۱.۱.۲.۲ روش جداسازی سلولی

در این روش فضای ساختار به یک سری نواحی محدود تقسیم‌بندی می‌شود. در هر یک از این نواحی، می‌توان مسیرهای بدون برخورد با مانع را به سادگی یافت. سپس مسئله برنامه‌ریزی مسیر به مسئله یافتن یک رشته از سل‌های مجاور که نقطه شروع و هدف را شامل می‌شوند، تبدیل می‌گردد.



شکل ۱.۲ روش جداسازی سلولی.

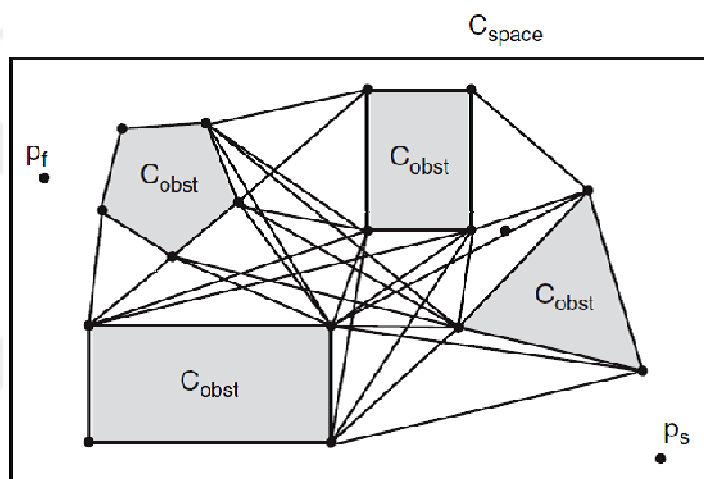
۲.۱.۲.۲ روش نقشه‌راه

در این روش یک شبکه از مسیرهای پیوسته بدون برخورد با مانع ساخته شده و در فضای ساختار آزاد (بدون مانع) گسترش می‌یابد. سپس مسئله برنامه‌ریزی مسیر، به یافتن مسیرهایی تبدیل می‌شود که

نقشه شروع و هدف را به نقشه راه متصل می‌کنند. روش‌های متعددی برای ساختن نقشه راه وجود دارد که می‌توان به گراف مشاهده‌پذیری و دیاگرام ورونوی اشاره کرد.

• گراف مشاهده‌پذیری

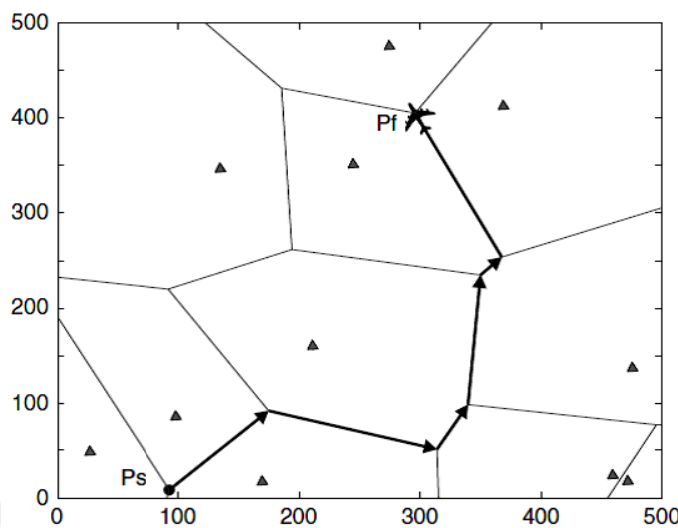
همانطور که از اسم این روش پیدا است، گراف مشاهده‌پذیری یک مسیر خط دید در محیط بوجود می‌آورد. با توجه به مشخص بودن رئوس و یال‌های موانع و اتصال رئوس موانع یک گراف ایجاد می‌شود که مسیر استخراج شده توسط الگوریتم جستجو، مسیری است که از یال‌های موانع چند ضلعی حاصل می‌شود.



شکل ۲.۲ گراف مشاهده‌پذیری جهت ایجاد گراف.

• دیاگرام ورونوی

الگوریتم ورنوی می‌تواند میانگین فاصله از یک سری نقاط را به صورت محدوده‌ها و سلول‌های بسته مشخص نماید. برای وسایل هوایی در دو نمونه مسئله می‌توان از این الگوریتم استفاده نمود. در کاربرد نخست اگر نقاط مورد پردازش در الگوریتم ورنوی، موانع یا محدوده‌های غیر ایمن باشند این الگوریتم می‌تواند مسیرهای ایمن بین موانع را مشخص نماید و در کاربرد دوم اگر نقاط وسایل پرنده هوایی باشند، الگوریتم ورنوی می‌تواند با تشکیل سلول‌های ورنوی، نزدیک‌ترین نقاط را به عامل مشخص نمایند که از این کاربرد برای جستجوی بهینه استفاده می‌شود. یعنی به عبارتی نزدیک‌ترین نقاط به یک عامل را مشخص و آن عامل تنها محدود به بهینه‌ترین و نزدیک‌ترین نقاط پیرامونی برای عمل جستجو خواهد گردید.



شکل ۳.۲ روش دیاگرام ورونوی در طراحی مسیر.

۳.۱.۲.۲ روش مبتنی بر گرادیان میدان پتانسیل

روش گرادیان میدان پتانسیل، از پتانسیل تعریف شده در فضای عملیات برای هدایت جسم به سمت هدف و دوری جستن از موانع استفاده می‌کند. در واقع میدان پتانسیل به صورت جمع پتانسیل جاذبه که جسم را به سوی هدف هدایت می‌کند و پتانسیل دافعه که آن را از موانع دور می‌کند، محاسبه می‌شود. مشکل که در این روش وجود دارد، گیر افتادن در مینیمم محلی است چرا که توابع پتانسیل استخراج شده معمولاً دارای مینیمم محلی هستند.

۲.۲.۲ روش‌های مبتنی بر کنترل بهینه و بهینه‌سازی

روش‌های مبتنی بر کنترل بهینه از جمله روش‌هایی هستند که به وفور در طرح‌ریزی مسیر پرواز مورد استفاده قرار می‌گیرند. معمولاً در این روش‌ها از معادلات سینماتیکی و معادلات دینامیکی نقطه‌ای (سه درجه آزادی)، جسم پرنده با اعمال محدودیت‌ها و قیدها استفاده می‌شود. برنامه‌ریزی غیرخطی (NLP)^۱ در طراحی مسیر پرواز نقش قابل ملاحظه‌ای را ایفا می‌کند. استفاده از توابع مشخصی مانند منحنی‌های اسپلاین^۲ (به طور کلی چندجمله‌ای‌ها) و سپس تعیین ضرایب آن با استفاده از روش‌های بهینه‌سازی

^۱ Nonlinear Programming

^۲ Spline

نیز روشی رایج در طرح‌ریزی مسیر پرواز می‌باشد. مشکل اصلی این روش‌ها این است که برای مسائل ساده قابل اجرا است و در صورتی که مسئله پیچیده‌تر شود و قیدها افزایش یابند، این روش‌ها کارایی خود را از دست می‌دهند و یا دارای پیچیدگی زیادی می‌شوند.

۳.۲.۲ روش‌های مبتنی بر الگوریتم‌های تکامل

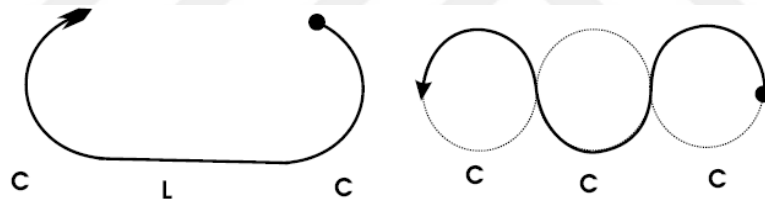
روش‌های مبتنی بر تکامل، جزء تکنیک‌های بهینه‌سازی هستند که جمعیتی از حل‌ها را ارائه می‌کنند و آنگاه اصلاح اتفاقی آن‌ها انجام می‌گردد تا یک جستجوی آماری ساختار یافته شکل گیرد. مسیرهای ایجاد شده می‌تواند رشته‌ای از منحنی‌های اسپیلاین باشند. حل‌هایی که از این جستجو بدست می‌آیند، بر اساس یک تابع شایستگی ارزیابی و یکی از بهترین آن‌ها ارزیابی می‌گردد. سپس این حل با استفاده از یک اصلاح اتفاقی، برای ایجاد حل‌های کاندید به کار می‌رود. این فرایند تکاملی ادامه می‌یابد تا زمانی که معیار خاصی برآورده گردد.

الگوریتم‌های تکاملی در حل مسائل بهینه‌سازی پیچیده و ترکیبی کارآمد بوده و نسبت به عدم قطعیت‌ها مقاوم می‌باشد. علاوه بر این این الگوریتم‌ها قادرند در مسائل با قیدهای زیاد مورد استفاده قرار گیرند. از دیگر ویژگی‌های الگوریتم‌های تکاملی رسیدن به حل‌های بهینه سرتاسری می‌باشد که در جای خود بسیار ارزشمند است. البته باید توجه داشت که تاکنون هیچ روش بهینه‌سازی در جهان وجود ندارد که رسیدن به کمینه سرتاسری را تضمین نماید. روش‌های طرح‌ریزی مسیر تکاملی، از اپراتورهای زیادی استفاده می‌کنند به طوری که بار محاسباتی بالایی را اعمال می‌کنند و کاربرد برخط این الگوریتم‌ها در سیستم‌های هوافضایی را محدود می‌کند. روش‌های جمعیتی به دلیل بهره‌گیری از متغیرهای تصادفی به مقادیر نهایی مختلفی همگرا می‌گردند. از این‌رو بهره‌گیری از روش‌هایی نظیر مونت کارلو، برای تحلیل پاسخ‌های بدست‌آمده ضروری می‌باشد.

۴.۲.۲ مسیرهای دیوبینس

مسیرهای دیوبینس، شامل مسیرهای دوبعدی در صفحه می‌باشد که از ترکیب حرکت بر روی خطوط صاف^۱ و حرکت چرخشی^۲ ایجاد می‌شوند. اثبات می‌شود که کوتاه‌ترین مسیر بین هر دو نقطه که قید انحنای مسیر نیز برآورده شود، شامل کمان‌هایی از دایره و خطوط مستقیم است. در واقع فراهم کننده کوتاه‌ترین مسیر برای حرکت خطی و کمان دایروی کوتاه‌ترین مسیر برای حرکت چرخشی می‌باشد. علاوه بر این کمان دارای نرخ چرخش ثابت می‌باشد که در آن قید بیش‌ترین انحنای برآورده می‌شود. این مسئله اساس روش Dubins می‌باشد [۲۱]. مسیر دیوبینس بین دو بردار در یک صفحه است که در آن باند مینیمم چرخش برآورده می‌شود.

مسیرهای دیوبینس دارای دو ساختار معمول است. مسیر تشکیل شده از دو کمان متصل به یک خط صاف (CLC) و مسیر ایجاد شده از سه خم متوالی (CCC) و یا زیرمجموعه‌ای از ترکیب موارد فوق می‌باشد.



شکل ۴.۲ دو نوع ساختار از مسیرهای دیوبینس

در هندسه اقلیدسی، مسیرهای دیوبینس با رسم یک خط مماس بین دو کمان دایروی ایجاد می‌شود. خط مماس می‌تواند بر کمان‌ها به صورت داخلی و یا خارجی مماس شود. در شکل بالا، مسیرها با مماس خارجی نشان داده شده‌اند. مسیرهای دیوبینس در فضای دوبعدی می‌باشند و بهینگی این مسیرها در فضای دوبعدی اثبات شده است. استفاده از مسیرهای دیوبینس در فضای سه‌بعدی موضوع مورد مطالعه محققان می‌باشد. از مسیرهای دیوبینس برای تولید مسیرهای پرواز هواپیمای بدون سرنشین [۲۲] و همچنین برای طراحی مسیر نشست یک هواپیمای آسیب‌دیده مورد استفاده قرار گرفته است [۲۴]. در

^۱ Rectilinear Motion

^۲ Turning Motion

واقع در این مرجع به گونه‌ای از مسیرهای دوبینس استفاده شده است که نقطه شروع و پایان، به ترتیب نقطه انتخاب محل نشست و محل فرود می‌باشد.

۵.۲.۲ برنامه‌ریزی حرکت مانور-پایه

ایده مانور-پایه جهت کاهش پیچیدگی محاسباتی مسئله برنامه‌ریزی حرکت برای یک سیستم مقید غیرخطی با بعد بالا بر مبنای کوانتیزه کردن دینامیک سیستم توسعه داده شده است. منظور از کوانتیزه کردن دینامیک این است که مسیرهای عملی سیستم به یک خانواده محدود از منحنی‌های پارامتری بر حسب زمان تبدیل می‌شوند که مسیرهای پایه^۱ نام دارند. لازم به ذکر است که این کار به معنای گسسته‌سازی معادلات حرکت وسیله نیست.

ایده مانور-پایه اولین بار توسط فرازولی مطرح شد [۲۵] و در واقع یک رشته ورودی معلوم و مسیر متناظر با این ورودی‌ها است که وسیله را از یک وضعیت تریم به وضعیت تریم دیگری منتقل می‌کند. یک مسیر تریم به صورت ساده یک رژیم پروازی حالت یکنواخت^۲ است که پرنده می‌تواند برای هر بازه زمانی در آن باقی بماند. مانورها حرکتی هستند که وظیفه انتقال از یک وضعیت تریم به وضعیت تریم دیگر را بر عهده دارند. دو خاصیت مهم موجود در سیستم‌های کنترلی مکانیکی که در ایده مانور-پایه مورد استفاده قرار می‌گیرد وجود تعادل نسبی و تقارن است که در ادامه تشریح می‌شود.

۱.۵.۲.۲ تعادل نسبی در ایده مانور-پایه

تعادل نسبی متناسب با شرایطی است که در یک سیستم دینامیکی، به ازای یک شرایط اولیه، ورودی کنترل ثابت بدست می‌آید به طوری که سرعت (خطی و زاویه‌ای) در دستگاه بدنی ثابت است. به چنین مسیری در هواپیما مسیر تریم گفته می‌شود.

اولین دسته از مسیرهای تریم در ایده مانور-پایه مسیرهای تریم هستند که با شناسایی نقاط مناسب در پوش عملیاتی وسیله و اعمال کلیه الزامات عملکردی وسیله بدست می‌آیند. شرایط تریم از شرایط

^۱ Motion Primitives

^۲ Steady State

مطلوب برای خلبانان و رانندگان است زیرا با اعمال یک ورودی ثابت با کاری آن‌ها کاهش می‌یابد و تنها نیاز به اصلاحات کوچک مربوط به اغتشاشات محیطی دارند. مسیرهای مانور دومین دسته از مسیرهای مانور پایه هستند و در واقع مسیرهای انتقال بین شرایط تریم دیگر می‌باشند [۲۶].

۲.۵.۲.۲ خاصیت تقارن در ایده مانور-پایه

فرض قابل قبولی که در سیستم‌های مکانیکی می‌تواند جهت ساده‌سازی مورد استفاده قرار گیرد، خاصیت تقارن است. دینامیک اکثر وسایل ساخت دست بشر از قبیل دوچرخه‌ها، ماشین‌ها، کشتی‌ها و هواپیماها با یک سری فرضیات معقول مانند همگن بودن، اتمسفر ایزوتروپیک و شتاب جاذبه ثابت، نسبت به انتقال و دوران حول محور عمودی دستگاه بدنی که موازی جهت میدان جاذبی محلی است نامتغیر است. توجیح مهندسی این مسئله این است وسیله طوری طراحی می‌شود که اگر کسی کار کردن با آن را در جایی آموخت، آن شخص می‌تواند مهارت خود را روی آن وسیله در هر جای دیگر به کار گیرد. به این ترتیب، می‌توان مفهوم مسیرهای معادل را معرفی کرد. برای یک هواپیما استفاده از خاصیت تقارن بدین معنا است که مسیر استخراج شده به مکان، زمان و جهت سمت وسیله پرنده وابسته نیست [۲۶].

به این ترتیب در ایده مانور-پایه با ساختن مجموعه‌ای موسوم به کتابخانه تریم-مانور متشکل از تعداد محدود از مسیرهای تریم و مانور، برنامه‌ریز با سویچ بین مسیرهای پایه و متصل کردن آن‌ها به همدیگر مسیر کامل را طراحی نمود. چنین سیستمی دارای دو دینامیک گسسته و پیوسته است. دینامیک پیوسته متعلق به دینامیک سیستم در طول مسیرهای پایه و دینامیک گسسته مربوط به سویچ بین مسیرهای پایه است. به همین دلیل به آن دینامیک ترکیبی گفته می‌شود.

کتابخانه مانورها در روش فرزولی شامل پایه‌های حرکتی است که منطبق با دینامیک وسایل پرنده می‌باشد. بنابراین مسیرهای ایجاد شده با انتخاب صحیح از توالی پایه‌های حرکتی و شرایط تریم مسیرهای دینامیکی ممکن برای وسیله پروازی خواهد بود. در واقع ضعف روش‌های دیگر طراحی مسیر مثل دیاگرام ورونوی و گراف مشاهده‌پذیری این است که این روش‌ها شبکه‌ای از تکه خطوط گسسته ایجاد می‌کنند و مسیرهای ایجاد شده در آن‌ها منطبق با دینامیک وسایل پرنده نیست.

۳.۲ الگوریتم‌های جستجو

این الگوریتم‌ها با هدف کنکاش و شناسایی یک محیط یا بررسی تغییرات در یک محیط از پیش تعیین شده طرح‌ریزی می‌گردند. زمان جستجو پارامتری است که باعث تولید الگوریتم‌های مختلف می‌گردد. این الگوریتم‌ها یکی از بخش‌های مهم مسئله بوده که بر مبنای آن تصمیم‌گیری برای دستیابی به هدف تعریف می‌گردد اصول ترکیب اصل جستجو و حرکت به سمت هدف به صورت منظم و هدایت‌پذیر الگویی به وجود خواهد آورد که در ابعاد جستجو و طرح‌ریزی مسیر مناسب کاربرد داشته باشد. در ادامه در این بخش الگوریتم‌های کلاسیک جستجو معرفی می‌شوند.

۱.۳.۲ ویژگی‌های الگوریتم‌های جستجو

الگوریتم‌های جستجو معمولاً در فضای گراف یا درخت جستجو می‌کنند. هر گراف از یک سری گره^۱ و یال^۲ تشکیل شده است. هر نقطه از شبکه تشکیل‌دهنده گره است و خطوط واصل بین دو گره همسایه یال نامیده می‌شود. در هر گره از درخت^۳ یا گراف، ساختاری با اجزا زیر وجود دارد [۲۷]:

- حالت^۴: شامل حالتی در فضای حالت است که گره متعلق به آن است.
- والد^۵: گره‌ای در درختچه جستجو که این گره را تولید کرده است.
- عمل^۶: عملی که برای تولید این گره بر روی گره والد انجام شده است.
- هزینه مسیر^۷: هزینه‌ای که معمولاً با $g(n)$ نشان داده می‌شود و هزینه مسیر از حالت اولیه تا گره کنونی می‌باشد و در مسیر والدها مشخص می‌شود. دنبال کردن گره‌های والد پس از رسیدن به هدف منجر به استخراج مسیر جواب می‌شود.

¹ Node or Vertex

² Edge

³ Tree

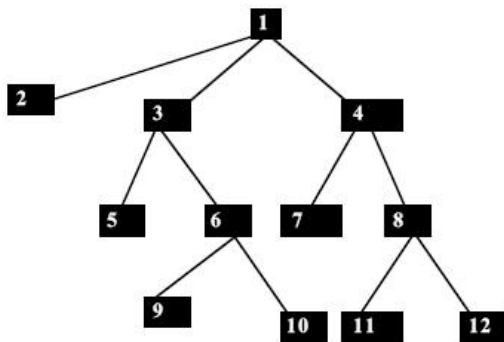
⁴ State

⁵ Parent

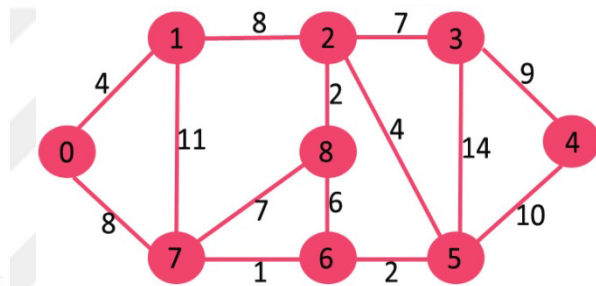
⁶ Action

⁷ Path Cost

از نظر ساختار درخت یک حالت خاص از گراف است که بین هر دو گره تنها یک مسیر وجود دارد. اما در گراف می‌تواند چند مسیر یا سیکل بین گره وجود داشته باشد. در درخت ساختار والد و فرزند مشخص است در صورتی که در گراف این مفهوم جایگاهی ندارد. پیچیدگی گراف به علت وجود حلقه یا سیکل نسبت به درخت بیش‌تر است. در واقع درخت نوع خاصی از گراف (گراف جهت‌دار بدون سیکل^۱) است که در آن حلقه یا سیکل وجود ندارد. در جستجو درخت ممکن از یک گره چند مرتبه مورد بررسی قرار گیرد ولی در جستجوی گراف به علت اینکه تمام گره‌هایی که قبلاً مورد بررسی قرار گرفته‌اند در یک لیست بسته قرار می‌گیرند، هر گره بیش از یک مرتبه مورد بررسی قرار نمی‌گیرند [۲۷].



شکل ۶.۲ ساختار یک درخت.



شکل ۵.۲ ساختار یک گراف.

از آنجا که درخت شرایط تریم تولید شده در طراحی مسیر ممکن نیست متوقف شود و تنها در صورتی در یک سیکل گیر می‌افتد که یک شرایط تریم با نرخ چرخش غیر صفر برای چند گام متوالی تکرار شود. البته می‌توان با تعریف صحیح توابع هزینه از رویداد این مسئله جلوگیری نمود. تنها مسئله بهینه بودن مسیر و نوسانات احتمالی در بین موانع می‌بایست بررسی و برطرف گردد.

۲.۳.۲ عملکرد الگوریتم‌ها

قبل از پرداختن به انواع الگوریتم‌های جستجو، نیاز است معیارهایی برای مقایسه الگوریتم‌های مختلف معرفی گردد. عملکرد الگوریتم‌های مختلف با استفاده از معیارهای تعریف شده در زیر قابل بررسی و مقایسه می‌باشد [۲۷]:

^۱ Directed Acyclic Graph

- کامل بودن^۱:

در صورتی که الگوریتم جستجو کامل باشد، قادر است در صورت وجود جواب آن را بیابد. یعنی تضمین می‌کند که در صورت وجود جواب آن را بیابد. برای تضمین کامل بودن الگوریتم، تمام نقاط موجود در فضای جستجو می‌بایست در نظر گرفته شود. بسیاری از روش‌های طراحی مسیر سرتاسری کل فضای مسئله را جستجو می‌کنند اما از طرف دیگر این الگوریتم‌ها از نظر محاسباتی سنگین و غیرقابل پیاده‌سازی می‌باشند.

- بهینگی^۲:

در صورتی که الگوریتم بهینه باشد، یک جواب بهینه کل پیدا می‌کند.

- پیچیدگی زمانی^۳:

مدت زمانی که طول می‌کشد تا الگوریتم جواب را پیدا کند.

- پیچیدگی فضایی^۴:

مقدار حافظه مورد نیاز برای الگوریتم جهت انجام فرایند جستجو است. پیچیدگی زمانی و فضایی معیار اندازه‌گیری سختی مسئله است. در علوم کامپیوتر، اندازه گراف $(|V| + |E|)$ که در آن $|V|$ تعداد یال‌ها و $|E|$ تعداد گره‌ها است) به عنوان معیار سختی در نظر گرفته می‌شود. در هوش مصنوعی، پیچیدگی بر اساس کمیت‌های b (فاکتور انشعاب^۵)؛ ماکزیمم تعداد انشعاب برای گره‌ها و d (عمق جستجو^۶)؛ تعداد گام‌ها در یک مسیر از ریشه تا گره هدف سنجیده می‌شود. در واقع زمان بر حسب تعداد کل گره‌های تولید شده در فرایند جستجو و فضا بر حسب ماکزیمم تعداد گره‌های ذخیره شده در حافظه در نظر گرفته می‌شود. در ادامه برخی روش‌های جستجو گراف معرفی می‌شوند و ویژگی‌های آن‌ها بررسی می‌شود.

¹ Completeness

² Optimality

³ Time Complexity

⁴ Space Complexity

⁵ Branching Factor

⁶ Depth

روش‌های جستجو در حالت کلی به دو دسته روش‌های جستجوی «ناآگاهانه»^۱ یا روش‌های جستجوی کور و «آگاهانه»^۲ یا هیوریستیک تقسیم‌بندی می‌شوند. روش‌های جستجوی بدون اطلاع تنها به تعاریف مسئله دسترسی دارند و هیچ اطلاعی از هدف ندارند. ولی روش‌های هیوریستیک در هر گام از جستجو از وضعیت هدف اطلاع دارند. برخی روش‌های توسعه یافته در این گروه در ادامه معرفی شده‌اند: روش جستجوی پهنای نخست^۳: در این روش ابتدا کم عمق‌ترین گره گسترش می‌یابد. بر این اساس مسیر بدست آمده از این روش کوتاه‌ترین مسیر خواهد بود. این روش کامل و بهینه است اما پیچیدگی فضایی به صورت نمایی رشد می‌کند. در واقع پیچیدگی فضایی در این روش از مرتبه b^d خواهد بود که در آن b فاکتور انشعاب و d عمق مسیر انتشار یافته تا هدف است. پیچیدگی زمانی و فضایی این روش برای تعداد گره‌ها یا فاکتورهای انشعاب بالا، پیاده‌سازی آن را غیرممکن می‌سازد. برای مثال در صورتی که فاکتور انشعاب ۱۰ و عمق جستجو ۱۶ باشد، تعداد کل گره‌ها در مسیر توسعه یافته 10^{16} خواهد شد. البته الگوریتمی که بتواند در زمان محدود بهینه سرتاسری را پیدا کند وجود ندارد.

۱.۲.۳.۲ جستجوی هزینه یکنواخت^۴:

در این روش در هر لحظه گره‌ای که کم‌ترین مقدار هزینه مسیر $g(n)$ را داشته باشد، انتشار می‌یابد. در واقع برای ادامه فرایند انتشار گره‌ها در جبهه بر اساس کم‌ترین مقدار هزینه اولویت‌بندی می‌شوند. این روش بهینه و کامل است اما پیچیدگی زمانی و فضایی آن برخلاف روش قبل به طور مستقیم از پارامترهای فاکتور انتشار و عمق بدست نمی‌آید. در حالت کلی پیچیدگی این روش بسیار بیش‌تر از روش قبل است. الگوریتم دایجسترا^۵ یک نوع از الگوریتم جستجوی یکنواخت است که برای جستجو در گراف به کار می‌رود [۲۷].

^۱ Uninformed Search Method

^۲ Informed Search Method

^۳ Breadth First Search

^۴ Uniform Cost Search

^۵ Dijkstra

• روش جستجوی عمق نخست^۱

در این روش ابتدا عمیق‌ترین گره گسترش می‌یابد. این روش نه کامل است و نه بهینه اما از طرف دیگر رشد پیچیدگی فضایی به صورت خطی است. پیچیدگی فضایی در این روش با فاکتور انشعاب b و ماکزیمم عمق m از مرتبه $b * m$ می‌باشد.

• روش جستجوی دوطرفه^۲

ایده اصلی این روش اجرای همزمان دو جستجو است؛ یکی جستجوی به سمت جلو از نقطه اولیه و دیگری جستجو از نقطه هدف به سمت عقب، با این امید که این دو جستجو در میانه به یکدیگر برسند. این روش زمان جستجو را به شدت کاهش داده اما همواره کاربردی نیست و جهت اجرا نیاز به فضای زیادی دارد. پیچیدگی فضایی و زمانی این روش از مرتبه $b^{d/2}$ است. در صورت قابل اجرا بودن رسیدن دو مسیر در میانه راه، این روش بهینه و کامل خواهد بود.

۲.۲.۳.۲ روش‌های جستجوی آگاهانه

روش‌های جستجوی با اطلاع علاوه بر تعاریف مسئله از اطلاعات خاصی استفاده می‌کنند. روش عمومی که در این دسته قرار دارد روش جستجوی بهترین-نخست^۳ است. این روش یکی از روش‌های عمومی جستجوی گراف یا درختی است که در آن گره‌های گراف برای انتشار بر اساس تابع ارزیابی $f(n)$ منتشر می‌شوند. گره‌ای که دارای کم‌ترین مقدار تابع ارزیابی باشد، برای انتشار کاندید می‌شود. از لحاظ پیاده‌سازی این الگوریتم شبیه الگوریتم جستجوی یکنواخت عمل می‌کند با این تفاوت که الگوریتم یکنواخت گره‌ای که دارای کم‌ترین مقدار تابع $g(n)$ باشد را منتشر کرده ولی در این روش گره با کم‌ترین مقدار $f(n)$ منتشر می‌شود. اغلب روش‌های جستجوی بهترین-نخست در تابع ارزیابی ترمی از تابع هیوریستیک $h(n)$ دارند. این تابع هزینه، تخمینی از گره کنونی تا هدف است که در واقع دانش اضافی از مسئله در اختیار الگوریتم جستجو قرار می‌گیرد. در ادامه دو روش از رایج‌ترین روش‌های جستجوی هیوریستیک معرفی می‌شود [۲۷].

^۱ Depth First Method

^۲ Bidirectional Search Method

^۳ Best- First Search

۳.۲.۳.۲ جستجوی بهترین-نخست حریصانه^۱

اساس نقشه‌بندی حریصانه و به‌طور کلی الگوریتم‌های حریصانه تنها پردازش همسایه کنونی و انتخاب بهترین همسایه از میان آنان است. اگر معیار فاصله باشد نزدیک‌ترین همسایه و اگر معیار ارزشی باشد با ارزش‌ترین همسایه فعلی به عنوان نقطه و موقعیت آینده گزینش می‌شود [۲۷].

در روش جستجوی بهترین-نخست حریصانه، گره‌ای که به هدف نزدیک‌تر باشد، منتشر می‌شود و بنابراین الگوریتمی سریع برای استخراج جواب است. در این الگوریتم گره‌ها بر اساس تابع ارزیابی که تنها شامل تابع هیوریستیک است، ارزیابی می‌شود $f(n) = h(n)$. علت نامگذاری این الگوریتم به حریصانه این است که این الگوریتم در هر گام سعی می‌کند تا حد ممکن به هدف نزدیک شود. این الگوریتم نه کامل است و نه بهینه، ولی یک الگوریتم کارآمد و سریع می‌باشد. پیچیدگی زمانی و فضایی آن در بدترین حالت، از مرتبه b^m است که در آن m ماکزیمم عمق در فضای جستجو است. با تعریف صحیح تابع هیوریستیک مناسب، عمق جستجو به طرز قابل توجهی کاهش می‌یابد. بنابراین عملکرد این الگوریتم تا حد زیادی به تعریف توابع هیوریستیک دارد. یکی از روش‌های تعریف تابع هیوریستیک مناسب شناخت مسئله و تجربه در تعریف تابع مناسب است.

۳.۳.۲ یافتن مسیر مبتنی بر جستجوی A^*

این جستجو که بر مبنای تأثیر هدف در تابع هزینه جستجو بنیان‌گذاری شده‌است؛ ترکیبی از جستجوهای حریصانه و نزدیک‌ترین همسایه با تأثیر مستقیم دستیابی به هدف، می‌باشد. در این روش تأثیر هدف به‌صورت تابع هیوریستیک که می‌تواند فاصله، ارزش و یا تابع خاصی برای هدف باشد در کنار تابع معیار نزدیک‌ترین همسایه (یا با ارزش‌ترین همسایه) به کار می‌رود. روشن است که این الگوریتم تنها در مواردی کاربرد دارد که از هدف اطلاعات کافی در اختیار باشد (فاصله، ارزش یا تابع خاص). در مواردی که هدف قابل تشخیص نیست این الگوریتم کارآمدی لازم را ندارد. تابع هزینه این روش به صورت ترکیبی شامل یک ترم بهترین همسایه «g» (الگوریتم حریصانه) و تابع هیوریستیک هدف «h» برابر رابطه زیر ارایه می‌گردد [۲۸].

^۱ Greedy Best-First Search

$$F(n) = g(n) + h(n) \quad (۱.۲)$$

در واقع این تابع هزینه ایرادهای مشهود توابع هزینه حریصانه را برطرف نموده و از لحاظ معیارهای کامل بودن و بهینگی نیز شرایط مطلوبی دارد. مشکل این الگوریتم میزان فضای مصرفی حافظه است که به کمک الگوریتم‌های تکمیلی و بهبود یافته این مشکلات نیز برطرف می‌گردد.

روش A^* ترکیبی از روش دایجسترا^۱ و نخست بهترین است. الگوریتم A^* در مقایسه با دایجسترا تعداد گره‌های بسیار کم‌تری را منتشر کرده و بنابراین زمان حل بسیار پایین‌تری دارد. توجه داشته باشید که در صورت ثابت بودن تابع هیوریستیک الگوریتم A^* همان الگوریتم دایجسترا خواهد شد. در واقع این بدین معنی است که بدترین عملکرد A^* همانند الگوریتم دایجسترا خواهد بود.

۴.۳.۲ یافتن مسیر مبتنی بر الگوریتم‌های IDA^* و SMA^*

این دو الگوریتم برای برطرف نمودن مشکلات A^* در بخش حافظه و فضای پردازش ایجاد شده است. اساس این دو الگوریتم بر مبنای تکه کردن فضای جستجو به فضاهای کوچک‌تر و پردازش‌های محلی استوار است. ایده کاربری این الگوریتم، تقسیم‌بندی زمان پردازش به مسیریابی و عمل کردن در یک زمان واقعی‌تر و هم‌زمانی بیش‌تر در اجرای الگوریتم می‌باشد. در الگوریتم IDA^* فضای عمق فضای جستجو به صورت تدریجی افزایش می‌یابد یعنی در ابتدا عمق محدودی از نقاط برای یافتن هدف انتخاب می‌شوند و در صورت عدم موفقیت برای یافتن هدف، عمق جستجو افزایش می‌یابد. الگوریتم SMA^* نیز میزان فضای محدودی از حافظه را برای ذخیره نقاط هزینه می‌نماید و در صورت عدم یافتن هدف، گره‌های کم ارزش از حافظه خارج. گره‌های جدید بهتر جایگزین آن‌ها می‌گردند و همیشه فضای حافظه محدود باقی خواهد ماند [۲۹].

^۱ Dijkstra

^۲ Iterative Deepening A^*

^۳ Simplified Memory A^*

۵.۳.۲ جستجوی اتفاقی

در جستجوی اتفاقی عامل موقعیت آینده را به صورت اتفاقی گزینش می‌نماید و سعی به رسیدن به آن موقعیت می‌نماید. در صورت برخورد با مانع و یا عدم امکان حرکت نقطه دیگری گزینش می‌گردد و این حرکت تا به پایان ادامه می‌یابد. روش‌های اتفاقی در مواردی استفاده می‌شوند که حل تحلیلی نیازمند صرف زمان زیاد و یا حل معادلات پیچیده است که برای فائق آمدن بر این مشکل روش گزینش اتفاقی نقاط پاسخ راهبردی بسیار کاربردی و مفید می‌باشد. نقاط کاندید برای پاسخ در طی یک و یا دو حلقه حل، هموارسازی شده و به کمک تابع هزینه در حلقه‌های حل بعد، پاسخ مناسب‌تری گزینش می‌گردد. روشن است که این راهکار در مواردی استفاده می‌شود که هیچ معیاری برای گزینش نقطه بعدی در اختیار نباشد یا نقاط ممکن حرکت، همگی از احتمال یکسانی برای گزینش برخوردار باشند.

۴.۲ تاریخچه تحقیقاتی

در قسمت قبل مفاهیم مرتبط با کشف و شناسایی خطا، طراحی کنترلر مقاوم در برابر خطا و طراحی مسیر و انواع روش‌های موجود معرفی و بررسی شد. در این قسمت تاریخچه و کارهای قبلی انجام شده در زمینه‌های فوق به خصوص در زمینه طراحی مسیر و کنترلر به صورت مجزا معرفی و بررسی می‌شوند.

۱.۴.۲ کشف و شناسایی خطا

در سه دهه اخیر، رشد تقاضا برای بهبود ایمنی و اطمینان در سیستم منجر به توسعه چشم‌گیر تحقیقات در زمینه کشف و شناسایی خطا (FDI)، شده است. تحقیقات انجام شده در این زمینه منجر به توسعه روش‌ها و تکنیک‌های مختلف در زمینه (FDI) شده است. نمونه‌هایی از تحقیقات انجام شده در این زمینه در مراجع [۳۰] ارائه شده است. در تحقیقات فوق، FDI به عنوان یکی از الزامات طراحی کنترلر تحمل‌پذیر در برابر خطا معرفی شده است. در واقع برای اینکه سیستم کنترلر تحمل‌پذیر در برابر خطا فعال شود، می‌بایست نوع خطا و محل آن کشف و شناسایی گردد. علاوه بر این، به علت پیچیدگی مسئله، در اکثر تحقیقات انجام شده شناسایی خطا و طراحی کنترلر به صورت مجزا مورد بررسی قرار می‌گیرد. در واقع، تکنیک‌های شناسایی خطا به عنوان یک جزء یکپارچه از فرایند طراحی کنترلر

تحمل‌پذیر در برابر خطا در نظر گرفته نمی‌شود بلکه به عنوان یک ابزار برای مشاهده سیستم مورد استفاده قرار می‌گیرد [۳۱] و [۳۲].

۲.۴.۲ کنترلر تحمل‌پذیر در برابر خطا

طراحی کنترلرهای فیدبک مرسوم برای سیستم‌های پیچیده ممکن است در صورت عملکرد نادرست سنسورها، عملگرها و یا اجزا دیگر، به ناپایداری و یا عملکرد نامطلوب سیستم منجر شود. برای غلبه بر این ضعف، روش‌های کنترلی جدیدی، برای جبران نقص یا عملکرد نامطلوب اجزا در سیستم توسعه یافته‌اند. البته این مطلب برای سیستم‌هایی نظیر هواپیما، سفینه‌های فضایی، نیروگاه‌های هسته‌ای و کارخانجات شیمیایی که ایمنی در آن‌ها نقش حیاتی دارد، از اهمیت فوق‌العاده‌ای برخوردار است. در این سیستم‌ها، روی‌داد کوچک‌ترین خطایی می‌تواند فاجعه بار باشد. بنابراین اطمینان و ایمنی بالا و تحمل‌پذیر بودن در برابر خطا از الزامات حیاتی این سیستم‌ها می‌باشد. این نوع سیستم‌های کنترلی اغلب با نام سیستم‌های کنترلی تحمل‌پذیر در برابر خطا شناخته می‌شوند. سیستم‌های کنترلی ذکر شده قادرند در حضور خطا در سیستم پایداری و عملکرد قابل قبولی را برای سیستم تحت کنترل فراهم نمایند. اگرچه سیستم‌های کنترلی تحمل‌پذیر در برابر خطا و به خصوص مدل‌های کنترل تطبیقی پایداری و کنترل هواپیمای آسیب‌دیده را حفظ می‌کند ولی در بسیاری از موارد پکت پروازی هواپیما به صورت غیرقابل اجتنابی منقبض می‌شود. به عبارت دیگر اگرچه سیستم کنترلی قادر به پایدارسازی هواپیما می‌باشد ولی نمی‌تواند توالی شرایط پروازی ممکن جهت نشست را به خلبان اطلاع دهد.

در مسیر موازی با تحقیقات شناسایی سیستم، تحقیقات بر روی طراحی کنترلر تحمل‌پذیر در برابر خطا نیز در دهه ۱۹۸۰ آغاز شد. تحقیقات اولیه بر روی این موضوع توسط Montgomery [۳۳] در سال ۱۹۸۴ ارائه شد. اولین همایش کنترل تحمل‌پذیر در برابر خطا و کشف و شناسایی خطا در ۱۹۹۱ برگزار شد که در ۱۹۹۳ در کنفرانس *IEEE* دنبال شد. همانطور که در بخش قبل اشاره شد، طراحی کنترلر تحمل‌پذیر در برابر خطا به دو دسته فعال و غیرفعال تقسیم‌بندی می‌شود. در طراحی غیرفعال، کنترلر ثابت است و به‌گونه‌ای طراحی می‌شود که در برابر دسته‌ای از خطاها تحمل‌پذیر باشد [۳۴]. این روش نیازی به استفاده از الگوریتم کشف و شناسایی خطا ندارد ولی دارای توانایی مقاومت در برابر خطای محدودی می‌باشد [۳۵]. عمده کارهای انجام شده در این زمینه بر اساس مباحث کنترل مقاوم

می‌باشد، به گونه‌ای که در این روش‌ها، نقص و خطا به عنوان عدم قطعیت یا اغتشاش خارجی در نظر گرفته می‌شود و کنترلر به گونه‌ای طراحی می‌شود که در محدوده مشخصی از این عدم قطعیت‌ها مقاوم می‌باشد. در برخی مقالات این روش کنترلی با نام سیستم کنترل قابل اطمینان^۱ نیز شناخته می‌شود [۳۶].

برخلاف روش‌های PFTCS، روش‌های AFTCS در مقابل خطاهای اجزا به صورت فعال واکنش نشان می‌دهند و سیستم کنترل برای حفظ پایداری و عملکرد مطلوب کل سیستم، تغییر می‌کند. در برخی شرایط معین افت عملکرد سیستم قابل قبول است.

روش‌های AFTCS در برخی مراجع توسط محققان مربوطه با عنوان‌های کنترل خود اصلاح^۲، کنترل شکل‌گیری مجدد^۳، کنترل ساختار یافته مجدد^۴ [۳۷] و سیستم کنترل خودطراحی^۵ [۳۸]، شناخته می‌شود. در این گونه سیستم‌های کنترلی، تأثیر خطا در سیستم یا از طریق کنترلی که از قبل طراحی شده است [۳۹] یا از طریق کنترلی که به صورت برخط تغییر می‌کند [۴۰]، اصلاح می‌شود. برای رسیدن به یک سیستم کنترلی مقاوم فعال در برابر خطای موفق، در هر دو استراتژی برخط و برون خط به اطلاعات به‌روز از حالت‌های سیستم احتیاج دارند. بنابراین الزامات این نوع سیستم‌های کنترلی، وجود زیرسیستم شناسایی خطا می‌باشد. بنابراین هدف اصلی از طراحی سیستم‌های کنترلی تحمل‌پذیر در برابر خطا، حفظ پایداری و عملکرد مطلوب هم در شرایط نرمال سیستم و هم در شرایط حادث شدن خطا و نقص در سیستم است. البته در شرایط کاری نرمال سیستم، تمرکز کنترلر بر روی کیفیت عملکردی و رفتاری کنترلر است در حالی که در حضور خطا، اولویت اول حفظ پایداری سیستم و در مرحله بعد عملکرد قابل قبول سیستم می‌باشد. ساختار کلی یک سیستم کنترلی AFTCS، در شکل ۷.۲ نشان داده شده است. در مدل FDI، هر نوع خطا و نقص در سیستم می‌بایست به سرعت شناسایی شود.

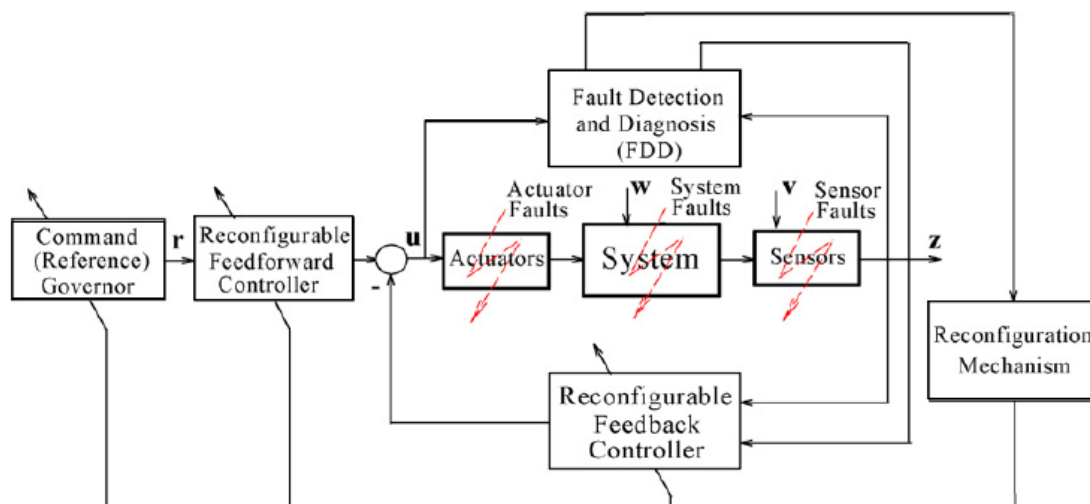
^۱ Reliable Control System

^۲ Self Repairing Controller

^۳ Reconfigurable Controller

^۴ Restructurable Controller

^۵ Self Designing Controller



شکل ۷.۲ بلوک دیاگرام طراحی کنترلر تحمل‌پذیر در برابر خطا

بر اساس اطلاعات برخط گرفته شده از FDI، کنترلر به صورت خودکار پایداری را حفظ می‌کند. علاوه بر این به منظور دنبال کردن فرامین ورودی در صورت روی‌داد خطا، یک کنترلر در مسیر مستقیم قرار دارد. در طراحی کنترلر فعال برای سیستم از روش‌های کنترلی متفاوتی استفاده شده است. در مرجع [۴۱] از کنترل تطبیقی مبتنی بر شبکه عصبی برای طراحی کنترلر استفاده شده است. در طراحی انجام شده، ابتدا مدل غیرخطی سیستم با استفاده از روش خطی‌سازی فیدبک، خطی‌سازی می‌شود و سپس کنترلر به صورت اجتماع یک جبرانساز خطی پایدارکننده و سیگنال تطبیقی تعیین شده توسط شبکه عصبی ارائه می‌شود. کنترلر طراحی شده برای کنترل هواپیما جنگنده بدون دم مورد استفاده قرار گرفت. روش کنترلی مدل مرجع تطبیقی (MRAC)^۱، در استراتژی کنترلی فعال برخط، مورد استفاده قرار گرفت [۴۲]. قانون کنترلی به صورت فیدبک حالت با سیگنال مرجع ایجاد می‌شود. در این روش طراحی، هدف منطبق شدن دینامیک سیستم معیوب با دینامیک مدل مرجع می‌باشد. دو روش مستقیم و غیرمستقیم برای این کار پیشنهاد شده است. در روش غیرمستقیم پارامترهای کنترلی بر اساس تخمین‌های انجام‌شده از سیستم معیوب، تنظیم می‌شوند. در روش مستقیم، پارامترهای کنترلی به طور مستقیم تخمین‌زده می‌شود. شماتیک کنترلی مشابهی توسط Tao ارائه شده است [۴۳]. ضعف اصلی این روش‌ها به دلیل فرض قابلیت تعیین مدل هواپیمای معیوب به صورت برخط می‌باشد که البته

^۱ Model Reference Adaptive Controller

این امر زمان و حافظه زیادی می‌طلبد. در [۴۴]، یک مدل چندگانه، با شماتیک سویچ و تنظیم کردن (MMST)^۱، برای ساختار کنترلر تحمل‌پذیر در برابر خطا، اتخاذ می‌شود. Yang، یک روش کنترلی تحمل‌پذیر ارائه کرد [۴۵] که در آن پایداری، عملکرد و مقاومت به صورت همزمان در نظر گرفته شده است. البته عیب روش استفاده شده در پیچیده شدن ساختار کنترلی می‌باشد. تعیین ساختار ویژه^۲ هواپیمای معیوب در [۴۶] مورد بررسی قرار می‌گیرد. در روش ارائه شده، هدف منطبق کردن ویژگی‌های سیستم معیوب و سیستم اصلی می‌باشد. بزرگ‌ترین مشکل در این روش، درک صحیح از انتخاب مقادیر و بردارهای ویژه هواپیمای معیوب می‌باشد. در مرجع [۴۷] مسئله طراحی کنترلر در قالب مسئله حذف اغتشاش مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این روش طراحی کنترلر، تأثیر قفل شدن عملکرد به صورت یک اغتشاش دائم در سیستم در نظر گرفته می‌شود. کنترلر طراحی شده در این روش بر روی مدل هواپیما شبیه‌سازی شده است.

علاوه بر این روش کنترلی مدل پیش‌بین^۳ توسط Kanev [۴۸]، روش کنترل فازی توسط Schram [۴۹]، کنترلر بر مبنای شبکه عصبی توسط Diano و Passino [۵۰]، روش‌های کنترلی مقاوم مانند نامساوی ماتریس خطی (LMI)^۴ توسط Slius، روش H_∞ توسط Yang [۵۱] و روش طراحی μ توسط Bannani [۵۲] برای طراحی کنترلر تحمل‌پذیر در برابر خطا استفاده شده است.

تحقیقات بسیاری در زمینه طراحی کنترلر هواپیما در زمینه سیستم‌های کنترل پرواز تحمل‌پذیر در برابر خطا، انجام شده است. سیستم مدیریت پرواز برای اطمینان از پایداری کل سیستم در حضور خطا و شکستگی سطوح برآزا نیاز به حلقه داخلی کنترل دارد. شناسایی سیستم برای آگاهی از مدل تغییر یافته هواپیما به صورت بر خط به عنوان یک سیستم مجزا در نظر گرفته می‌شود. در این زمینه تحقیقات مرتبط بسیاری انجام شده است. مرجع [۶] یک کنترلر مقاوم در برابر خطا با استفاده از معکوس دینامیک غیرخطی تطبیقی و شناسایی به‌هنگام هواپیمای آسیب‌دیده با استفاده از روش دو مرحله‌ای بیان شده در بالا ارائه نموده است. کنترلرهای پرواز تطبیقی، برای جبران ایراد در سطوح کنترلی [۵۳] و

¹ Multiple Model Switching and Tuning

² Eigen structure Assignment

³ Model Predictive Control

⁴ Linear Matrix Inequality

سازه آسیب‌دیده [۵۴] و [۵۵] مورد استفاده قرار گرفته است. تحقیقات بیش‌تری در زمینه کنترل‌های تحمل‌پذیر در برابر خطا برای هواپیماهای سرنشین‌دار و بدون سرنشین انجام شده است. شبیه‌سازی‌ها و تست‌های پروازی واقعی توانایی تکنیک‌های کنترلی تحمل‌پذیر در برابر خطا، برای حفظ عملکرد مطلوب هواپیما در حضور نقص‌های شدید سطوح کنترلی و آسیب‌های سازه‌ای را نشان می‌دهد. روش‌های جدید در زمینه کنترل تطبیقی و تحمل‌پذیر در برابر خطا، از روش‌های هوش مصنوعی در تکنیک‌های کنترلی استفاده می‌کند که قادر است هواپیما را در حضور عدم قطعیت‌های بزرگ کنترل نماید. کنترل پروازهای هوشمند برای کنترل هواپیمای سانحه دیده توسعه یافته‌اند. کنترلر بر مبنای شبکه‌های عصبی برای کنترل و حفظ پایداری هواپیمای F-15 در شرایط قفل‌شدن سطح کنترلی و آسیب سازه مورد استفاده قرار گرفته است [۵۶]. نتایج تست پرواز نشان دهنده توانایی کنترلر برای کنترل هواپیما می‌باشد به گونه‌ای که کنترلر مزبور به کمک آموزش برخط شبکه عصبی خود را با تغییرات دینامیکی هواپیما تطبیق می‌کند که البته این کار با به‌روز کردن مشتقات پایداری و کنترلی بدست آمده از الگوریتم شناسایی پارامترها انجام می‌شود.

۳.۴.۲ طرح‌ریزی مسیر

برای تطبیق با شرایط اضطراری، محققان سیستم‌های خودکار پیشرفته برای کمک به خلبان جهت کنترل هواپیما ایجاد کرده‌اند. عمده تحقیقات انجام شده در این زمینه بر روی روش‌های کنترلی پیشرفته و ابتکاری برای بازیابی پایداری هواپیما آسیب‌دیده متمرکز می‌باشد. اگرچه سیستم‌های کنترلی تحمل‌پذیر در برابر خطا و به خصوص مدل‌های کنترل تطبیقی پایداری و کنترل هواپیمای آسیب‌دیده را حفظ می‌کند ولی قادر نخواهند بود، پایداری هواپیما را در مسیر مدنظر خلبان جهت نشست تضمین نماید. از آنجا که پاکت پروازی هواپیما آسیب‌دیده محدود می‌شود بنابراین ممکن است در برخی شرایط نیاز به افزایش مقدار نیروی تراست و یا سطح کنترلی برای جبران عملکرد تضعیف شده هواپیما باشد. با توجه به وجود محدودیت اشباع سطوح کنترلی و محدودیت در تراست هواپیما تغییر مسیر پرواز نامی هواپیما علاوه بر تغییر قانون کنترلی ضروری می‌باشد. از آنجا که دینامیک هواپیما غیرخطی می‌باشد بنابراین توسعه نتایج کنترل و پایداری هواپیما در جهت شناسایی کل پاکت عملیاتی هواپیما بسیار

دشوار می‌باشد. برای کمک به خلبان جهت انتخاب توالی صحیح تصمیم‌های درست برای ایجاد مسیر، سیستم مدیریت پرواز شرای اضطراری توسط محققان این زمینه پیشنهاد گردید.

هنگامی که شرایط اضطراری رخ می‌دهد، تولید مسیرهای پروازی ایمن برای نشست هواپیما به صورت نزدیک زمان واقعی، بسیار مهم می‌باشد. این وظیفه در سیستم مدیریت پرواز به عهده قسمت تولید کننده مسیر می‌باشد. اغلب مقالات و کارهای انجام شده در زمینه تولید مسیر، از تئوری کنترل بهینه برای توسعه راه‌حل‌های فضای حالت پیوسته با هدف مینیمم نمودن زمان یا سوخت و لحاظ کردن قیدهای حرکتی بهره می‌برند. Betts، بازنگری کاملی از مسائل مقادیر مرزی دو نقطه‌ای با استفاده از روش‌های مستقیم و غیر مستقیم ارائه نموده است [۵۷]. در مرجع [۵۸] و [۵۹] بهینه‌سازی مسیر برای هواپیما با استفاده از مدل عملکردی جرم نقطه‌ای صورت گرفته است. به‌منظور طراحی مسیر برخط، برخی تکنیک‌های مورد استفاده در کاربردهای دوبعدی روباتیک مورد استفاده قرار گرفته است. تکنیک‌های دیگری که در کاربردهای هوافضا مورد استفاده قرار گرفته‌اند، شامل روش‌های بر اساس نقشه احتمالی و دیاگرام ورونوی می‌باشد [۶۰].

در حالی که طراحان مسیر بدون در نظر گرفتن دینامیک هواپیما، تنها توالی یک سری نقاط که نشان‌دهنده موقعیت هواپیما است را ایجاد می‌کردند، هدف طراحان مسیر در طراحی مسیر پرواز برای هواپیمای سانحه دیده، ایجاد مسیرهای ممکن برای هواپیمای مورد نظر با لحاظ کردن دینامیک جدید هواپیما و محدودیت ورودی‌های کنترلی به نقطه مقصد می‌باشد. Richards و همکاران یک روش طراحی مسیر برای طرح‌ریزی نقاط مسیر ارائه کردند [۶۱]. آن‌ها از الگوریتم A^* برای اتصال نقاط مسیری که از حرکت UAV استخراج شده بود، استفاده کردند. مثال‌های شبیه‌سازی نشان‌دهنده کارایی این روش و سادگی در طرح‌ریزی پرواز می‌باشد. در این روش مسئله بهینه‌سازی مسیر را به مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی تبدیل می‌کند و سپس مسئله را با استفاده از الگوریتم مناسب با مقیاس زمانی شتاب دار حل می‌کند [۶۲]. Faiz و همکاران از روشی مبتنی بر نامساوی ماتریس‌های خطی برای طرح‌ریزی برخط مسیر به صورت نزدیک به‌هنگام، استفاده کرد به گونه‌ای که با در نظر گرفتن حالت‌های سیستم، محدودیت‌های عملگر و مسیر و محدودیت‌های ابتدایی و انتهایی مسیر بهینه را استخراج می‌کند [۶۳].

در حالی که مسیرهای ایجاد شده از روش فوق برای هواپیماهای بدون سرنشین خودکار با لحاظ شدن محدودیت‌های عملکردی، مناسب می‌باشد، خلبانان خطوط تجاری، طرح پروازهای را که از نقاط تریم هواپیما عبور نماید، ترجیح می‌دهند زیرا درک مسیرهای عبور کننده از نقاط بدون شتاب هواپیما برای خلبان و کنترلرهای ترافیک هوایی راحت‌تر می‌باشد. در واقع در این استراتژی، نقاط مسیر حرکت هواپیما نقاط تریم هواپیما است. نمونه بارز استفاده از این مفهوم در کار فرزولی [۲۵] مشاهده می‌شود. او برای طرح‌ریزی مسیرهای ممکن برای هواپیمای بدون سرنشین از نقاط تریم وسیله به عنوان نقطه مسیر استفاده کرد. برای واضح‌تر شدن مسئله، مسیرهای تریم در واقع مسیرهایی هستند که شرایط پرواز تریم (بدون شتاب) را حفظ نمایند. مزیت عمده استفاده از این استراتژی، لحاظ کردن دینامیک شش درجه آزادی هواپیما در طرح‌ریزی مسیر می‌باشد، ضمن اینکه همانطور که بیان شد، درک این استراتژی برای خلبان راحت‌تر می‌باشد. Atkins، برای طراحی مسیر نشست اضطراری برای یک هواپیمای آسیب‌دیده از استراتژی استخراج پاکت پروازی بر اساس نقاط تریم استفاده کرده است. در این روش، ابتدا شرایط تریم هواپیمای آسیب‌دیده به ازای آسیب‌های معین استخراج شده و به همراه تکه مسیرهای متصل کننده شرایط تریم بر روی کامپوتر هواپیما ذخیره می‌شود و نهایتاً در هنگام پرواز در صورت رویداد خطا، از اطلاعات برون خط استفاده شده و به صورت برخط مسیرهای ممکن که به باند منتهی می‌شود از میان تکه مسیرها استخراج شده و بر اساس اولویت به خلبان معرفی می‌شود. از مهم‌ترین مزایای دیگر استفاده از پاکت پروازی نقاط تریم، عمومیت این روش می‌باشد. بدین معنی که استفاده از این استراتژی برای انواع نقص و خطاهای ایجاد شده در سیستم، قابل اجرا می‌باشد. یعنی علاوه بر نقص از دست دادن سطوح برآزا (شکستگی دم، بال و ...)، برای انواع خطا در عملگرهای هواپیما و از کار افتادگی موتور هواپیما قابل استفاده می‌باشد.

در واقع از زمان تصمیم‌گیری برای نشست تا زمان رسیدن به نقطه فرود، هواپیما با توجه به نوع نقص ایجاد شده از نقاط تریم پروازی عبور می‌کند. در [۲۰]، شرایط تریم هواپیما که در واقع مشخص کننده پاکت پروازی هواپیما می‌باشد به ازای درصد مشخصی از آسیب بال چپ به صورت برون خط استخراج شده است تا در صورت بروز خطا از شرایط تریم و آنالیز پایداری انجام شده بر روی شرایط تریم استفاده کند و مسیرهای ممکن برای نشست به صورت برخط به خلبان معرفی گردد.

استخراج شرایط تریم به صورت برون خط بر اساس آنچه محققان قبلی نیز بیان نموده‌اند برای عیوبی از قبیل از کارافتادگی موتور و عیوب مرتبط با عملکرد، به خوبی قابل اجرا می‌باشد زیرا تعداد عیب‌های ناشی از آن‌ها محدود می‌باشد حال آنکه در مورد عیوب سازه‌ای چه از لحاظ نوع و محل آسیب و چه از لحاظ درصد آسیب‌دیدگی، تنوع آسیب‌دیدگی زیاد است. بنابراین استفاده از اطلاعات برون خط مستلزم داشتن بانک اطلاعاتی بزرگی برای درصدهای آسیب مختلف می‌باشد. علاوه بر این استخراج برخط شرایط تریم و تحلیل آن‌ها زمان‌بر می‌باشد و راه‌حل ارائه شده در مقاله [۲۰] برای این مسئله ممکن است منجر به تولید مسیرهای ممکن و مطلوب نشود و یا در صورت وجود مانع با مانع برخورد نماید.

۵.۲ سابقه صنعتی طرح

یکی از پروژه‌های ناسا^۱ در در زمینه ایمنی پرواز که در سال ۲۰۰۴ شروع به کار کرد، پروژه بازیابی یکپارچه کنترل هواپیما (IRAC)^۲ است. ناسا در سال‌های اخیر، به شدت درگیر برنامه ایمنی هوایی برای بهبود ایمنی هواپیماهای تجاری می‌باشد. خط‌مشی تحقیقات انجام شده در این پروژه، بهبود عملکرد کنترل هواپیما برای اطمینان از بازیابی برخط کنترل هواپیما با ایمنی کامل در شرایط اضطراری می‌باشد. تمرکز کاربردی این پروژه، برای پروازهای هواپیماهای تجاری نسل آینده می‌باشد. طرح‌ریزی مسیر نشست اضطراری یکی از اجزا زیر سیستم طرح‌ریزی و هدایت پرواز یکپارچه (IFPG)^۳ در پروژه (IRAC)، می‌باشد. زیرسیستم کنترل تطبیقی هواپیما در بازیابی و بدست آوردن کنترل مجدد هواپیما به خلبان کمک می‌کند. هنگامی که نقص یا آسیبی برای هواپیما اتفاق می‌افتد، زیرسیستم IFPG شروع به جمع‌آوری اطلاعات از قسمت‌های مختلف می‌کند. جمع‌آوری اطلاعات فرودگاه‌ها و محل‌های ممکن برای نشست و همچنین موانع در مسیر، توسط زیرسیستم IIFD^۴ انجام می‌شود. زیرسیستم مدیریت

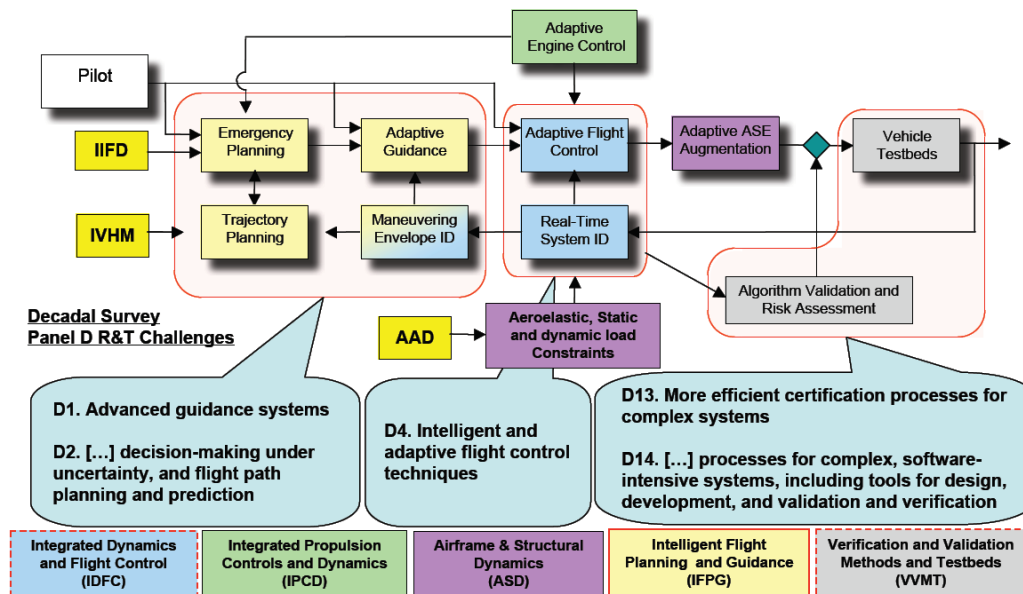
^۱ NASA

^۲ Integrated Recovery Aircraft Control

^۳ Integrated Flight Planning and Guidance

^۴ Integrated Intelligent Flight Deck

یکپارچه سلامت وسیله (IVHM)^۱، برای ارزیابی سلامت هواپیما و کشف و شناسایی نقص و آسیب ایجاد شده برای هواپیما، مورد استفاده قرار می‌گیرد [۶۴].



شکل ۸.۲ شماتیک کلی پروژه IRAC ناسا.

^۱ Integrated Vehicle Health Management

۳

فصل سوم

تأثیر آسیب بر روی پاکت پروازی و دینامیک هواپیما



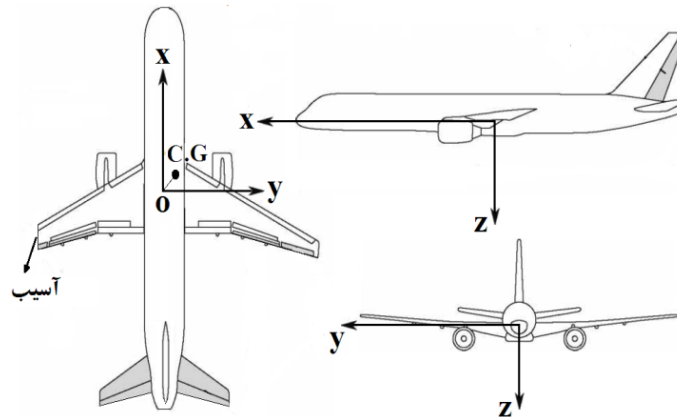
مدل سازی هواپیمای آسیب دیده

با توجه به متقارن بودن هواپیما نسبت به خط مرجع طولی، حرکت طولی آن متقارن می باشد. علاوه بر این حرکت طولی و عرضی به دلیل تقارن، غیرکوپل می باشد. در صورتی که هواپیما دچار آسیب گردد، ممکن است بسته به محل آسیب دیدگی، شرایط تقارن برقرار نباشد. عدم تقارن در سازه هواپیما ناشی از آسیب باعث کوپلینگ حرکت طولی و عرضی می شود. در مواردی که هواپیما دچار آسیب دیدگی سازه ای می شود (از دست دادن قسمتی از بال)، علاوه بر تغییرات در ضرایب آیرودینامیکی که منجر به تغییر پارامترهای سیستم می شود، محل مرکز جرم هواپیما تغییر می کند. علاوه بر این مقادیر وزن و ممان اینرسی هواپیما نیز تغییر می کند به گونه ای که در ماتریس ممان اینرسی، مقادیر صفر ممان اینرسی ناشی از تقارن، غیر صفر می شود. در این فصل با لحاظ کردن تغییرات ناشی از آسیب بر روی ویژگی های جرمی و ممان اینرسی و ضرایب آیرودینامیک پس از استخراج معادلات حاکم پاکت پروازی هواپیمای آسیب دیده استخراج می شود و تاثیر آسیب بال بر روی مودهای دینامیکی و خوشدستی بررسی می شود.

۱.۳ مدل سازی هواپیمای نامتقارن

با توجه به تغییر مکان مرکز جرم و ممان اینرسی هواپیما و ایجاد یک شکل نامتقارن در اثر آسیب، معادلات هواپیما پیچیده می شوند. مرجع [۶۵]، با استخراج معادلات حرکت نسبت به یک نقطه دلخواه بر این مشکل غلبه کرد. او معادلات حرکت را با در نظر گرفتن نقطه ای دلخواه به عنوان مرکز جرم، استخراج نمود [۱۵].

مطابق شکل ۱.۳ برای استخراج معادلات هواپیمای آسیب دیده، مرکز جرم مرجع که در واقع مرکز جرم هواپیمای نامی (بدون آسیب) می باشد در نقطه (x_0, y_0, z_0) ، در نظر گرفته می شود. برای داشتن دستگاه مختصات یکسان و همچنین استخراج معادلات به گونه ای که برای هواپیمای نامی و آسیب دیده قابل استفاده باشد، موقعیت مرکز جرم هواپیمای آسیب دیده نسبت به مرکز جرم نامی سنجیده می شود و تغییرات فاصله آن در دستگاه بدنی مطابق، با $(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$ نشان داده می شود [۶۵].



شکل ۱.۳ جابه‌جایی مرکز جرم نسبت به مرکز جرم نامی.

۱.۱.۳ شتاب خطی

با فرض صاف بودن زمین و صلب بودن هواپیما، معادلات نیروی هواپیما در دستگاه بدنی به صورت زیر می‌باشد:

$$F_B = m \frac{dv}{dt} + \frac{d}{dt}(\omega \times \int r dm) - W \quad (1.3)$$

که در آن $W = mg[-\sin \theta \quad \cos \theta \sin \phi \quad \cos \theta \cos \phi]^T$ بردار نیروی وزن و $\omega = [pqr]^T$ بردار سرعت زاویه‌ای هواپیما و $r = \bar{r} + \Delta r$ بردار موقعیت مرکز جرم هواپیما می‌باشد به گونه‌ای که $\bar{r}$ موقعیت مرکز جرم نامی و جابه‌جایی بردار مرکز جرم در دستگاه بدنی می‌باشد. تغییرات مقدار جرم هواپیما برابر است با:

$$m = m^* + \Delta m \quad (2.3)$$

که در آن m^* جرم هواپیمای نامی و Δm تغییر جرم هواپیما در اثر آسیب می‌باشد. با فرض اینکه جرم هواپیما هنگام رویداد آسیب، به صورت لحظه‌ای تغییر کند، بردار نیرو به صورت زیر خواهد بود:

$$F_B = m \frac{dv}{dt} + \frac{d\omega}{dt} \Delta r + m \omega \frac{d\Delta r}{dt} - W \quad (3.3)$$

که در رابطه فوق، $d\Delta r/dt$ سرعت مرکز جرم نسبت به مرکز جرم نامی می‌باشد که با فرض کوچک بودن آن نسبت به سرعت هواپیما می‌توان از آن چشم‌پوشی کرد. با انتقال بردار نیرو از دستگاه بدنی به دستگاه مرجع زمینی داریم:

$$F = F_B + m\omega \times v \quad (4.3)$$

با در نظر گرفتن رابطه (3.3) و بسط معادلات نیرو، معادلات شتاب‌های خطی به صورت زیر استخراج می‌شوند:

$$X = m[\ddot{u} - rv + qw - (q^2 + r^2)\Delta x + (pq - \dot{r})\Delta y + (\dot{q} + pr)\Delta z + g \sin \theta] \quad (5.3)$$

$$Y = m[\ddot{v} + ru - pw + (pq + \dot{r})\Delta x - (p^2 + r^2)\Delta y + (qr - \dot{p})\Delta z - g \cos \theta \sin \phi] \quad (6.3)$$

$$Z = m[\ddot{w} + pv - qu + (pr - \dot{q})\Delta x + (qr + \dot{p})\Delta y - (p^2 + q^2)\Delta z - g \cos \theta \cos \phi] \quad (7.3)$$

ترم‌های شتاب‌های خطی ظاهر شده در معادلات (5-7)، ناشی از تغییر محل مرکز جرم هواپیمای آسیب‌دیده می‌باشد. بنابراین با توجه به معادلات فوق، شتاب‌های خطی هواپیمای نامتقارن با شتاب‌های زاویه‌ای کوپل می‌باشد.

2.1.3 شتاب زاویه‌ای

بر اساس قانون بقای مومنتوم زاویه‌ای در دستگاه بدنی:

$$H_B = \int [r \times (\omega \times r)] dm + \int (r \times v) dm \quad (8.3)$$

با قرار دادن $r = \bar{r} + \Delta r$ در رابطه (8) و بسط معادله مربوطه:

$$H_B = I\omega + m\Delta r \times v \quad (9.3)$$

که در آن I ماتریس ممان اینرسی نسبت به دستگاه مرجع می‌باشد. برای استخراج معادلات ممان در دستگاه مرجع، از نرخ تغییرات مومنتوم زاویه‌ای استفاده می‌شود:

$$M = \frac{dH_B}{dt} + \omega \times H_B = I \frac{d\omega}{dt} + m\Delta r \times \frac{dv}{dt} + \omega \times I\omega + m\omega \times (\Delta r \times r) \quad (10.3)$$

با بسط معادله فوق، معادلات زاویه‌ای هواپیما به صورت زیر استخراج می‌شوند:

$$L = I_{xx}\dot{p} - I_{xy}\dot{q} - I_{xz}\dot{r} + I_{xy}pr - I_{xz}pq + (I_{zz} - I_{yy})qr + I_{yz}(r^2 - q^2) - m(\dot{v} + ru - pw - g \cos \theta \sin \phi)\Delta z + m(\dot{w} + pv - qu - g \cos \theta \cos \phi)\Delta y \quad (11.3)$$

$$M = -I_{xy}\dot{p} + I_{yy}\dot{q} - I_{yz}\dot{r} + I_{yz}pq - I_{xy}qr + (I_{xx} - I_{zz})pr + I_{xz}(p^2 - r^2) + m(\dot{u} - rv + qw + g \sin \theta)\Delta z - m(\dot{v} + pv - qu - g \cos \theta \cos \phi)\Delta x \quad (12.3)$$

$$N = -I_{xz}\dot{p} - I_{yz}\dot{q} + I_{zz}\dot{r} + I_{xz}qr - I_{yz}pr + (I_{yy} - I_{xx})pq + I_{xy}(q^2 - p^2) - m(\dot{u} - rv + qw + g \sin \theta)\Delta y + m(\dot{v} + ru - pw - g \cos \theta \sin \phi)\Delta x \quad (13.3)$$

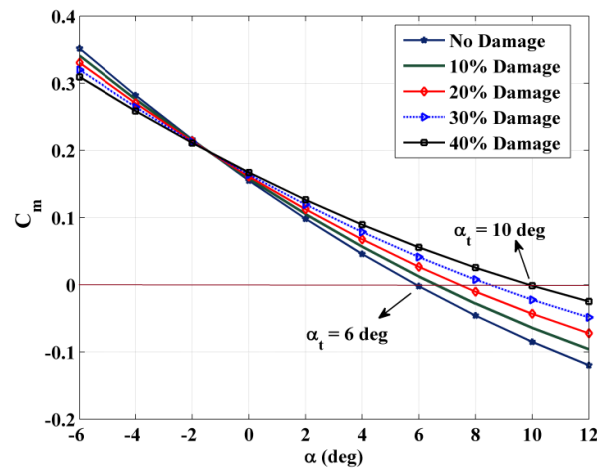
معادلات (۱۱.۳)، (۱۲.۳) و (۱۳.۳) ممان‌های اضافی ایجاد شده بر روی هواپیما ناشی از تغییر محل مرکز جرم را به خوبی نشان می‌دهد.

۳.۱.۳ آیرودینامیک هواپیمای آسیب‌دیده

در اثر آسیب بال، ضرایب آیرودینامیکی هواپیما دچار تغییر قابل توجهی می‌شوند. Woo تاثیر از دست دادن نوک بال و ایلرون را بر روی مشتقات آیرودینامیکی هواپیما، بررسی نمود [۶۶]. Render با انجام تست‌های تونل باد، تاثیر وجود سوراخ بر روی بال را بررسی کرد. نتایج نشان می‌دهد که در صورت قرار داشتن سوراخ در لبه فرار تاثیر افزایش درگ بیش‌تر است و با حرکت سوراخ به سمت لبه حمله، نیروی برآ کاهش چشم‌گیری خواهد داشت [۶۷]. همچنین تست‌های تونل باد بسیاری بر روی هواپیمای مدل (GTM) برای بررسی تاثیر انواع آسیب بر روی بال و دم، توسط Shah [۶۸] انجام شده‌است. نتایج کلی از تست‌های تونل باد نشان می‌دهد که از دست دادن درصدی از نوک بال و معادل کم شدن ضریب منظری بال (AR) می‌باشد، باعث کاهش شیب منحنی برآ ($C_{L\alpha}$) و القا ممان رول می‌شود.

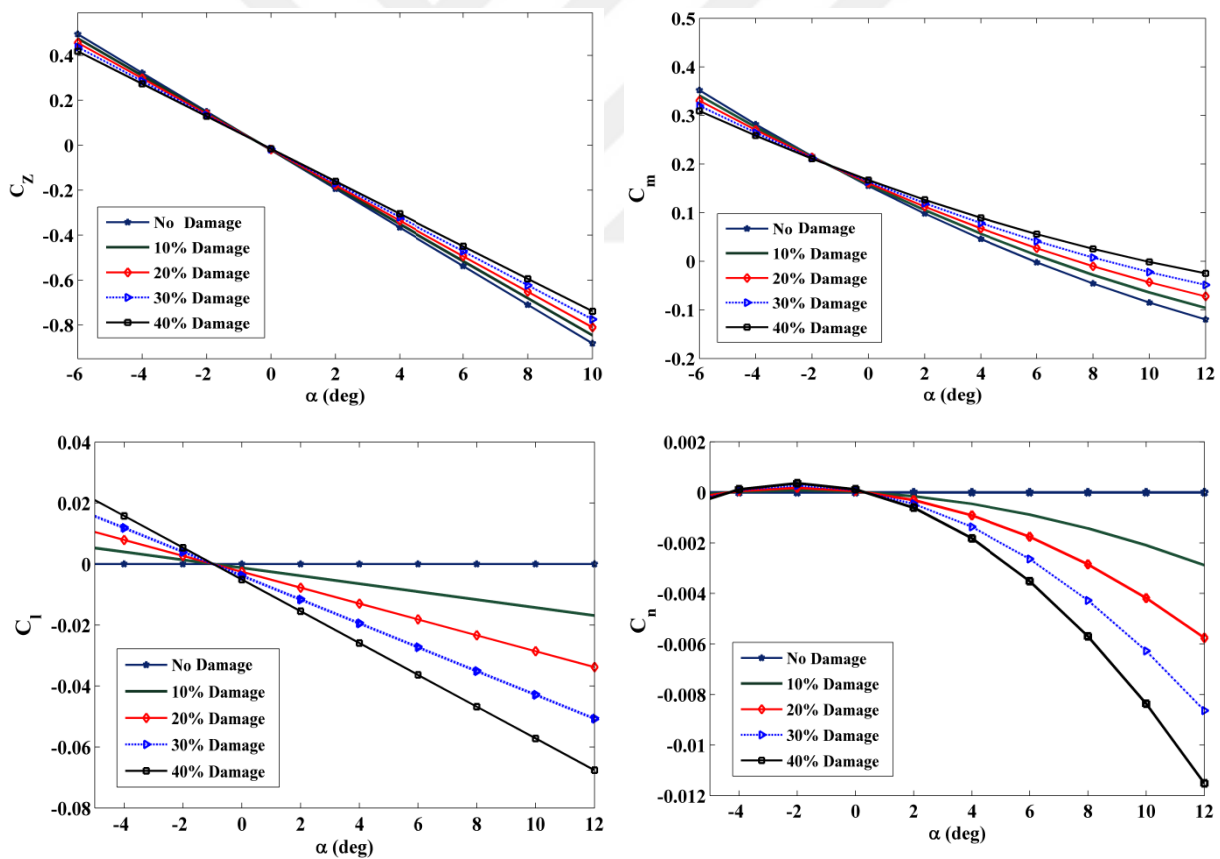
۱.۳.۱.۳ مدل آیرودینامیکی

برای بررسی تاثیر سه‌بعدی آسیب بر روی هواپیما، کد توسعه یافته توسط ناسا که نیروهای آیرودینامیکی شبه پایا را مدل‌سازی می‌کند، مورد استفاده قرار گرفته است [۶۹]. نتایج بدست آمده از این روش با نتایج استخراج شده از تونل باد مطابقت دارد. در شکل ۲.۳، دیاگرام تریم هواپیما به ازای آسیب‌های مختلف بال ارائه شده است که نشان دهنده کاهش پایداری طولی با افزایش میزان آسیب است. علاوه بر این مشاهده می‌شود که با افزایش میزان آسیب، راولیه حمله تریم افزایش می‌یابد.



شکل ۲.۳: دیاگرام تریم در آسیب‌های مختلف بال.

نمودار برخی ضرایب آیرودینامیکی بر اساس آسیب بال در شکل ۳.۳ ارائه شده است.



شکل ۳.۳: تغییرات ضرایب آیرودینامیکی بر اساس زاویه حمله در آسیب‌های مختلف

الف) ضریب ممان پیچ، ب) ضریب نیرو عمودی، ج) ضریب ممان یاء، د) ضریب ممان رول

با توجه شکل (الف)، کاهش شیب منحنی C_m بر حسب α (C_{m_α}) را نشان می‌دهد که معرف کاهش پایداری طولی هواپیما با افزایش آسیب است. شکل (ب)، شیب منحنی C_z بر حسب α (C_{z_α}) با افزایش میزان آسیب کاهش می‌یابد. شکل‌های (ج و د)، ضرایب آیرودینامیکی جدید ایجاد شده توسط آسیب را نشان می‌دهند که در واقع معرف کوپلینگ آیرودینامیکی کانال طولی و عرضی می‌باشند. اشکال (ج و د) به ترتیب تغییرات ضریب ممان رول و یا را نشان می‌دهند که هر دو با افزایش آسیب و زاویه حمله زیاد می‌شوند.

مطابق روابط زیر مدل آیرودینامیکی استفاده شده در این پژوهش برگرفته از مرجع [۷۰] است:

$$C_X = C_{X_0} + C_{X_\alpha} \alpha + C_{X_{\alpha^2}} \frac{\alpha^2}{2} + (C_{X_\beta} \beta + C_{X_{\beta^2}} \frac{\beta^2}{2} + C_{X_{\dot{\beta}}} \dot{\beta} + C_{X_{\dot{\beta}^2}} \frac{\dot{\beta}^2}{2} + C_{X_{\dot{r}}} \dot{r} + C_{X_{\dot{r}^2}} \frac{\dot{r}^2}{2}) + C_{X_{\dot{q}}} \dot{q} + C_{X_{\dot{q}^2}} \frac{\dot{q}^2}{2} + C_{X_{\delta_a}} \delta_a + C_{X_{\delta_a^2}} \frac{\delta_a^2}{2} + C_{X_{\delta_e}} \delta_e + C_{X_{\delta_e^2}} \frac{\delta_e^2}{2} + C_{X_{\delta_r}} \delta_r + C_{X_{\delta_r^2}} \frac{\delta_r^2}{2} \quad (۱۴.۳)$$

$$C_Y = (C_{Y_0} + C_{Y_\alpha} \alpha + C_{Y_{\alpha^2}} \frac{\alpha^2}{2} + C_{Y_{\dot{q}}} \dot{q} + C_{Y_{\dot{q}^2}} \frac{\dot{q}^2}{2}) + C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_{\beta^2}} \frac{\beta^2}{2} + C_{Y_{\dot{\beta}}} \dot{\beta} + C_{Y_{\dot{\beta}^2}} \frac{\dot{\beta}^2}{2} + C_{Y_{\dot{r}}} \dot{r} + C_{Y_{\dot{r}^2}} \frac{\dot{r}^2}{2} + C_{Y_{\delta_a}} \delta_a + C_{Y_{\delta_a^2}} \frac{\delta_a^2}{2} + C_{Y_{\delta_e}} \delta_e + C_{Y_{\delta_e^2}} \frac{\delta_e^2}{2} + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r + C_{Y_{\delta_r^2}} \frac{\delta_r^2}{2} \quad (۱۵.۳)$$

$$C_Z = C_{Z_0} + C_{Z_\alpha} \alpha + C_{Z_{\alpha^2}} \frac{\alpha^2}{2} + (C_{Z_\beta} \beta + C_{Z_{\beta^2}} \frac{\beta^2}{2} + C_{Z_{\dot{\beta}}} \dot{\beta} + C_{Z_{\dot{\beta}^2}} \frac{\dot{\beta}^2}{2} + C_{Z_{\dot{r}}} \dot{r} + C_{Z_{\dot{r}^2}} \frac{\dot{r}^2}{2}) + C_{Z_{\dot{q}}} \dot{q} + C_{Z_{\dot{q}^2}} \frac{\dot{q}^2}{2} + C_{Z_{\delta_a}} \delta_a + C_{Z_{\delta_a^2}} \frac{\delta_a^2}{2} + C_{Z_{\delta_e}} \delta_e + C_{Z_{\delta_e^2}} \frac{\delta_e^2}{2} + C_{Z_{\delta_r}} \delta_r + C_{Z_{\delta_r^2}} \frac{\delta_r^2}{2} \quad (۱۶.۳)$$

$$C_l = C_{l_0} + (C_{l_\alpha} \alpha + C_{l_{\alpha^2}} \frac{\alpha^2}{2} + C_{l_{\dot{q}}} \dot{q} + C_{l_{\dot{q}^2}} \frac{\dot{q}^2}{2}) + C_{l_\beta} \beta + C_{l_{\beta^2}} \frac{\beta^2}{2} + C_{l_{\dot{\beta}}} \dot{\beta} + C_{l_{\dot{\beta}^2}} \frac{\dot{\beta}^2}{2} + C_{l_{\dot{r}}} \dot{r} + C_{l_{\dot{r}^2}} \frac{\dot{r}^2}{2} + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_a^2}} \frac{\delta_a^2}{2} + C_{l_{\delta_e}} \delta_e + C_{l_{\delta_e^2}} \frac{\delta_e^2}{2} + C_{l_{\delta_r}} \delta_r + C_{l_{\delta_r^2}} \frac{\delta_r^2}{2} \quad (۱۷.۳)$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\alpha^2}} \frac{\alpha^2}{2} + (C_{m_\beta} \beta + C_{m_{\beta^2}} \frac{\beta^2}{2} + C_{m_{\dot{\beta}}} \dot{\beta} + C_{m_{\dot{\beta}^2}} \frac{\dot{\beta}^2}{2} + C_{m_{\dot{r}}} \dot{r} + C_{m_{\dot{r}^2}} \frac{\dot{r}^2}{2}) + C_{m_{\dot{q}}} \dot{q} + C_{m_{\dot{q}^2}} \frac{\dot{q}^2}{2} + C_{m_{\delta_a}} \delta_a + C_{m_{\delta_a^2}} \frac{\delta_a^2}{2} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + C_{m_{\delta_e^2}} \frac{\delta_e^2}{2} + C_{m_{\delta_r}} \delta_r + C_{m_{\delta_r^2}} \frac{\delta_r^2}{2} \quad (۱۸.۳)$$

$$C_n = C_{n_0} + (C_{n_\alpha} \alpha + C_{n_{\alpha^2}} \frac{\alpha^2}{2} + C_{n_{\dot{q}}} \dot{q} + C_{n_{\dot{q}^2}} \frac{\dot{q}^2}{2}) + C_{n_\beta} \beta + C_{n_{\beta^2}} \frac{\beta^2}{2} + C_{n_{\dot{\beta}}} \dot{\beta} + C_{n_{\dot{\beta}^2}} \frac{\dot{\beta}^2}{2} + C_{n_{\dot{r}}} \dot{r} + C_{n_{\dot{r}^2}} \frac{\dot{r}^2}{2} + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_a^2}} \frac{\delta_a^2}{2} + C_{n_{\delta_e}} \delta_e + C_{n_{\delta_e^2}} \frac{\delta_e^2}{2} + C_{n_{\delta_r}} \delta_r + C_{n_{\delta_r^2}} \frac{\delta_r^2}{2} \quad (۱۹.۳)$$

در مدل ارائه شده در بالا، غیرخطی بودن ضرایب به صورت ترم‌های مرتبه دوم از حالت‌ها و ورودی‌های کنترلی ارائه شده است. بررسی دقیق مدل فوق نشان می‌دهد که در اثر کوپلینگ آیرودینامیکی بین کانال‌های طولی و عرضی، ضرایب جدیدی بوجود می‌آید. این ضرایب که در هواپیما با شکل متقارن دیده نمی‌شود، در مدل فوق در داخل پرائتز ارائه شده‌اند. نمونه بارز از این ضرایب جدید، مشتق cl_α می‌باشد. به دلیل نامتقارن شدن شکل هواپیما در اثر آسیب بال، یک ممان رول به هواپیما القا می‌شود که این ممان با افزایش زاویه حمله، زیاد می‌شود. مقادیر ضرایب آیرودینامیکی به ازای درصدهای مختلف آسیب بال به صورت جداول^۱، در مدل مورد نظر مورد استفاده قرار می‌گیرد به گونه‌ای که مقادیر ضرایب با تغییر میزان آسیب تغییر می‌کنند.

در اثر آسیب بال مشتقات هواپیما تغییر کرده و علاوه بر آن مشتقات جدیدی نیز به وجود می‌آید. در میان مشتقات آیرودینامیکی هواپیما برخی مشتقات تغییرات کمی دارند که از بیان آن‌ها صرف‌نظر شده است، اما مشتقات مربوط به رول و ضریب نیروی برآ دارای تغییرات بیش‌تری می‌باشند. در جدول ۱.۳ درصد تغییرات این مشتقات و در جدول ۲.۳ ضرایب جدید بوجود آمده بر اثر آسیب سازه‌ای معادل ۳۳ درصد از دست دادن بال، ارائه شده است.

جدول ۱.۳ درصد تغییرات ضرایب آیرودینامیکی

ردیف	ضریب آیرودینامیکی	درصد تغییرات ضریب آیرودینامیکی
۱	ضریب ممان رول در اثر نرخ غلتش cl_p	۱۸ درصد
۲	ضریب ممان رول در اثر سرش جانبی cl_β	۱۳ درصد
۳	ضریب ممان رول در اثر ایلرون $cl_{\delta a}$	۵۰ درصد
۴	ضریب برآ CL_0	۲۴ درصد
۵	ضریب برآ در اثر زاویه حمله CL_α	۱۷ درصد

جدول ۲.۳ مشتقات آیرودینامیکی جدید

$cl_{\delta e}$	cl_α	cl_q	cl_0
$cy_{\delta e}$	cy_α	cy_q	cy_0
$cn_{\delta e}$	cn_α	cn_q	cn_0
.....	CL_p	$cm_{\delta a}$	cm_p

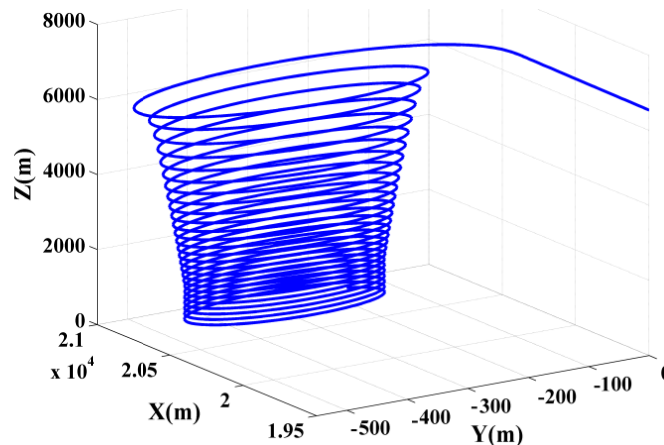
¹ Lookup Table

۴.۱.۳ پاسخ دینامیکی هواپیمای آسیب دیده

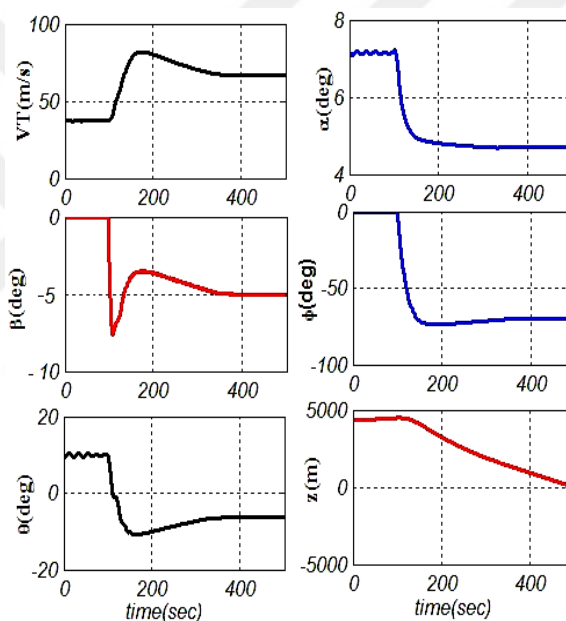
به منظور نشان دادن تأثیر آسیب بر روی دینامیک هواپیما، از شبیه‌سازی هواپیما در حالت تریم استفاده می‌شود. همانطور که در بخش مقدمه بیان شد؛ تحلیل‌های انجام شده جهت بررسی آسیب بال در این مقاله بر روی هواپیمای مدل (*GTM*) انجام شده‌است. این هواپیما دارای دو موتور جت است که نیروی تراست ناشی از هر موتور به صورت یک چندجمله‌ای بر حسب تغییرات دسته گاز مطابق مرجع [۷۱] مدل شده‌است. جزئیات مربوط به مشخصات جرمی و هندسی و همچنین مدل موتور، در بخش پیوست ارائه شده‌است.

هواپیمای بدون آسیب در سرعت ۳۵ متربرثانیه و در ارتفاع ۶۵۰۰ متری در حال پرواز با سطوح کنترلی ثابت می‌باشد. پس از گذشت ۱۰۰ ثانیه، آسیب ۵٪ به بال چپ اعمال می‌شود. در واقع پاسخ هواپیما با سطوح کنترلی ثابت، نشان دهنده رفتار ذاتی هواپیما می‌باشد. در شکل ۴.۳ مسیر حرکت هواپیما نشان داده شده است. کاهش ارتفاع به دلیل از دست دادن درصدی از بال و القای ممان رول منفی ناشی از عدم تقارن نیروی برآ، منجر به یک مسیر فتری شکل همراه با کاهش ارتفاع می‌شود. با افزایش میزان آسیب افت ارتفاع و ممان رول منفی القا شده افزایش می‌یابد به گونه‌ای که با افزایش آسیب رفتار هواپیما به سرعت به سمت ناپایداری می‌رود.

در شکل ۵.۳، حالت‌های هواپیما ارائه شده است. زاویه و نرخ رول منفی القا شده، کاملاً در شکل مشهود می‌باشد ولی با توجه به کوچک بودن میزان آسیب، هواپیما پس از چند ثانیه به حالت‌های تریم جدید می‌رسد. دقت در حالت‌های هواپیما پس از آسیب، کوپلینگ بین کانال عرضی و حالت‌های طولی را به وضوح نشان می‌دهد. شبیه‌سازی نشان می‌دهد که با افزایش میزان آسیب، شعاع مسیر فتری شکل کاهش و افت ارتفاع افزایش می‌یابد.



شکل ۴.۳ مسیر حرکت هواپیمای آسیب دیده.



شکل ۵.۳ حالت های هواپیمای آسیب دیده.

۲.۳ استخراج پاکت پروازی هواپیمای آسیب دیده

هنگامی که یک هواپیما دچار آسیب می‌شود با توجه به تغییرات ناشی از آسیب، ضرایب آیرودینامیکی و همچنین پارامترهای جرمی و ممانی آن تغییر می‌کند. مسلماً در چنین شرایطی محدودیت‌های عملکردی و پایداری هواپیما نیز دستخوش تغییر می‌شود. تغییر در سرعت استال، سرعت کنترل‌پذیری، ماکزیمم نرخ چرخش و مینیمم شعاع چرخش، ماکزیمم زاویه رول و شرایط تریم از جمله موارد عملکردی هواپیما است. علاوه بر این ممکن است در اثر آسیب ایجاد شده، ضرایب پایداری هواپیما به

شدت تغییر کند به گونه‌ای که باعث ناپایداری هواپیما گردد. بنابراین برای داشتن یک نشست ایمن، اطلاع از پاکت پروازی هواپیمای آسیب‌دیده و محدودیت‌های عملکردی و پایداری جدید ضروری است.

۱.۲.۳ استخراج شرایط تریم برای هواپیمای آسیب‌دیده

در این مقاله، شرایط تریم هواپیمای آسیب‌دیده با استفاده از معادلات غیرخطی و کوپله هواپیما استخراج می‌شود. پس از رویداد آسیب، هواپیما به منظور فرود در مکان مناسب نیاز به تغییر جهت و ارتفاع دارد. بر همین اساس، پاکت پروازی مانوری هواپیما شامل نرخ گردش ($\dot{\psi}$) و نرخ کاهش ارتفاع ($\dot{h}$) در سرعت‌های مختلف می‌باشد. فرم کلی معادلات غیرخطی هواپیما مطابق رابطه (۲۰.۳) در نظر گرفته می‌شود:

$$f(\dot{x}, x, u) = 0 \quad (20.3)$$

که در معادله فوق، x بردار حالت، u بردار ورودی کنترلی و f بردار تابع غیرخطی معادلات شش درجه آزادی هواپیما می‌باشد. بردار x را می‌توان به دو دسته بردار سینماتیک و دینامیک به صورت زیر تقسیم نمود:

$$x = [x_d^T, x_k^T]^T \quad (21.3)$$

$$x_d = [u, v, w, p, q, r]^T, \quad x_k = [\psi, \theta, \phi, x, y, z]^T$$

که در آن (u, v, w) و (p, q, r) به ترتیب شامل مؤلفه‌های سرعت مرکز جرم و سرعت زاویه‌ای در دستگاه بدنی می‌باشد. زوایای (ψ, θ, ϕ) زوایای اوپلر می‌باشد که در واقع چرخش دستگاه بدنی نسبت به دستگاه اینرسی را مشخص می‌کنند. ورودی‌های کنترلی شامل $u = [\delta_{th}, \delta_a, \delta_e, \delta_r]$ است که در آن δ_r ورودی کنترلی موتور و $\delta_a, \delta_e, \delta_r$ به ترتیب انحراف سطح کنترلی ایلرون، الویتور و رادر می‌باشند. در یک سیستم غیرخطی همانند هواپیما، شرایط تعادل یا نقاط تعادل، نقاطی هستند که شرایط بیان شده در رابطه (۲۳.۳) را برآورده سازند:

$$f(0, x_{trim}, u_{trim}) = 0, x_{trim} = x^*, u_{trim} = \mu^* \quad (22.3)$$

در واقع شرایط تریم یا شرایط پایا، شرایطی هستند که تمام متغیرهای حرکتی هواپیما صفر و یا ثابت باشند بنابراین تمامی شتاب‌های خطی و زاویه‌ای صفر و تمامی سرعت‌های خطی و زاویه‌ای ثابت یا

صفر می‌باشد. برای تولید مسیر نشست نیاز به پاکت پروازی بر اساس محدوده مجاز تغییرات $\dot{\psi}$ ، $\dot{h}$ و V می‌باشد که البته با توجه به رابطه بین $\dot{h}$ و زاویه مسیر (γ) ، از γ بجای $\dot{h}$ استفاده می‌شود. در این محدوده برخی از نقاط پایدار و برخی ناپایدار می‌باشند. در ادامه به صورت اجمالی به نحوه استخراج نقاط تریم هواپیما به ازای حالت‌ها و ورودی‌های مختلف کنترلی در هر ارتفاع پروازی اشاره شده‌است:

$$\begin{aligned}\dot{z} &= f(z, \mu) \\ z^T &= [V, \alpha, \beta, p, q, r, \theta, \phi] \\ \mu &= [\delta_{th}, \delta_a, \delta_e, \delta_r]\end{aligned}\quad (23.3)$$

با اعمال معادلات حرکت غیرخطی هواپیما و لحاظ کردن شرایط زیر در معادلات، نقاط تریم قابل استخراج است.

$$\begin{aligned}(\dot{V}, \dot{\alpha}, \dot{\beta}) &= 0 \\ (\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}) &= 0, \quad (\dot{\phi}, \dot{\theta}) = 0 \\ \dot{\psi} &= \dot{\psi}^*, \quad \gamma = \gamma^*\end{aligned}\quad (24.3)$$

مقادیر $\dot{\psi}^*$ ، $\dot{h}^*$ ، γ^* و $\dot{V}^*$ مقادیر ثابت نرخ چرخش و زاویه مسیر می‌باشند. برای بدست آوردن شرایط تریم پرواز با نرخ ثابت چرخش، از تکنیک بهینه‌سازی غیرخطی محدود استفاده می‌شود [۱۲]. برای این منظور یک تابع هزینه به صورت رابطه (۲۵.۳)، معرفی می‌شود که با مینیمم نمودن آن شرایط تریم z^* (حالت‌های هواپیما) و μ^* (ورودی‌های کنترلی)، استخراج می‌شوند.

$$\begin{aligned}J_{trim}(z, \mu) &= \frac{1}{2} \dot{z}^T Q \dot{z} \\ J^* &= J_{trim}(z^*, \mu^*) = \min(J_{trim}(z, \mu))\end{aligned}\quad (25.3)$$

در رابطه فوق ماتریس Q ماتریس وزن می‌باشد که بر اساس اهمیت حالت مورد نظر در تریم، مقادیر ثابت به خود می‌گیرد. علاوه بر این رابطه فوق به شرایط پروازی زیر (روابط (۲۶.۳) و (۲۷.۳)) محدود می‌باشد. مینیمم‌سازی تابع هزینه فوق مقید به دو نوع قید مساوی $(g(z, h^*, \gamma, \dot{\psi}, v^*) = 0)$ و قید نامساوی $S(\mu) \geq 0$ است. دو محدودیت اول به صورت مستقیم ارتفاع و سرعت هواپیما را تعیین و محدودیت سوم به صورت غیر مستقیم نرخ اوجگیری مطلوب را مشخص می‌کند. سه محدودیت دیگر مقادیر نرخ چرخش‌ها را محدود کرده و مقدار نرخ رول و پیچ را به صفر محدود می‌نماید.

$$G(\bar{z}^*, h^*, \gamma^*, \psi^*, V^*) = \begin{pmatrix} h = h^* \\ V = V^* \\ \tan \theta - \frac{ab + \sin \gamma^* \sqrt{a^2 - \sin^2 \gamma^*} + b^2}{a^2 - \sin^2 \gamma^*} \\ p = -\psi^* \sin \theta \\ q = \psi^* \cos \theta \sin \phi \\ r = \psi^* \cos \theta \sin \phi \end{pmatrix} \quad (26.3)$$

$$a = \cos \alpha \cos \beta$$

$$b = \sin \phi \sin \beta + \cos \phi \sin \alpha \cos \beta$$

قید نامساوی مربوط به ورودی‌های کنترلی نیز مطابق زیر می‌باشد:

$$S(\mu) \geq 0, S(\mu) = \begin{pmatrix} 1 - \mu_{TR} \\ 1 - \mu_{TL} \\ 30 - |\mu_a| \\ 30 - |\mu_e| \\ 30 - |\mu_r| \end{pmatrix} \Rightarrow \begin{cases} 0 \leq \delta_{th} \leq 1, & -30 \leq \delta_a \leq 30 \\ -30 \leq \delta_e \leq 30, & -30 \leq \delta_r \leq 30 \end{cases} \quad (27.3)$$

حل معادلات فوق در حضور قیدها منجر به شرایط تریم هواپیما می‌شود [۵]. برای مینیمم نمودن تابع هزینه در این تحقیق، روش عددی SQP^۱ مورد استفاده قرار گرفته است. مینیمم مقدار تابع هزینه در محاسبات $J^* = 10^{-6}$ در نظر گرفته شده است. تابع برداری G ، l -بعدی است و بردار ورودی کنترلی و بردار حالت‌ها به ترتیب m و n -بعدی است. در صورتی که تعداد ورودی‌های کنترلی و تعداد محدودیت‌ها برابر باشند ($l=m$)، برای سیستم $\dot{\bar{z}} = f(\bar{z}, \mu)$ یک جواب مجزا برای هر مانور مشخص شده توسط محدودیت‌های غیرخطی وجود دارد زیرا در این حالت تعداد معادلات ($n+m$) با تعداد مجهولات ($n+l$) برابر می‌شود. برای داشتن نقطه تعادل منحصربه‌فرد، که در مورد مطالعه این رساله ($n=8$) و ($m=5$)، نیاز به ۵ محدودیت ($l=5$) است. برای تولید مسیرها چرخشی با افزایش/کاهش ارتفاع پنج محدودیت سینماتیکی شامل $h, \theta, \psi, \gamma, V$ برای حل محدودیت‌های مطلوب غیرخطی سیستم اعمال می‌شود. البته برای استخراج شرایط تریم هواپیما، علاوه بر روش فوق، روش‌های عددی دیگری همچون روش Simplex یا روش نیوتن رافسون [۲۱] نیز قابل استفاده است.

^۱ Sequential Quadratic Programming

معرفی مسئله تریم به صورت معادلات غیرخطی با قیدهای مساوی و نامساوی مسئله را به یک مسئله غیرخطی محدود تبدیل می‌کند. با استفاده از روش ارائه شده در این تحقیق (روش عددی SQP) می‌توان شرایط تریم در هر سرعت یا ارتفاع مورد نظر یا شرایط تریم با زاویه سرش جانبی صفر یا زاویه رول صفر را برای هواپیما با بال آسیب دیده استخراج کرد. از طرف دیگر با اعمال قیود نامساوی بر روی سطوح کنترلی جواب‌های الگوریتم در استخراج شرایط تریم منطقی می‌باشد و در محدوده اشباع سطوح کنترلی استخراج می‌شوند. جدول ۳.۳ و جدول ۴.۳ به ترتیب، مقادیر عددی حالت‌ها و ورودی‌های در سرعت‌های مختلف پروازی جهت تریم شدن هواپیما در دو حالت $\beta = 0$ و $\beta \neq 0$ را نشان می‌دهند.

جدول ۳.۳ مقادیر عددی حالت‌ها و ورودی‌های کنترلی در شرایط تریم.

$$\dot{\psi} = \gamma = \beta = 0$$

V	α	β	ϕ	δ_t	δ_a	δ_e	δ_r
۳۰	۸.۸۷	۰	-۰.۲۱	%۲۴	۳۰	۷.۵	-۶.۱
۳۵	۷.۰۱	۰	-۰.۲۴	%۲۶	۲۴.۵	۶.۸	-۴.۳
۴۰	۵.۱۷	۰	-۰.۲۷	%۲۷	۱۸.۵	۵.۷	-۲.۵
۴۵	۳.۹	۰	-۰.۳	%۳۰	۱۴.۷	۴.۷	-۱.۶
۵۰	۲.۹۹	۰	-۰.۳۳	%۳۵	۱۱.۹	۳.۶	-۱
۵۵	۲.۳۲	۰	-۰.۳۴	%۴۱	۹.۹	۳.۲	-۰.۷
۶۰	۱.۸۱	۰	-۰.۳۶	%۴۸	۸.۴	۲.۶	-۰.۵

جدول ۴.۳ مقادیر عددی حالت‌ها و ورودی‌های کنترلی در شرایط تریم.

$$\dot{\psi} = \gamma = 0$$

V	α	β	ϕ	δ_t	δ_a	δ_e	δ_r
۳۰	۹.۱۵	-۱۲.۶	-۱۰.۱	%۴۰	۵.۳	۸.۳	-۱۵.۶
۳۵	۷.۶۱	-۱۰.۲	-۱۱	%۴۳	۴.۷	۷.۵	-۱۲.۵
۴۰	۵.۴۳	-۸.۵۳	-۱۱.۹	%۴۶	۳.۸	۶.۳	-۱۰.۲
۴۵	۴.۳	-۷.۱	-۱۲.۶	%۴۷	۳.۱	۵.۲	-۸.۵
۵۰	۳.۶۳	-۵.۸۵	-۱۲.۷	%۴۹	۲.۷	۴.۵	-۷.۲
۵۵	۳.۳۹	-۴.۷۳	-۱۲.۵	%۵۱	۲.۲	۴.۳	-۵.۶
۶۰	۲.۷۶	-۳.۷۱	-۱۱.۷	%۵۵	۱.۹	۳.۷	-۴.۴

افزایش زاویه حمله با کاهش سرعت و اشباع شدن سطح کنترلی ایلرون در جدول ۳.۳ مشاهده می‌شود. داشتن زاویه $\beta < 0$ مطابق جدول ۴.۳، مانع از اشباع ایلرون در سرعت‌های پایین شده و به تریم هواپیما با بال چپ آسیب‌دیده کمک می‌کند.

برای تحلیل نقاط تریم هواپیما و بررسی شرایط پایداری هواپیما حول نقاط تریم، از خطی‌سازی معادلات حرکت، استفاده می‌شود. پس از استخراج معادلات خطی هواپیما حول شرایط تریم، می‌توان با تحلیل مقادیر ویژه هواپیما حول نقطه مورد نظر، به راحتی وضعیت پایداری هواپیما را بررسی نمود.

۲.۲.۳ خطی‌سازی معادلات

با توجه به پیچیده بودن معادلات حرکت و جدولی بودن ضرایب آیرودینامیکی، خطی‌سازی معادلات حول شرایط تریم به صورت تحلیلی امکان پذیر نیست. مدل خطی سیستم حول شرایط تریم به صورت زیر می‌باشد:

$$\begin{aligned}\dot{x}_k &= A_k x_k + B_k u_k \\ x_k &= z_k - z_k^*, u_k = \mu_k\end{aligned}\quad (28.3)$$

با تبدیل معادلات حرکت غیرخطی، به معادلات خطی و بدست آوردن ماتریس حالت سیستم و سپس استخراج مقادیر ویژه از روی ماتریس حالت، پایداری حول شرایط تریم قابل بررسی می‌باشد. علاوه بر این، با توجه به استخراج ماتریس‌های A و B برای هر نقطه تریم، علاوه بر پایداری، کنترل‌پذیری حول بررسی می‌شود. هر یک از شرایط تریم قابل بررسی می‌باشد. ماتریس‌های ژاکوبین مطابق رابطه (۳۰.۳) می‌باشد:

$$A_k = \left(\frac{\partial \bar{f}}{\partial \bar{z}} \right)_{\mu_k^*, z_k^*}, B_k = \left(\frac{\partial \bar{f}}{\partial \bar{\mu}} \right)_{\mu_k^*, z_k^*} \quad (29.3)$$

همانطور که در بالا اشاره شد، برای استخراج ماتریس ژاکوبین از روش عددی مطابق زیر استفاده می‌شود [۲۰]:

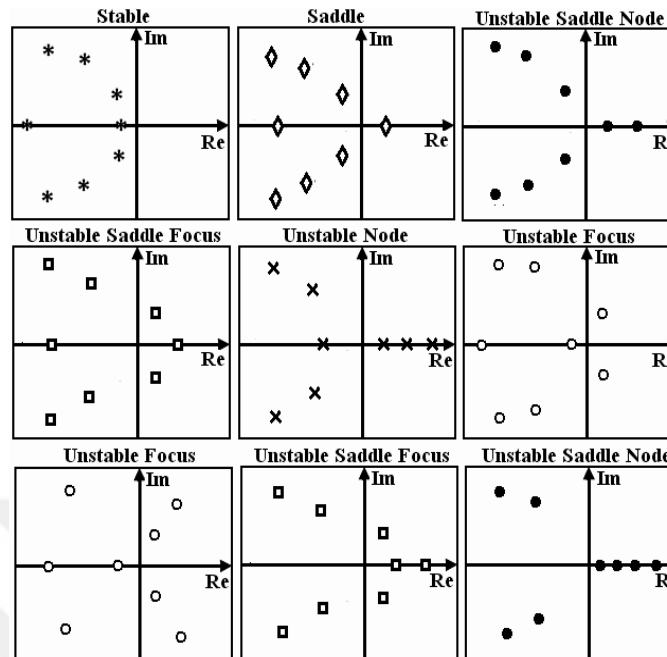
$$\begin{aligned}A_{k,i} &= \frac{\bar{f}(\bar{z}_k^* + \varepsilon e_i, \mu_k^*) - \bar{f}(\bar{z}_k^*, \mu_k^*)}{\varepsilon} \\ B_{k,i} &= \frac{\bar{f}(\bar{z}_k^*, \mu_k^* + \varepsilon e_i) - \bar{f}(\bar{z}_k^*, \mu_k^*)}{\varepsilon}\end{aligned}\quad (30.3)$$

در روابط فوق، ε مقدار بسیار کوچکی در نظر گرفته می‌شود. ماتریس $A_{k,i}$ ، ستون i -ام ماتریس A می‌باشد و مقدار e_i نیز ستون i -ام ماتریس واحد $n \times n$ است. پس از خطی‌سازی با استفاده مقادیر ویژه ماتریس A پایداری سیستم در نقاط تریم بررسی می‌شود در صورتی که $\text{Re}(\lambda_i(A_k)) < 0$ منفی باشد، هواپیما در شرایط تریم پایدار است.

بسته به شرایط پروازی و میزان آسیب بال، مقادیر ویژه A یکی از حالات شکل (۳) را به خود می‌گیرد که نشان‌دهنده وضعیت پایداری محلی مودها در آسیب و شرایط پروازی خاص می‌باشد.

- نقاط تعادل پایدار (Stable) بدون مقدار ویژه با قسمت حقیقی مثبت که با علامت "*" نشان داده شده است.
- نقاط تعادل Saddle با یک مقدار ویژه با قسمت حقیقی مثبت که با علامت "◇" نشان داده شده است.
- نقاط تعادل Unstable Focus (U.S) که دارای یک یا چند زوج مختلط ناپایدار است که با علامت "○" نشان داده شده است.
- نقاط تعادل Unstable Node (U.N) با سه یا چند مقدار ویژه با قسمت حقیقی مثبت که با علامت "×" نشان داده شده است.
- نقاط تعادل Unstable Saddle Focus (U.S.F) که دارای سه یا چند مقدار ویژه ناپایدار است و با علامت "□" نشان داده شده است.
- نقاط تعادل Unstable Saddle Node (U.S.N) که دارای دو یا چند مقدار ویژه با قسمت حقیقی مثبت است و با علامت "●" نشان داده شده است.

شرایط تریم پایدار دارای ارجحیت بیش‌تری نسبت به دیگر حالات تریم دارند چراکه شرایط تریم پایدار دارای تمایل ذاتی برای بازگشت به شرایط تریم در حضور اغتشاش هستند. یک حالت تریم ناپایدار محلی (دیگر شرایط تریم غیر از حالت پایدار) در صورتی به عنوان تریم ممکن در پاکت پروازی در نظر گرفته می‌شود که کنترل‌پذیر باشد. به کمک ماتریس A و B کنترل‌پذیری سیستم در هر نقطه تریم بررسی می‌شود. برای این منظور ماتریس کنترل‌پذیری در هر نقطه تریم $C = [B_k \quad A_k B_k \quad A_k^2 B_k \quad \dots \quad A_k^{n-1} B_k]$ تشکیل می‌شود و در صورت کامل بودن مرتبه (مرتبه n)، هواپیما در شرایط مورد بررسی کنترل‌پذیر است [۷۲].

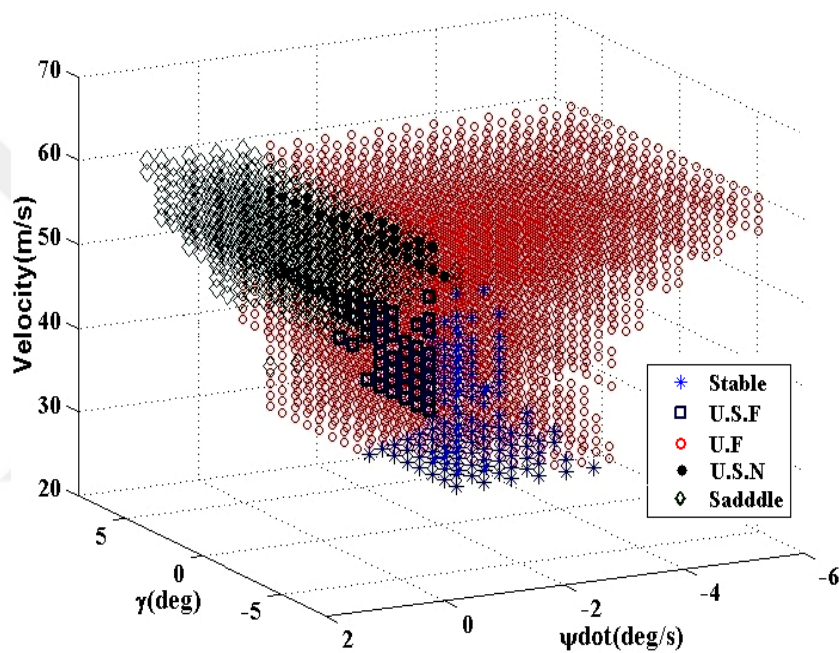


شکل ۶.۳ پایداری محلی بر اساس مکان ریشه‌ها در صفحه مختلط.

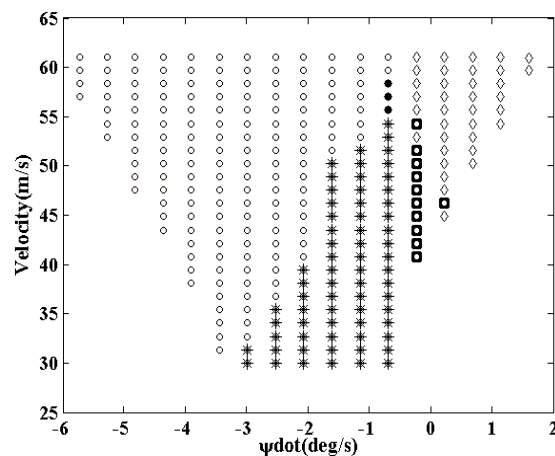
۳.۳ پاکت پروازی بر اساس آنالیز پایداری

مجموعه نقاط تریم نشان دهنده پاکت پروازی هواپیما پس از آسیب است که ویژگی‌های عملکردی هواپیما را نشان می‌دهد. بر اساس فرایند توضیح داده شده در بالا، نقاط تعادل هواپیمای آسیب دیده به همراه ویژگی‌های پایداری محلی آن در طیف از شرایط پروازی استخراج می‌شود که نهایتاً منجر به ایجاد یک بانک اطلاعاتی چهار بعدی (V_T, γ, ψ, h) می‌شود. به منظور ارائه نتایج، بانک اطلاعاتی سه بعدی از مجموعه شرایط تریم در یک ارتفاع ثابت استخراج می‌شود که نشان دهنده پاکت پروازی مانوری هواپیما در یک ارتفاع ثابت می‌باشد. شکل ۷.۳ پاکت پروازی برای آسیب ۳۰٪ بال چپ در ارتفاع سطح دریا استخراج شده است. ویژگی پایداری تمامی نقاط تریم مطابق شکل ۶.۳ مشخص شده است. نمای روبه‌رو از پاکت پروازی در شکل ۸.۳ نشان داده شده است. هواپیما با بال چپ آسیب‌دیده قادر به انجام طیف بزرگی از مانور با نرخ چرخش‌های منفی است در حالی که نرخ چرخش‌های به راست محدودی دارد که به کمک سطوح کنترلی امکان‌پذیر می‌باشد. مطابق شکل، هواپیما محدوده وسیعی از توانایی کاهش یا افزایش ارتفاع دارد که برای رسیدن به ارتفاع مطلوب لازم است. پایداری محلی هواپیما در نرخ

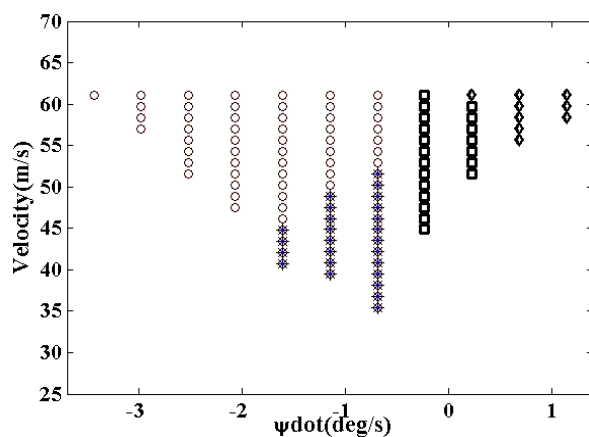
چرخش‌های منفی از حالت Stable به حالت (U.S.F) و سپس به حالت Saddle در نرخ چرخش‌های مثبت تبدیل می‌شود. در نرخ چرخش‌های بزرگ به سمت چپ تبدیل به (U. F) می‌شود. شکل ۹.۳ توانایی چرخش هواپیما در ارتفاع ۶۰۰۰ متری را نشان می‌دهد. با افزایش ارتفاع، برای تریم ماندن هواپیما نیاز به سرعت بیش‌تری می‌باشد در حالی که توانایی نرخ چرخش و نرخ افزایش ارتفاع هواپیما منقبض (کوچک‌تر) می‌شود. شکل ۱۰.۳ توانایی چرخش هواپیما با آسیب ۴۰٪ بال چپ را نشان می‌دهد. انقباض پاکت پروازی در اثر آسیب کاملاً مشهود است.



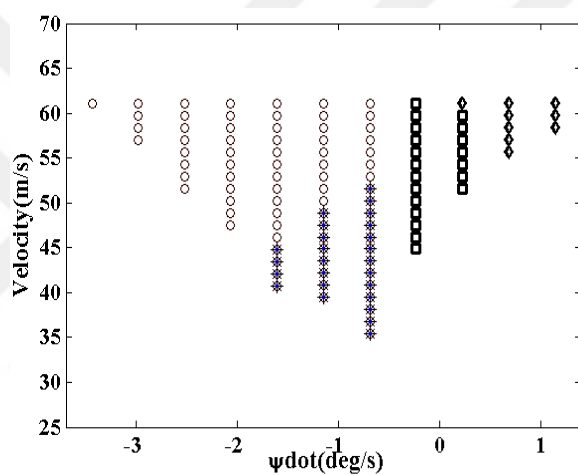
شکل ۷.۳ پاکت پروازی برای آسیب ۳۰٪ بال چپ در ارتفاع سطح دریا.



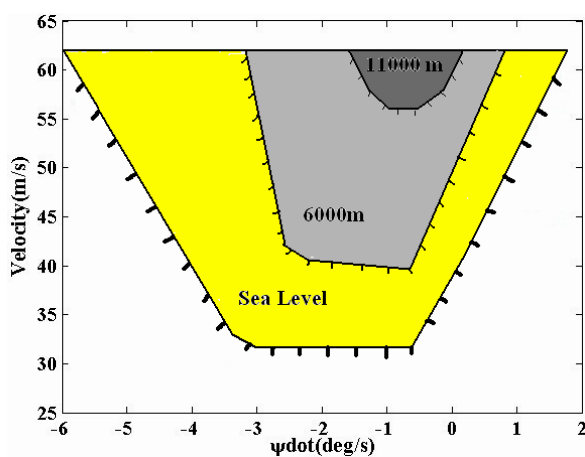
شکل ۸.۳ نمای روبه‌رو از پاکت پروازی در ارتفاع سطح دریا.



شکل ۹.۳ نمای روبه‌رو از پکت پروازی در ارتفاع ۶۰۰۰ متری.

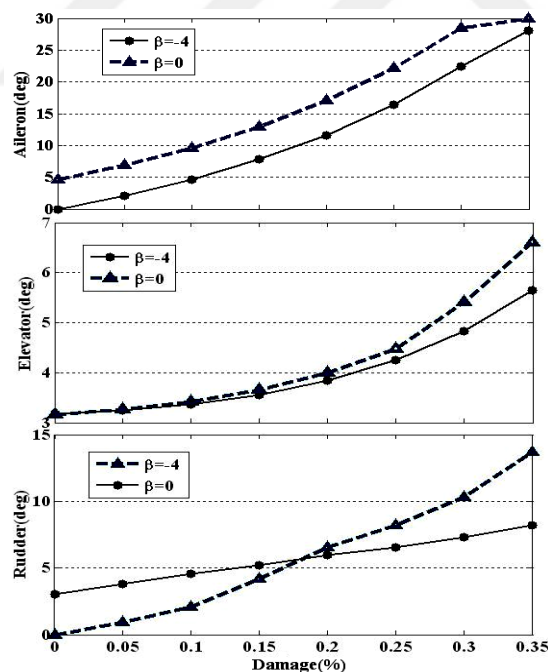


شکل ۱۰.۳ نمای روبه‌رو از پکت پروازی در آسیب ۴۰ درصد بال.



شکل ۱۱.۳ تأثیر ارتفاع بر روی پکت پروازی برای آسیب ۳۰٪ بال چپ.

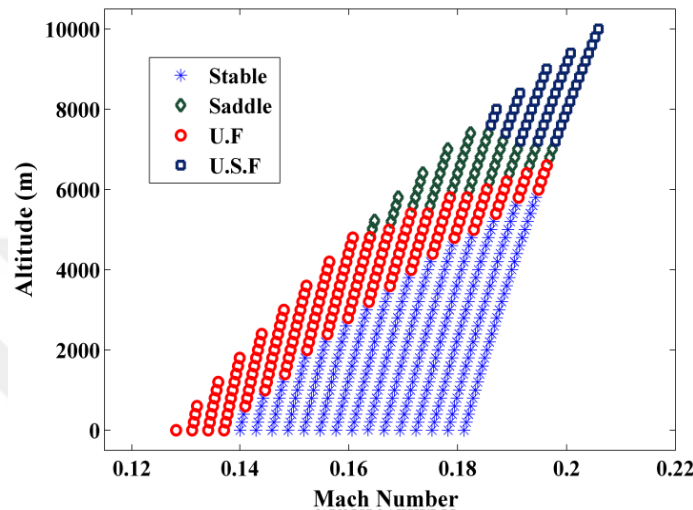
شکل ۱۱.۳، نشان دهنده اثر افزایش ارتفاع بر روی انقباض پاکت پروازی است. در واقع، در ارتفاعات بالا هواپیما می‌تواند تنها در نرخ چرخش‌های منفی و سرعت‌های بالا تریم شود. بررسی پاکت پروازی و تغییرات ایجاد شده ناشی از آسیب بال نشان می‌دهد که در صورت بروز آسیب بر روی بال هواپیما، کاهش ارتفاع پروازی بهترین تدبیر برای گسترش مرز پاکت پروازی و ایمنی پرواز هواپیمای آسیب‌دیده می‌باشد. البته با توجه به استخراج شرایط تریم نحوه کاهش ارتفاع می‌بایست با چرخش به سمت بال آسیب‌دیده باشد. به عبارت دیگر هواپیما می‌بایست در یک مانور فنی شکل با گردش به چپ، ارتفاع خود را کاهش دهد. در شکل ۱۲.۳ مقادیر ورودی کنترلی در یک مانور گردشی $\dot{\Psi} = -1.5 \text{ deg/s}$ و $V = 50 \text{ m/s}$ در دو زاویه سرش جانبی ($\beta = -4 \text{ deg}$, $\beta = 0 \text{ deg}$) ارائه شده است. با توجه به شکل مشاهده می‌شود که ورودی ایلرون در زاویه سرش جانبی صفر برای تریم نمودن هواپیما در آسیب‌های بزرگ اشباع می‌شود و در واقع تریم کردن هواپیما در زوایای سرش جانبی منفی نیاز به تلاش کنترلی کمتری دارد. البته علت این امر این است که نیروی ایجاد شده بر روی دم عمودی ناشی از سرش جانبی مقداری از ممان رول ناشی از عدم تقارن بال را خنثی می‌کند.



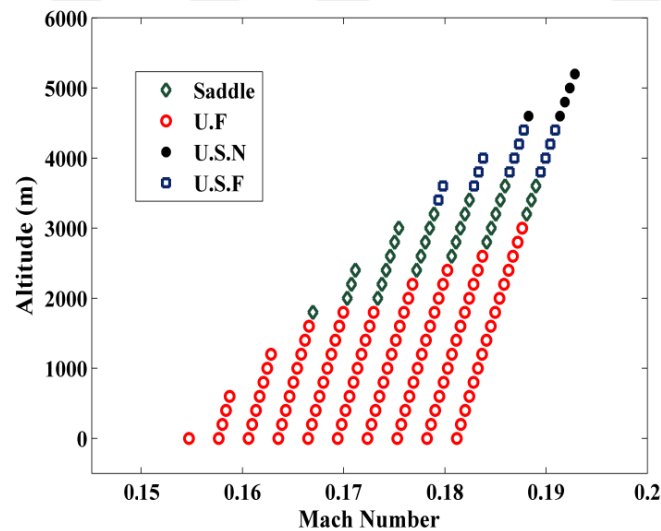
شکل ۱۲.۳ ورودی‌های کنترلی بر حسب آسیب در $\beta = 0, -4$.

شکل ۱۳.۳ و شکل ۱۴.۳ به ترتیب نشان دهنده پاکت پروازی ارتفاع و عدد ماخ هواپیمای آسیب‌دیده در نرخ چرخش $\dot{\psi} = -1 \text{ deg/s}$ در دو حالت ۳۵٪ و ۴۵٪ آسیب بال چپ است. مرز پاکت پروازی در

ماخ‌های بالا به ماکزیمم مقدار زاویه دسته‌گاز و در ماخ‌های پایین به اشباع یکی از سطوح کنترلی مرتبط است. با افزایش ارتفاع پاکت پروازی کاهش می‌یابد و پایداری محلی در شرایط تریم در اثر افزایش آسیب تغییر می‌کند. نقاط تریم Stable به شرایط تریم (U. F) و سپس Saddle تبدیل شده و نهایتاً با افزایش ارتفاع تبدیل به (U.S.F) و (U.S.N) می‌شوند [۷۳].

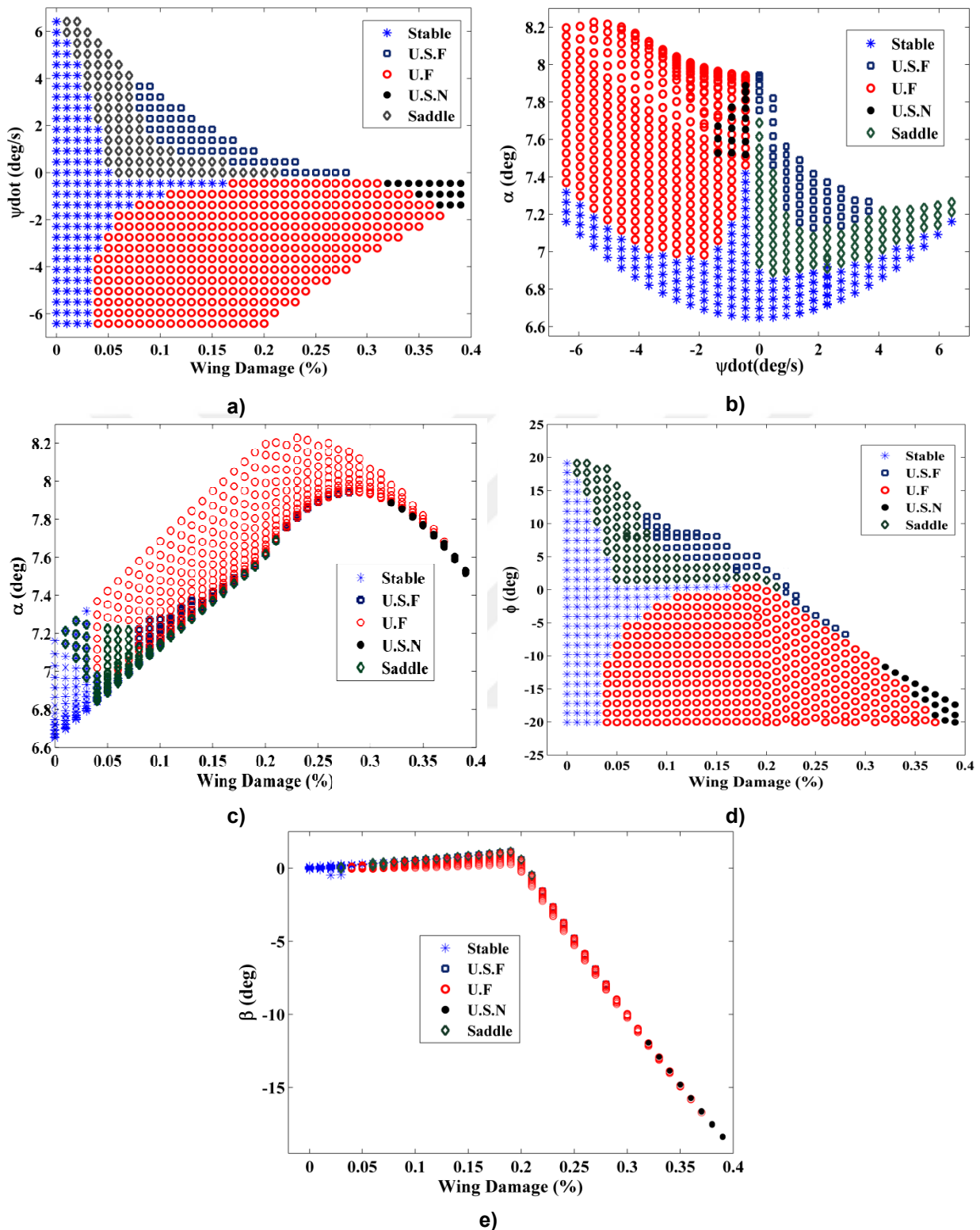


شکل ۱۳.۳ پاکت پروازی ماخ و ارتفاع برای آسیب ۳۵٪ بال چپ.



شکل ۱۴.۳ پاکت پروازی ماخ و ارتفاع برای آسیب ۴۵٪ بال چپ.

شکل ۱۵.۳ توانایی چرخش هواپیما را بر حسب آسیب در سرعت و ارتفاع خاص نشان می‌دهد. آنچه مسلم است با افزایش آسیب بال قابلیت نرخ چرخش هواپیما کاهش یافته است. همچنین می‌توان استنباط کرد که هواپیما با آسیب‌های بزرگ‌تر را می‌توان در نرخ چرخش‌های منفی کوچک‌تر تریم نمود.



شکل ۱۵.۳ شرایط تریم استخراج شده در مانور چرخشی ($V = 35 \text{ m/s}$, $h = 5000 \text{ m}$, $-20 \leq \phi \leq 20$)

۴.۳ تأثیر آسیب بر روی مودهای طولی و عرضی

شکل ۱۶.۳ مقادیر ویژه هواپیما در سرعت $V = 50 m/s$ در سطح دریا در آسیب‌های مختلف و شرایط مختلف پروازی را نشان می‌دهد. در این قسمت هدف بررسی تأثیر آسیب و دیگر پارامترهای مؤثر بر رفتار مودهای حرکتی هواپیما می‌باشد. شکل‌های (۱۷ و ۱۸)، به ترتیب مقادیر ویژه هواپیما در یک مانور چرخش به چپ $\dot{\psi} = -1 \text{ deg/s}$ و چرخش به راست $(\dot{\psi} = 1 \text{ deg/s})$ را نشان می‌دهند. همانطور که مشاهده می‌شود، بیش‌ترین تأثیر آسیب بال بر روی مود رول است که باعث کاهش پایداری و کندتر شدن ثابت زمانی این مود می‌شود. همچنین افزایش آسیب باعث کاهش فرکانس و افزایش ضریب میرایی در مود پریود کوتاه می‌شود. تأثیر آسیب بال بر دیگر مودها شامل داج‌رول، اسپیرال و فوگوید به نسبت کم‌تر است.

کاهش میرایی در مود فوگوید و داج‌رول کاملاً واضح است. ثابت زمانی مود اسپیرال با افزایش آسیب کاهش می‌یابد. شکل b مقادیر ویژه هواپیما را در $\dot{\psi} = 1 \text{ deg/s}$ نشان می‌دهد که تعیین‌کننده ناپایداری در مود اسپیرال برای آسیب‌های بالاتر از ۱۵٪ بال است و معرف حالت تریم Saddle است. شکل c نشان‌دهنده ناپایداری مود فوگوید در اثر افزایش آسیب بال در $\dot{\psi} = -5 \text{ deg/s}$ را نشان می‌دهد که نشان‌دهنده یک نقطه Unstable Focus است. از مقایسه اشکال a-c نتیجه می‌شود که با افزایش آسیب پایداری مود رول به شدت کاهش می‌یابد. ویژگی پایداری دیگر مودها تا حد زیادی به جهت و مقدار نرخ چرخش بستگی دارد. برای مثال، برای هواپیما با بال چپ آسیب‌دیده، پایداری مود اسپیرال در نرخ چرخش‌های منفی افزایش می‌یابد و در چرخش‌های مثبت کاهش می‌یابد. پایداری مود فوگوید در نرخ چرخش‌های منفی کاهش می‌یابد و به سمت ناپایداری می‌رود. به طور کلی نتایج بررسی در شرایط تریم در پاکت پروازی نشان می‌دهد که افزایش آسیب پایداری مودهای رول، داج‌رول و فوگوید را کاهش می‌دهد.

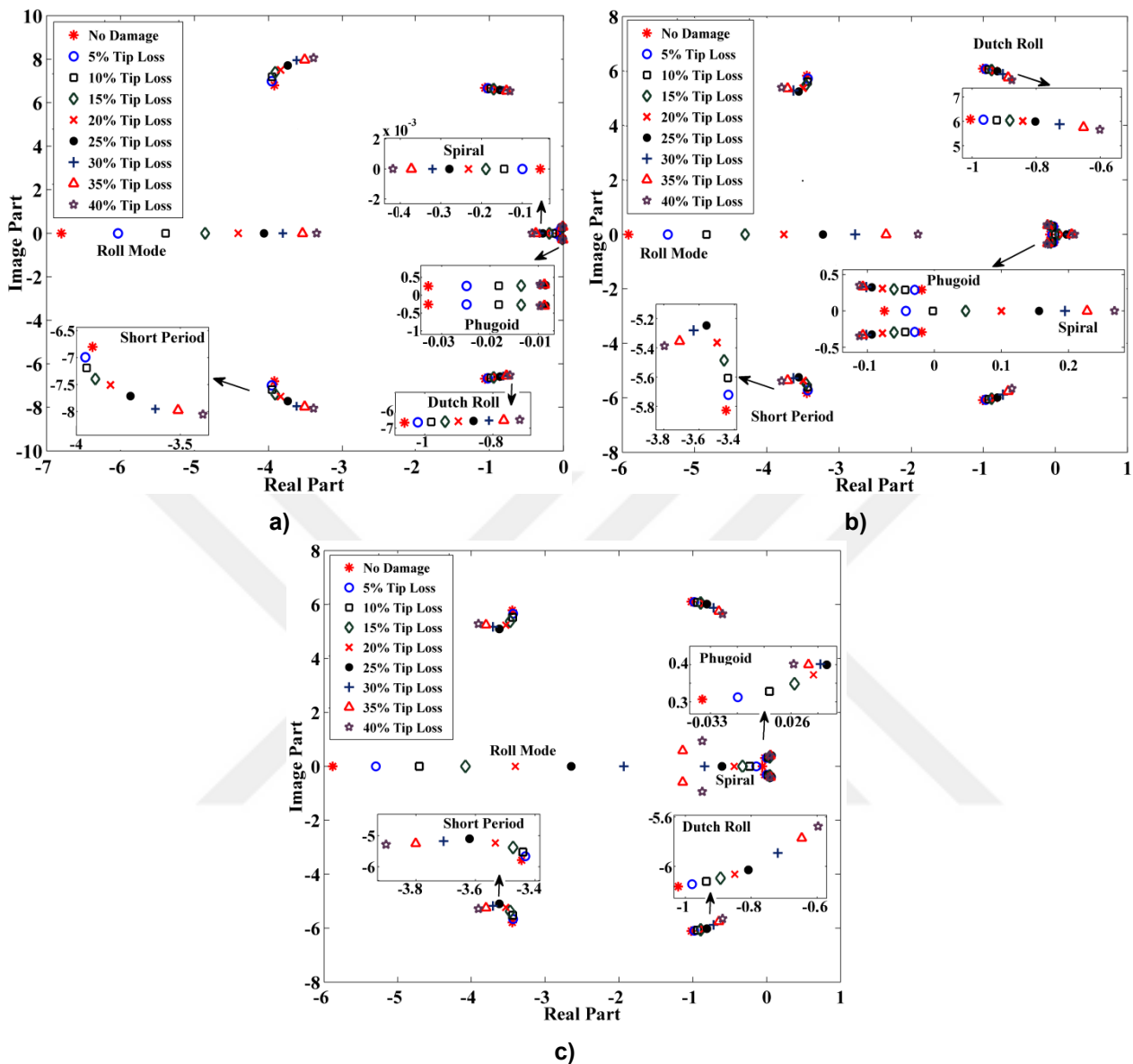
همچنین نتایج نشان می‌دهد که مقادیر ویژه مربوط به مود فوگوید و اسپیرال به ترتیب با افزایش نرخ چرخش به چپ و راست به سمت ناپایداری می‌رود. علاوه بر این، مود داج‌رول بسته به میزان آسیب در برخی نرخ‌چرخش‌های منفی ناپایدار می‌شود. اگرچه مودهای رول و پریود کوتاه به شدت تحت تأثیر آسیب قرار می‌گیرند ولی این مودها تا زمانی که هواپیما قابلیت تریم دارد، پایدار می‌مانند. به عبارت

دیگر در مرز پاکت پروازی شرایط تریم کنترل پذیری هستند که بر اساس جهت نرخ چرخش ممکن است مود فوگوید، اسپیرال یا داچرول ناپایدار داشته باشد. شدت ناپایداری مودها به میزان آسیب بستگی دارد. از آنجا که تمامی شرایط تریم کنترل پذیر هستند و شدت ناپایداری مودهای فوگوید و اسپیرال برای آسیب‌های تا ۴۰٪ بال کم است، خلبان می‌تواند هواپیما را کنترل نماید.

برای روشن‌تر شدن این مطلب تأثیر تغییرات ψ بر روی مودهای حرکتی برای هواپیما با آسیب ۲۰٪ بال چپ در شکل ۱۷.۳ مورد بررسی قرار گرفته است. تغییر ψ از مقادیر مثبت به منفی، $(2 < \psi < -6)$ اگرچه بر روی پایداری مود داچرول به نسبت تأثیر کم‌تری دارد اما در کل پایداری مود رول و فوگوید کاهش می‌یابد به گونه‌ای که در ψ منفی بزرگ‌تر مود فوگوید ناپایدار می‌شود. از طرفی روند تغییرات ψ افزایش پایداری در مودهای پریود کوتاه، اسپیرال و تا حدودی داچرول را نشان می‌دهد.

شکل ۱۸.۳، تأثیر زاویه سرش جانبی (β) بر مودهای حرکتی در یک هواپیما با بال چپ آسیب‌دیده نشان می‌دهد. افزایش پایداری در مودهای عرضی و کاهش پایداری در مودهای طولی مشهود است. بنابراین زوایای سرش جانبی منفی علاوه بر کمک به تریم شدن هواپیما با بال چپ آسیب‌دیده (در زوایای $\beta < 0$ نیاز به ایلرون کم‌تری جهت تریم شدن است) باعث افزایش ویژگی‌های پایداری مودهای عرضی نیز می‌شود.

شکل ۱۹.۳ تأثیر تغییرات سرعت بر روی مودها را به تصویر می‌کشد. همانطور که مشاهده می‌شود افزایش سرعت تأثیر زیادی بر روی ویژگی‌های پایداری در مودهای پریود کوتاه، رول و داچرول دارد. علاوه بر این وضعیت تریم‌پذیری هواپیما در سرعت‌های بالا بهبود می‌یابد. اگرچه پایداری مودهای اسپیرال و فوگوید در اثر افزایش سرعت به صورت جزئی کاهش می‌یابد. البته مودهای اسپیرال و فوگوید ثابت زمانی بزرگی دارند و از این لحاظ اهمیت کم‌تری در برابر مودهای دیگر به خصوص مودهای رول و پریود کوتاه دارند. یکی دیگر از متغیرهای پاکت پروازی بررسی شده در این تحقیق زاویه مسیر (γ) می‌باشد که در شکل ۲۰.۳ تأثیر تغییرات این زاویه از مقادیر مثبت به منفی $(6 < \gamma < -6)$ بر روی مودهای حرکتی نشان داده شده است [۷۳].

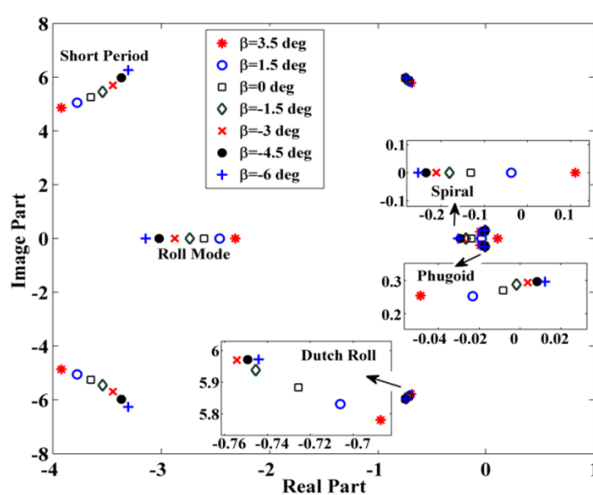


شکل ۱۶.۳ مکان هندسی مقادیر ویژه.

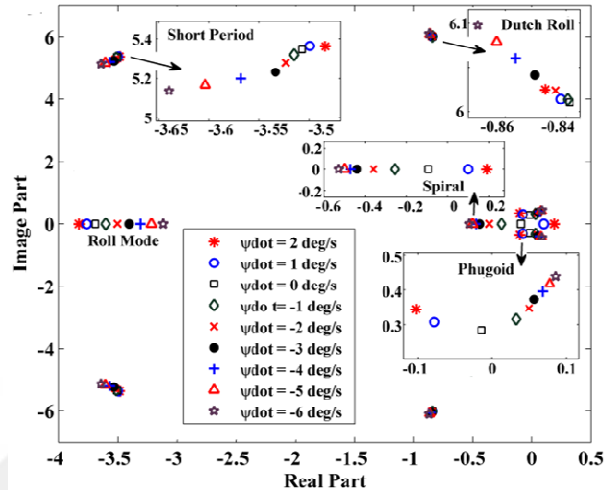
a) $\dot{\psi} = -1 \text{ deg/s}$, b) $\dot{\psi} = 1 \text{ deg/s}$, c) $\dot{\psi} = -5 \text{ deg/s}$

افزایش پایداری مود رول و اسپیرال و کاهش پایداری دیگر مودها به خصوص مود پریود کوتاه در این شکل مشهود است در هواپیما با شکل متقارن، جدا کردن دینامیک طولی و عرضی امری رایج است اما در صورت آسیب بال، جدا کردن مودهای طولی و عرضی به دلیل نامتقارن شدن شکل هواپیما و کوپلینگ شدیدی بین کانالهای طولی و عرضی، امکان پذیر نیست. در این قسمت، برای تشخیص مودهای حرکتی هواپیما و بررسی رفتار حالت‌های آن در اثر ایجاد آسیب، از آنالیز بردارهای ویژه استفاده

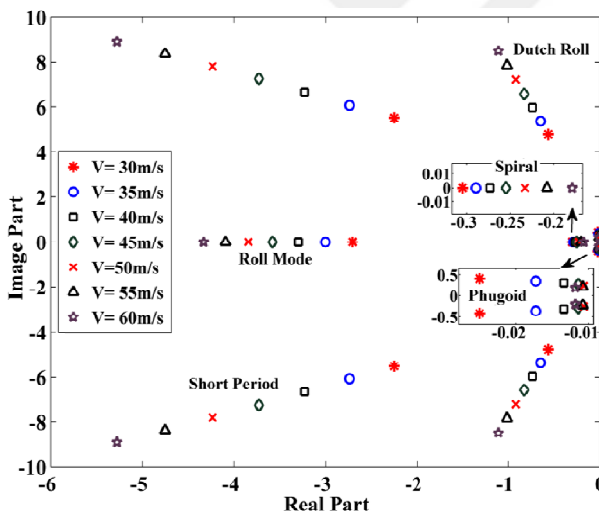
می‌شود. برای انجام این فرایند، از ماتریس ژاکوبین استخراج شده از دینامیک خطی شده در شرایط تریم استفاده شده است [۵].



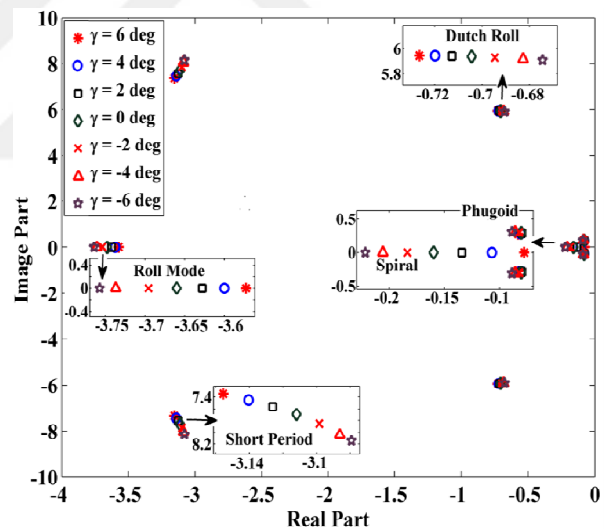
شکل ۱۸.۳ تأثیر β در $Dmg=20\%$.



شکل ۱۷.۳ تأثیر ψ در $Dmg=20\%$.



شکل ۲۰.۳ تأثیر V در $Dmg=20\%$.

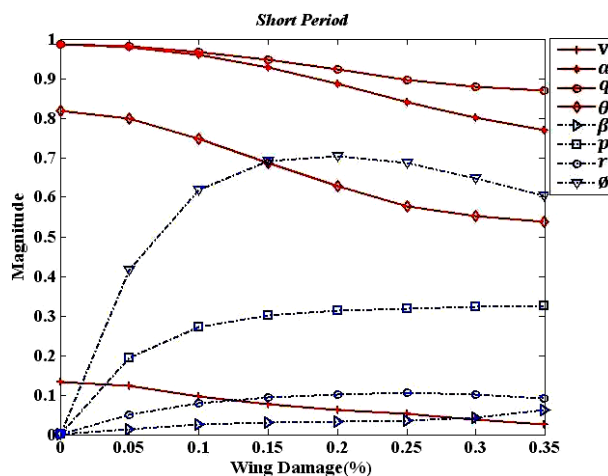


شکل ۱۹.۳ تأثیر γ در $Dmg=20\%$.

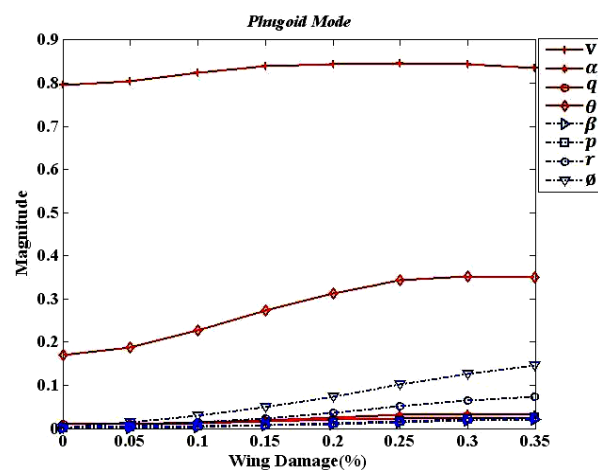
در شکل‌های (۲۱-۲۵) مقادیر نرمال شده بردارهای ویژه به ازای درصدهای مختلف آسیب در تمامی مودهای حرکتی هواپیما در زاویه $(\varphi = 0, \beta = 0)$ ارائه شده است. برای نرمال‌سازی مقادیر ویژه، تمامی المان‌های بردار ویژه بر بزرگ‌ترین مقدار حالت در بردار ویژه، تقسیم می‌شود. حالت‌های طولی با خط پر و حالت‌های عرضی با خط-نقطه ارائه شده‌است.

نتایج نشان می‌دهد که با افزایش درصد آسیب، کوپلینگ القایی بین دینامیک طولی و عرضی افزایش می‌یابد. مطابق شکل ۲۱.۳ و شکل ۲۲.۳ مشاهده می‌شود که متغیرهای α و q در دینامیک طولی نقش ضعیف‌تری در مود فوگوید دارند ولی در مود پریود کوتاه اثر این دو متغیر مشهودتر است. متغیرهای V و θ در مود فوگوید و متغیرهای α و θ در مود پریود کوتاه غالب می‌باشند. افزایش آسیب باعث افزایش قابل توجهی در کوپلینگ ناشی از رول و پیچ می‌شود. در شکل ۲۲.۳ کوپلینگ رول در مود پریود کوتاه کاملاً واضح است به گونه‌ای با افزایش آسیب نرخ رول بزرگ‌تری در این مود القا می‌شود. مودهای اسپیرال و رول، دو مود غیرنوسانی در کانال عرضی می‌باشند.

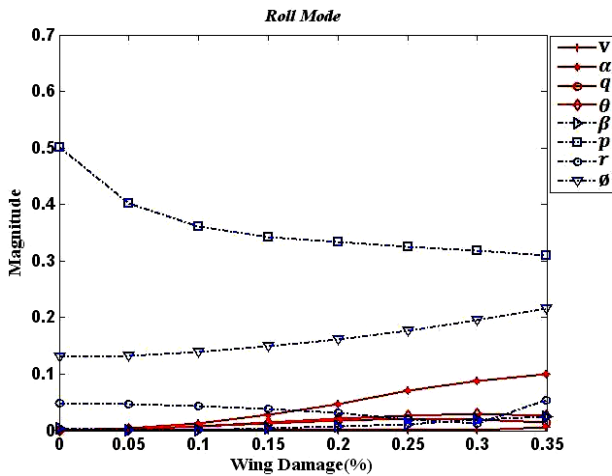
در شکل ۲۳.۳ مشاهده می‌شود که φ و ψ دو حالت حاکم در مود اسپیرال می‌باشند. در این مود آسیب تاثیر چندانی قابل ملاحظه‌ای ندارد. شکل ۲۴.۳ مود رول را نشان می‌دهد که در آن غالب بودن زاویه و نرخ رول مشهود است و کوپلینگ نه چندان زیادی با حالت‌های طولی ایجاد می‌نماید. مطابق شکل ۲۵.۳ در مود داچ رول که مود نوسانی کانال عرضی می‌باشد، زاویه رول و سرش جانبی غالب است. در این مود کوپلینگ به نسبت قابل توجهی نسبت به دو مود عرضی دیگر، با حالت‌های طولی مشاهده می‌شود.



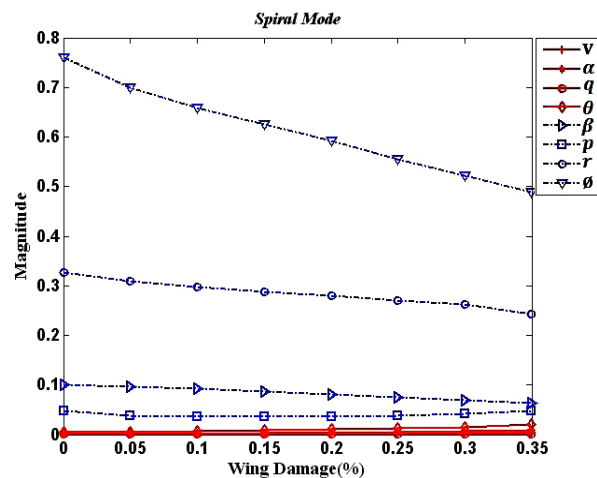
شکل ۲۲.۳ حالت‌های نرمال شده در پریود کوتاه.



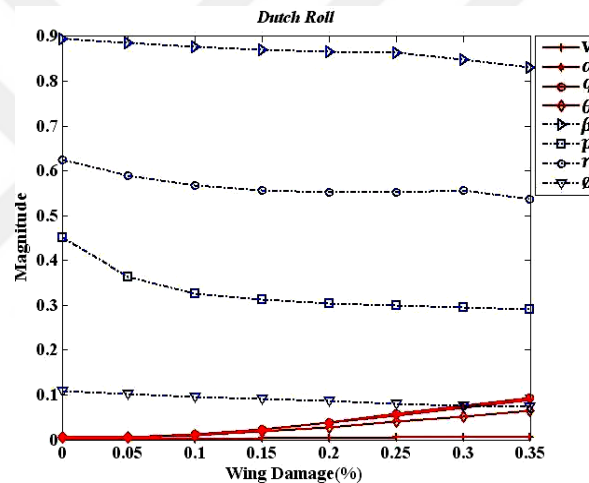
شکل ۲۱.۳ حالت‌های نرمال شده در مود فوگوید.



شکل ۲۴.۳ حالت‌های نرمال شده در مود رول.



شکل ۲۳.۳ حالت‌های نرمال شده در اسپیرال.



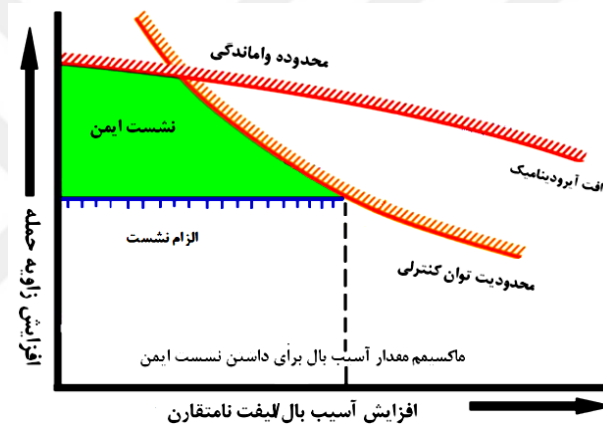
شکل ۲۵.۳ حالت‌های نرمال شده در مود داچ رول.

۵.۳ محدوده زاویه حمله جهت نشست ایمن

نشست هواپیما معمولاً با سرعت معین و بدون زاویه رول انجام می‌شود. سرعت هواپیما هنگام نشست معمولاً کمی بیشتر از سرعت استال هواپیما است و در صورتی که مقدار سرعت هواپیما از حد معینی بیشتر شود نشست ایمن و توقف هواپیما امکان‌پذیر نمی‌باشد. هنگامی که یک هواپیما درصدی از بال خود را از دست می‌دهد، برای جبران میزان نیروی برای ناشی از دست دادن قسمتی از بال، مجبور به

افزایش سرعت و یا افزایش زاویه حمله می‌باشد. افزایش سرعت هنگام نشست و همچنین افزایش زاویه حمله در این فاز دارای محدودیت‌های خاصی است.

در شکل ۲۶.۳ محدوده ایمن نشست هواپیمای مورد نظر در حالت تراز ($\varphi = 0$) و با سرعت ثابت در سطح دریا بر اساس افزایش میزان آسیب بال بدون در نظر گرفتن استفاده از فلپ هنگام نشست، نشان داده شده است. مطابق شکل ۲۶.۳، محدوده ایمن نشست محدود به سه باند استال، الزام نشست برای کم‌ترین مقدار زاویه حمله و باند مربوط به توان کنترلی می‌باشد که در واقع شامل تمامی شرایط تریم پایدار قابل دستیابی در زاویه رول صفر و سرعت نشست هواپیما است. با افزایش میزان آسیب ماکزیمم میزان زاویه حمله که همان زاویه استال است، اندکی کاهش می‌یابد.

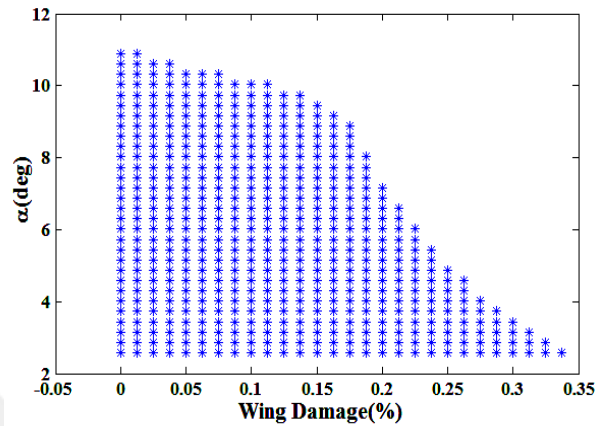


شکل ۲۶.۳ محدوده زاویه حمله جهت نشست.

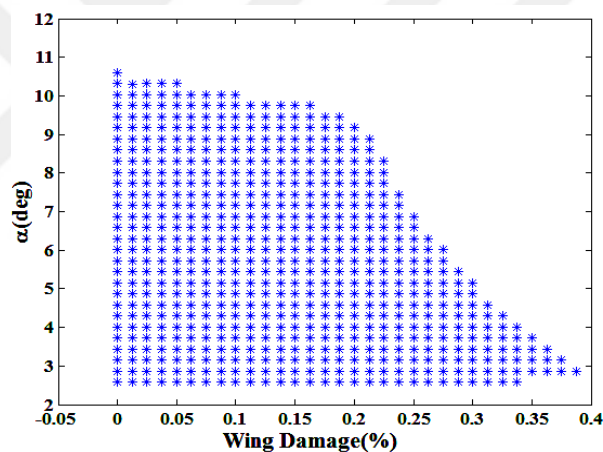
باند مربوط به توان کنترلی، در واقع نشان‌دهنده توان کنترل رول القایی ناشی از عدم تقارن نیروی برآ ناشی از آسیب، توسط سطح کنترلی ایلرون است. با توجه به شکل ۲۶.۳ کاملاً واضح است که با افزایش میزان آسیب، عدم تقارن در نیروی لیفت و بنابراین ممان رول القایی افزایش می‌یابد بنابراین، ایلرون در ماکزیمم مقدار توان خود قادر است در زاویه حمله کم‌تری هواپیما را به صورت تراز حفظ نماید. بنابراین با افزایش میزان آسیب بال، برای کاهش میزان رول القایی تا حد قابل کنترل توسط ایلرون، زاویه حمله باید کاهش یابد.

در شکل ۲۷.۳ و شکل ۲۸.۳ محدوده ایمن نشست هواپیما در سرعت 35m/s در ارتفاع سطح دریا با زاویه رول صفر درجه ($\varphi = 0$) در دو زاویه سرش جانبی ($\beta = 0$) و ($\beta = -4$) استخراج شده است.

این شکل نشان می‌دهد با منفی شدن سرش جانبی می‌توان نشست ایمن هواپیما با آسیب بزرگ‌تر را تضمین نمود. در حقیقت محدوده ایمن نشست در زوایای سرش جانبی منفی، بزرگ‌تر می‌شود.



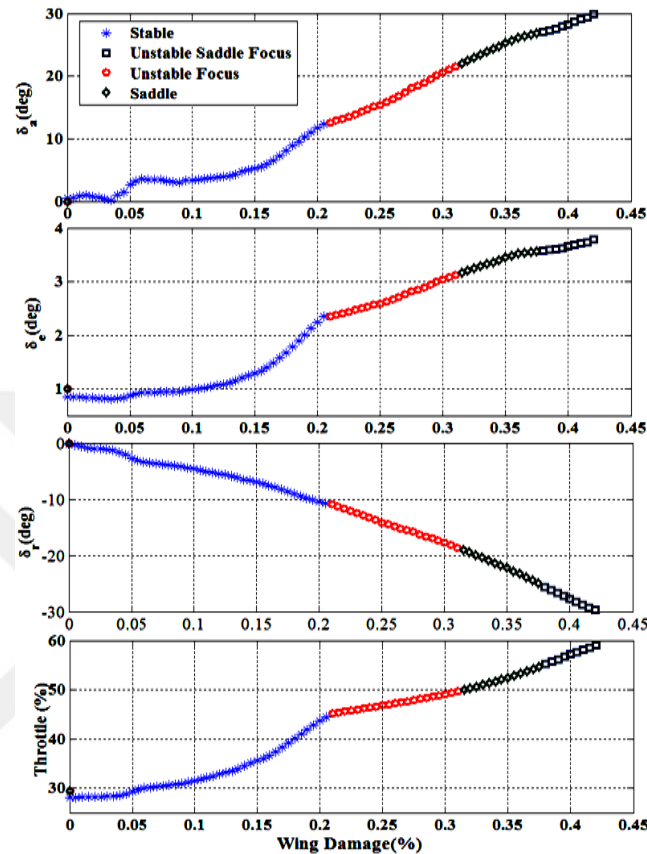
شکل ۲۷.۳ محدوده ایمن زاویه حمله حین نشست در $\beta = 0$



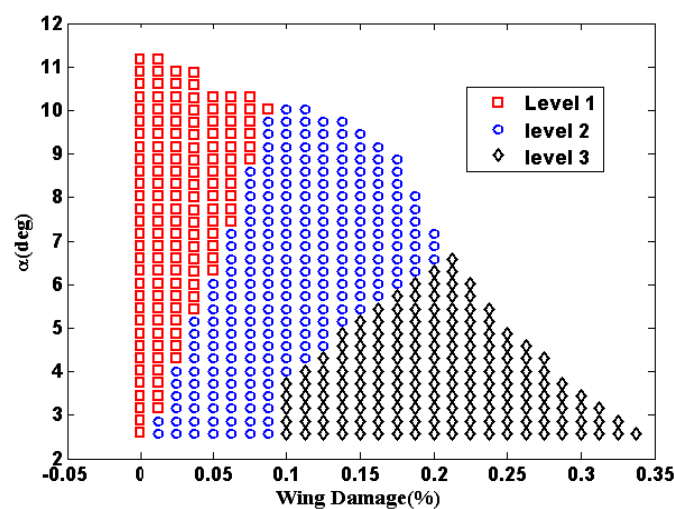
شکل ۲۸.۳ محدوده ایمن زاویه حمله حین نشست در $\beta = -4$

شکل ۲۹.۳ شرایط تریم دسته‌گاز و تغییرات سطوح کنترلی را بر حسب آسیب در حالت موتور متقارن در شرایط $V = 40 \text{ m/s}$, $h = 3000 \text{ m}$, $\dot{\psi} = 0 \text{ deg/s}$ نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که با افزایش میزان آسیب مقادیر ایلرون و رادر به مقادیر اشباع نزدیک می‌شوند. تغییر در پایداری محلی ایجاد شده از آسیب دارای رفتار مشابهی با آنالیز انشعاب است که در آن با تغییر پارامتر سیستم پایداری محلی تغییر می‌کند. شرایط تریم در محدود ایمن نشست در شکل ۳۰.۳، در سه دسته کیفیت خوشدستی نشان داده شده است. افزایش آسیب باعث تغییر سطح خوشدستی از سطح ۱ به سطح ۳ می‌شود.

مطابق شکل ۳۰.۳، با افزایش آسیب و زاویه حمله، عدم تقارن در رول افزایش می‌یابد و بنابراین ایلرون قادر است آسیب‌های بزرگ‌تر را در زوایای حمله کم‌تر کنترل کند.



شکل ۲۹.۳ مقادیر ورودی‌های کنترلی بر حسب آسیب.



شکل ۳۰.۳ زاویه حمله بر حسب آسیب در $V = 35 \text{ m/s}$ و $\varphi = 0$.

با توجه به توضیحات و تحلیل‌های انجام شده در این فصل برخی از تأثیرات آسیب (بال) بر روی عملکرد و دینامیک هواپیما به شرح زیر خلاصه می‌شود.

- در صورت آسیب هر یک از بال‌ها (چپ یا راست) هواپیما جهت تریم ماندن نیاز به افزایش زاویه حمله دارد که البته با افزایش زاویه حمله، ممان رول ناشی از نامتقارن شدن شکل هواپیما افزایش می‌یابد. سطوح کنترلی ایلرن با افزایش آسیب بال برای تریم نگه داشتن هواپیما به ماکزیمم مقدار خود (اشباع سطوح کنترلی ایلرون)، نزدیک می‌شوند.
- تأثیر آسیب بر پاکت پروازی هواپیما به گونه‌ای که پاکت پروازی در گردش به سمت بال سالم محدود می‌شود و هواپیما در گردش‌های به سمت بال آسیب‌دیده تریم‌پذیری بهتری دارد به خصوص این مسئله در طراحی سناریوی نشست برای هواپیمای آسیب‌دیده اهمیت زیادی دارد. در واقع همانگونه که یکی از دستورالعمل‌های کتابچه‌های پروازی خلبان در مورد از دست دادن موتور در یک سمت هواپیما این است که به سمتی که موتور از دست رفته مقدار رول زدن محدود می‌شود، در این مقاله نشان داده می‌شود که گردش، رول و داشتن زاویه سرش به سمت بال آسیب‌دیده جهت انجام مانور پس از آسیب بال از لحاظ تریم‌پذیری و پایداری، مطلوب‌تر است.
- کاهش ارتفاع باعث بهبود ویژگی‌های تریم‌پذیری و افزایش محدوده پاکت پروازی می‌باشد.
- بر اساس مطالب بیان شده در این فصل، یک سناریوی مناسب برای نشست اضطراری پس از آسیب بال، مانور چرخشی به سمت بال آسیب‌دیده و کاهش ارتفاع است (به صورت فنی).
- در سرعت‌های بالا وضعیت تریم‌پذیری هواپیمای آسیب‌دیده بهتر و محدوده مانور گردش هواپیما بیش‌تر می‌باشد.
- با افزایش سرعت ویژگی‌های پایداری مودهای نوسانی هواپیمای آسیب‌دیده بهبود می‌یابد.
- میزان کوپلینگ دینامیکی و آیرودینامیکی بین کانال طولی و عرضی با افزایش میزان آسیب افزایش می‌یابد.
- تریم‌پذیری هواپیما با بال چپ آسیب‌دیده در نرخ چرخش‌های $(\dot{\psi})$ منفی بهتر است.
- هواپیما با بال چپ آسیب‌دیده در زوایای سرش جانبی (β) و رول (ϕ) منفی بهتر تریم می‌شود.

- مود پرپود کوتاه و به خصوص مود رول در اثر آسیب به شدت تحت تأثیر قرار می گیرند (پایداری مود رول کاهش می یابد یا به عبارتی ثابت زمانی آن زیاد می شود).
- سایر مودهای هواپیما نیز به نسبت تحت تأثیر آسیب قرار می گیرند. تأثیر بر روی سه مود فوگوید، داج رول و اسپیرال به نسبت کم تر است. در کل، آسیب بال کیفیت هندلینگ (Handling Quality) تمامی مودها را تحت تأثیر قرار می دهد.
- بررسی مودهای هواپیما در مرز پاکت پروازی و در نواحی داخلی پاکت پروازی نشان می دهد که با افزایش آسیب بال (تا ۴۰ درصد) تنها مودهای اسپیرال، فوگوید و در برخی موارد مود داج رول ناپایدار می شود. مود رول و پرپود کوتاه تا جایی که هواپیما قابل تریم می باشد پایدار هستند اگرچه به شدت از پایداری آنها (به خصوص مود رول) کاهش می یابد.
- داشتن شرایط تریم با ویژگی های پایداری بهتر در نرخ چرخش های منفی کوچک اتفاق می افتد.
- تحلیل های انجام شده بر روی شرایط تریم مرزی نشان می دهد اگرچه این نقاط تریم ارائه شده در مرز پاکت پروازی همگی کنترل پذیر می باشند اما، این شرایط تریم دارای حداقل یک مود ناپایدار می باشند که معمولاً برای هواپیما با بال چپ آسیب دیده در نرخ چرخش های به راست معمولاً مود اسپیرال و در برخی موارد داج رول ناپایدار می شود و در نرخ چرخش های به چپ (به سمت بال آسیب دیده) مود فوگوید ناپایدار می شود اگرچه از پایداری مود رول نیز به شدت کاهش می یابد.

۴

فصل چهارم

طراحی مسیر نشست ایمن



مقدمه

ایمنی پرواز و کاهش ریسک یکی از مسائل مهم برای سازندگان هواپیما و مسافران در هوانوردی مدرن است. اگرچه استفاده از سیستم‌های اضافی سه‌گانه^۱ احتمال وقوع حوادث ناشی از عیب یا آسیب را کاهش داده است، از دست دادن کنترل یکی از عوامل اصلی سوانح در هواپیماهای حمل‌ونقل است. آسیب یا نقص در هواپیما می‌تواند منجر به افت شدید عملکرد هواپیما و از دست دادن کنترل هواپیما گردد. برای جلوگیری از اینگونه شرایط، محققان بر روی بهبود سیستم‌های خودکار جهت بازیابی هواپیمای آسیب‌دیده متمرکز شده‌اند. سیستم‌های خودکار می‌توانند با شناخت آسیب یا نقص و تطبیق یافتن با آن به خلبان کمک نمایند. با شناسایی ویژگی‌های عملکردی پس از سانحه می‌توان یک مسیر جدید پروازی با توجه به محدودیت‌های مربوط به ویژگی‌های عملکردی کاهش‌یافته و ویژگی‌های پایداری جدید هواپیما ایجاد شود. نشست ایمن هواپیما پس از رویداد نقص یا آسیب با چالش‌های مختلفی روبه‌رو است. اولین چالش نیاز به شناخت پکت پروازی جدید هواپیما و محدودیت‌های سینماتیک آن است که نیاز به شناسایی هواپیمای آسیب‌دیده و تخمین پکت پروازی بر اساس تأثیر نقص یا آسیب بر روی ویژگی‌های عملکردی و پایداری هواپیما دارد. چالش بعدی هدایت و کنترل ایمن هواپیمای آسیب‌دیده جهت نشست ایمن است.

یک استراتژی خودکار پیشرفته برای برآورده کردن این چالش‌ها در شکل ۱.۴ نشان داده شده است. در این استراتژی، ابتدا، زیرسیستم کنترل بر اساس شناسایی انجام شده از آسیب، به خلبان کمک می‌کند تا کنترل هواپیما را بدست گیرد. در این فرصت، اطلاعات مربوط عوارض زمینی و پایه‌های حرکتی^۲ که شامل شرایط تریم جدید بر اساس نقص یا آسیب است، بر روی کامپوتر هواپیما بارگذاری می‌شود. زیرسیستم شناسایی و کشف نقص^۳ رفتارهای کاهش یافته هواپیما به همراه پارامترهای مورد نیاز جهت کنترل هواپیما را کشف و شناسایی می‌کند. بنابراین برای کنترل هواپیما نیاز به سیستم شناسایی و کشف آسیب برخط است. پس از اینکه ویژگی‌های کاهش یافته توسط زیرسیستم FDI

^۱ Triple Redundancy

^۲ Motion Primitives

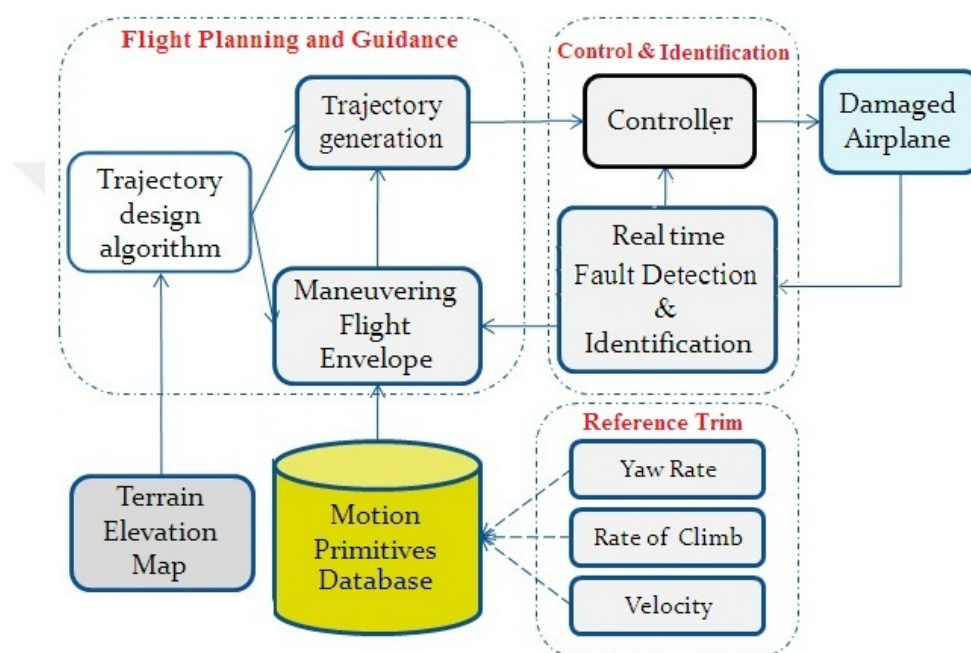
^۳ Fault Detection and Identification (FDI)

کشف شد، بر اساس پاکت پروازی جدید و ویژگی‌های عملکردی هواپیما یک مسیر ممکن و ایمن جهت نشست طراحی می‌شود به گونه‌ای که محدودیت‌های کنترلی را برآورده کرده و با مانع برخورد نکند. در نهایت کنترلر مسیر طراحی شده مطلوب را جهت رسیدن به محل نشست تعقیب می‌کند. سیستم خودکار ارائه شده در شکل ۱.۴ قادر است هواپیما را در محدوده پاکت جدید پروازی به محل نشست ایمن برساند. در این استراتژی، پاکت پروازی مانوری هواپیما با فرض داشتن اطلاعات به‌هنگام از زیرسیستم FDI تخمین زده می‌شود. در واقع در این رساله فرض بر این است که سیستم FDI قادر است برای موارد بررسی شونده نوع آسیب را شناسایی کند.

در این رساله یک روش طراحی مسیر با لحاظ کردن محدودیت‌های پاکت پروازی جدید برای نشست ایمن هواپیمای آسیب‌دیده ارائه می‌شود. سازمان ملی هوانوردی و فضایی آمریکا (NASA) در برنامه هوانوردی ایمن خود برخی روش‌های طراحی مسیر با هدف بازیابی هواپیما در شرایط نقص و آسیب را مورد مطالعه قرار داده است [۷۴]. تست‌های تونل باد برای انواع مختلف آسیب توسط سازمان NASA بر روی هواپیمای مدل GTM که مقیاس ۵/۵ درصد از هواپیمای بوئینگ ۷۵۷ است و مورد بررسی در این رساله نیز می‌باشد، انجام شده است [۶۸]. تحقیقات اولیه برای توسعه کنترلرهای تطبیقی بر روی یک مورد هواپیما با بال آسیب‌دیده مورد آزمایش قرار گرفت. برای این سناریو از آسیب، شرایط تریم هواپیما از معادلات غیرخطی با لحاظ کردن جابه‌جایی مرکز جرم و تغییر در ضرایب آیرودینامیکی استخراج شد [۷۵]. با استفاده از کنترلر تطبیقی شرایط تریم استخراج شده تعقیب می‌شود.

شناسایی و کشف به‌هنگام نقص در سیستم‌های کنترل مقاوم در برابر نقص ضروری است. در تحقیقات و متون مختلف روش‌ها و الگوریتم‌های مختلفی برای شناسایی معرفی شده است که برخی از آن‌ها در شناسایی برخط قابل استفاده می‌باشند. در مرجع [۷۶]، یک روش دو مرحله‌ای معرفی شده است و نشان داده می‌شود که این روش قابلیت استفاده عملی برای شناسایی به‌هنگام مدل‌های آیرودینامیکی را دارد. این روش از دو مرحله تخمین حالت‌های هواپیما و شناسایی ضرایب و مدل آیرودینامیکی تشکیل شده است.

روش‌های مختلف طرح‌ریزی مسیر شامل تجزیه سلولی^۱، گراف مشاهده‌پذیری^۲، نقشه راه احتمالاتی (PRMs)^۳ و تکنیک‌های جستجوی محلی برای تولید مسیر نشست هواپیمای آسیب‌دیده مورد استفاده قرار گرفته است. ویژگی‌های عملکردی الگوریتم‌ها در مرجع [۶۴] مورد مطالعه و مقایسه گرفته شده است. روش‌های طراحی مسیر مختلفی برای عملیات‌های خودکار ایجاد شده است. مطالعه کامل در مورد الگوریتم‌های بهینه‌سازی عددی مسیر پرواز در مرجع [۵۷] ارائه شده است.



شکل ۱.۴ بلوک دیاگرام طراحی مسیر.

الگوریتم طرح‌ریزی مسیر تصادفی در یک محیط عاری از مانع در چارچوب نقشه راه تصادفی در مرجع [۷۷] مورد مطالعه قرار گرفته است. الگوریتم جستجوی گسسته برای تولید مسیر چهار بعدی به‌هنگام، برای یک وسیله هوایی در حضور موانع معلوم در مرجع [۷۸] ارائه شده است. مرجع [۱۲] برای تخمین پاکت پروازی یک هواپیما با الویتور قفل‌شده و طراحی مسیر نشست ایمن به محل نشست مطلوب از آنالیز تریم استفاده کرده است. در این مرجع از یک الگوریتم جستجوی exhaustive برای

^۱ Cell Decomposition

^۲ Visibility Graph

^۳ Probabilistic Road Maps

جستجو در میان شرایط تریم موجود استفاده شده است. مجموعه شرایط تریم به کار رفته در مرجع [۱۲] به علت پیچیدگی بالای الگوریتم جستجوی و زمان بر شدن حل، کوچک و محدود تا حد ممکن کوچک و محدود می‌شوند. در این رساله علاوه بر استفاده از یک الگوریتم جستجوی محلی سریع و استفاده از مجموعه شرایط تریم وسیع، توابع هزینه مربوط به موانع موجود در مسیر و تابع هزینه جدید ایجاد شده در این رساله که مشخص‌کننده ایمنی هر یک از شرایط تریم است به همراه یک سری توابع هزینه دیگر که الزامات نشست ایمن را فراهم می‌کند در طراحی مسیر لحاظ می‌شود.

در مرجع [۷۹] یک روش طرح‌ریزی مسیر تطبیقی برای طراحی مسیر برخط خودکار ارائه شده است. در مرجع [۸۰] یک الگوریتم طرح‌ریزی مسیر نشست تحلیلی بر اساس کوتاهترین مسیرهای دوبینز برای حالتی که هواپیما موتورهای خود را از دست داده است مورد استفاده قرار گرفته است. الگوریتم طرح‌ریزی مسیر مبتنی بر جستجو در مرجع ذکر شده از نظر محاسباتی سنگین و پیچیده است. در مرجع [۲۰] مسیرهای ایمن برای هواپیمای آسیب‌دیده بر اساس دینامیک جدید هواپیما طراحی می‌شود. روش به کار رفته در این مرجع [۲۰] مطابق مرجع [۱۲] است و در آن آسیب بال هواپیمای *GTM* مورد مطالعه قرار گرفته است. در مرجع [۸۱] یک الگوریتم انتخاب محل نشست همانند مرجع [۱۲] استفاده شده است که در کنار الگوریتم طراحی مسیر نشست مسیر مطلوب برای رسیدن به باند مناسب را طراحی می‌کند. مرجع [۸۱] از روش میدان پتانسیل برای یافتن مسیر در فضای تریم از نقطه تریم اولیه به تریم نهایی استفاده می‌کند که از این امر به عنوان یک ابزار برای شناسایی شرایط تریم ممکن استفاده شده است.

استراتژی‌های مختلفی برای بهینه‌سازی مسیر نشست ارائه شده است. در مرجع [۸۲]، یک استراتژی بهینه‌سازی مسیر نشست اجباری با استفاده از الگوریتم ژنتیک ارائه شده است. سناریوهای نشست مختلف با مناطق نشست مختلف و سمت نهایی متفاوت در حضور موانع و توربولانس اتمسفر در آن شبیه‌سازی شده است. در مرجع [۸۳] یک روش طراحی مسیر برای بازیابی هواپیمای دچار نقص با لحاظ کردن ماکزیمم ایمنی ارائه شده است. طرح‌ریزی مسیر نشست برای هواپیمای آسیب‌دیده با استفاده از روش‌های احتمالاتی با استفاده از مدل سینماتیک ساده هواپیمای آسیب‌دیده در حضور مانع بررسی شده است [۸۴]. تولید مسیرهای مقاوم و بهینه‌سازی سه بعدی مسیرهای نشست برای یک هواپیمای بال ثابت در حضور مانع در مرجع [۸۵] بررسی شده است.

طراحی مسیر در این رساله مبتنی بر ایده مانور خودکار^۱ (MA) است که برای اولین بار توسط فرزولی [۲۵] ارائه شد. MA ترکیبی از پایه‌های حرکتی شامل شرایط تریم و مانور است. مسیرهای مختلف با چسبیدن تکه مسیرهای مانورها و تکه مسیرهای تریم مناسب قابل ایجاد است. مرجع [۲۵] برای طراحی مسیر از پایگاه داده MA و روش جستجوی سریع تصادفی درخت‌ها (RRTs) استفاده کرده است. مرجع [۸۶] یک استراتژی طرح‌ریزی بر اساس کتابخانه پایه‌های حرکتی از پیش محاسبه شده در فضای سه-بعدی ارائه کرده است. همچنین یک روش بهینه‌سازی برای اطمینان از سازگاری مسیر با دینامیک وسیله هنگام انتقال بین شرایط تریم استفاده شده است. در مرجع [۸۷]، منحنی‌های دوبینز به همراه مجموعه‌هایی از پایه‌های حرکتی استخراج شده از دینامیک وسیله برای طراحی مسیر سه-بعدی استفاده شده است که بسیار شبیه به روش توسعه دوبینز سه-بعدی ارائه شده در مرجع [۸۰] می‌باشد. طرح‌ریزی مسیر برخط برای یک وسیله سریع با استفاده از الگوریتم جستجوی هیوریستیک و ترکیبی از روش‌های جستجوی حریصانه با برگشت به عقب مبتنی بر کتابخانه‌ای از مانورهای از پیش تعیین شده در مرجع [۸۸] ارائه شده است.

در بسیاری از تحقیقات فوق از یک خانواده از شرایط تریم برای ایجاد تکه مسیرها، استفاده شده است. در فصل قبل، پاکت پرواز مانوری هواپیمای آسیب‌دیده در آسیب‌های مختلف بال (از دست دادن درصدی از نوک بال)، استخراج شد. پایداری محلی و کیفیت خوددستی هر یک از شرایط تریم در داخل پاکت پروازی مورد تحلیل و بررسی قرار گرفت. نزدیک‌شدن هواپیمای آسیب‌دیده به باند به فاکتورهای زیادی شامل: معیار جدیدی که مبتنی بر فاصله شرایط تریم تا مرز پاکت پروازی تعریف می‌شود، ویژگی‌های پایداری و خوددستی هواپیما در پاکت پروازی جدید، فاصله تا محل نشست، سرعت هواپیما، جهت باند، ارتفاع پروازی و محدودیت‌های زاویه گلاید، وجود آتش بر روی هواپیما، نشت بنزین یا هیدرولیک و موانع موجود در مسیر بستگی دارد. یکی از نوآوری‌های این پژوهش این است که الگوریتم طراحی مسیر تمامی فاکتورهای ذکر شده فوق را با توجه به فاصله تا باند و موانع موجود در مسیر، در طراحی مسیر لحاظ می‌کند. برای داشتن یک مسیر ایمن در این تحقیق یک معیار ایمنی بر اساس ویژگی‌های پایداری و خوددستی شرایط تریم تعریف می‌شود که در طراحی مسیر به صورت یک تابع

^۱ Manuever Atomation (MA)

هزینه در محاسبات مسیر وارد می‌شود. همچنین برای انجام طراحی مسیر با قابلیت پیاده‌سازی به‌هنگام، یک الگوریتم جستجوی محلی با الهام از روش میدان پتانسیل و استفاده از روش‌های جستجوی حریصانه ارائه می‌شود که قادر است به سرعت مسیر نشست ایمن را از میان دسته شرایط تریم وزن‌دار از پیش محاسبه شده ایجاد نماید. تابع هزینه ایمنی جدید معرفی شده در این رساله که بر اساس پایداری محلی و ویژگی‌های خوشدستی شرایط تریم استخراج می‌شود امکان بهینه‌سازی برای الویت‌بندی حاشیه ایمنی در طراحی مسیر نشست را امکان‌پذیر می‌کند. این مسئله با مفاهیم بهینه‌سازی که توابع هزینه زمان یا طول را مینیمم می‌کند و منجر به انتخاب شرایط تریم نزدیک مرز پاکت پروزای می‌شود (ماکزیمم نرخ دور زدن یا شعاع دور زدن، ماکزیمم یا مینیمم زاویه مسیر، ...) متفاوت است.

در این رساله برای انتقال بین شرایط تریم یا ایجاد مانور از یک کنترلر استفاده می‌شود. استفاده از کنترلر برای تولید مانور نسبت به کارهای قبلی متفاوت است. بنابراین برای طراحی مسیر برای مقادیر معین از آسیب بال با توجه به استخراج شرایط تریم و تحلیل پایداری و خوشدستی و استخراج مانورهای بین شرایط تریم، یک کتابخانه از شرایط تریم و مانور وزن‌دار از پیش محاسبه شده، در اختیار است. وظیفه الگوریتم طراحی مسیر این است که یک مسیر نشست از میان نقاط تریم وزن‌دار که شرایط پروزای ممکن برای هواپیمای آسیب‌دیده است، ایجاد کند به گونه‌ای که با موانع موجود در مسیر برخورد نکند و الزامات نشست ایمن را فراهم کند.

در این رساله یک طرح‌ریز مسیر پرواز تطبیقی برای بهبود سیستم مدیریت پرواز معرفی می‌شود. در واقع یک ساختار مدیریت پرواز در شرایط اضطراری ارائه می‌شود تا به کمک آن مسیرهای ایمن جهت نشست اضطراری در سوانحی که عملکرد هواپیما کاهش یافته است، به صورت به‌هنگام تولید شود و هواپیما به صورت اتوماتیک به سمت محل نشست مناسب هدایت و کنترل شود. این ساختار شامل یک فرایند دو مرحله‌ای انتخاب محل نشست و طراحی مسیر نشست می‌شود که هواپیما را قادر به انتخاب و نشست در محل‌های مناسب ممکن می‌کند. محل‌های نشست مناسب پس از بررسی مناطق قابل نشست اطراف بر اساس یک سری معیارهای تأثیرگذار در نشست از قبیل خصوصیات باند محل نشست و شرایط آب‌وهوایی انتخاب می‌شود.

۱.۴ لزوم طرح‌ریزی مسیر نشست در شرایط اضطراری

مسیر پرواز و مسیر نشست هواپیماها از قبل برای آن‌ها طرح‌ریزی می‌شود. در صورت بروز سانحه (آسیب بال)، خلبان سعی خواهد کرد تا هواپیما را هرچه سریعتر و در نزدیک‌ترین محل نشست ممکن، فرود آورد. در صورتی که آسیب در حدی باشد که کنترلر قادر به حفظ هواپیما و تریم نمودن آن در مسیر پروازی باشد، هواپیما ایمن فرود خواهد آمد. (در این زمینه تحقیقات قابل توجهی بر روی کنترلرهای مقاوم یا تطبیقی برای مقاوم بودن یا تطبیق یافتن با آسیب، انجام شده است). حال در صورتی که میزان آسیب قابل توجه باشد و هواپیما بخواهد در مسیر نامی از پیش تعیین شده پرواز کند، ممکن است سطوح کنترلی اشباع شوند. مثلاً در مورد بررسی این رساله، اگر هواپیما در مسیر نامی نیاز به زدن رول ۱۵ درجه به راست باشد در صورتی که بال سمت چپ آسیب دیده باشد، شرایط پروازی فوق توسط هیچ کنترلی قابل کنترل نمی‌باشد چون خارج از پاکت پروازی مانوری هواپیمای آسیب‌دیده با بال چپ است. بنابراین در چنین شرایطی نیاز است یک مسیر جدید به سمت باند مطلوب طراحی شود به گونه‌ای که منطبق بر دینامیک وسیله پرنده باشد. حال در صورتی که خلبان بخواهد هواپیما را در نزدیک‌ترین باند محل سانحه فرود آورد (باندی غیر از محل نشست از قبل برنامه‌ریزی شده)، نیاز به طرح‌ریزی مسیر نشست جدید جهت فرود است. ایجاد مسیر جدید پروازی برای نشست نیاز به درک دینامیک هواپیمای آسیب‌دیده دارد. مسلماً کنترلر قادر نخواهد بود هر مسیر انتخاب شده توسط خلبان را جهت نشست ایمن کنترل نماید. در اینجا ایده طراحی مسیر ایمن بعد از آسیب بر اساس دینامیک و پاکت پروازی جدید هواپیما مطرح می‌شود. یعنی مسیر نشست به گونه‌ای طراحی شود که بر اساس پاکت پروازی جدید قابل تریم و از نظر پایداری مطلوب باشد. این مفهوم یعنی طراحی مسیری که با دینامیک هواپیما تطبیق داشته باشد که به مفهومی به عنوان هدایت تطبیقی^۱ (همانند مفهوم کنترلر تطبیقی) شناخته می‌شود. البته حضور کنترلر در حفظ هواپیما بر روی مسیر نشست جدید طراحی شده در برابر اغتشاشات و نویز و عملکرد مطلوب تعقیب مسیر ضروری و بدیهی است. در واقع حضور کنترلر بر کیفیت تعقیب مسیر طراحی شده تأثیرگذار است.

^۱ Adaptive Guidance

۲.۴ طرح ریزی مسیر نشست

در فصل سوم پکت پروازی مانوری هواپیما به ازای مقادیر مشخص آسیب استخراج شد و پایداری کلیه شرایط تریم در داخل پکت پروازی مانوری استخراج شد. در این فصل در گام بعدی جهت آنالیز شرایط تریم و استفاده از شرایط تریم بر حسب اولویت در طراحی مسیر، کیفیت خوشدستی نقاط تریم استخراج می‌شود و بر اساس آن یک معیار مناسب به عنوان فاکتور ایمنی جهت اولویت‌بندی شرایط تریم معرفی می‌گردد. باتوجه به مرجع [۸۹]، کیفیت خوشدستی برای هر مود پروازی بر اساس نوع هواپیما و فاز پروازی به سه سطح تقسیم‌بندی می‌شود. الزامات کیفیت خوشدستی برای هواپیمای مورد بررسی در این رساله، در کلاس III و در طبقه C از فاز پروازی (تقرب، نشست) مطابق مرجع [۸۹] در نظر گرفته می‌شود. انتخاب کلاس و طبقه به بررسی هواپیمای تجاری (کلاس III) آسیب‌دیده و طرح‌ریزی مسیر نشست (طبقه C)، مرتبط است. معیار کیفیت خوشدستی، الگوریتم طراحی مسیر را قادر به اولویت‌بندی شرایط تریم بر اساس ویژگی‌های پایداری می‌کند.

۱.۲.۴ استخراج معیار ایمنی بر اساس کیفیت خوشدستی

بر اساس تغییرات مقادیر ویژه در آسیب‌های مختلف و شرایط پروازی در داخل پکت پروازی مانوری، سطوح کیفیت خوشدستی در هر مود بر اساس تعاریف استاندارد موجود در مرجع [۸۹] به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\text{Short period: } \begin{cases} 0.55 < \xi < 0.85 & \text{level 1a} \\ 0.45 < \xi < 1.1 & \text{level 1b} \\ 0.35 < \xi < 1.3 & \text{level 1c} \\ 0.25 < \xi < 2 & \text{level 2} \\ \xi > 0.15 & \text{level 3} \end{cases}, \quad \text{Phugoid: } \begin{cases} \xi > 0.04 & \text{level 1} \\ \xi \geq 0 & \text{level 2} \\ T_2 > 55 & \text{level 3} \\ T_2 > 25 & \text{level 4} \\ \text{else} & \text{level 5} \end{cases} \quad (۱.۴)$$

$$\text{Roll: } \begin{cases} T_r < 0.45 & \text{level 1a} \\ T_r < 0.9 & \text{level 1b} \\ T_r < 1.4 & \text{level 1c} \\ T_r < 3 & \text{level 2} \\ T_r < 10 & \text{level 3} \end{cases}, \quad \text{Dutchroll: } \begin{cases} \xi \geq 0.11 & \text{level 1a} \\ \xi \geq 0.08 & \text{level 1b} \\ \xi \geq 0.05 & \text{level 1c} \\ \xi \geq 0.02 & \text{level 2} \\ \xi \geq 0 & \text{level 3} \end{cases}, \quad \text{Spiral: } \begin{cases} T_2 > 12 & \text{level 1} \\ T_2 > 8 & \text{level 2} \\ T_2 > 4 & \text{level 3} \\ T_2 > 0 & \text{level 4} \end{cases} \quad (۲.۴)$$

در معادلات بالا، برای تعریف سطوح جدید یا زیر-سطح‌ها^۱ محدوده تغییرات و رفتار کیفیت خوشدستی مطابق مرجع [۸۹] در نظر گرفته شده است.

با توجه به تغییرات مقادیر ویژه هواپیما در آسیب‌های مختلف و در شرایط پروازی مختلف در داخل پاکت پروازی که در فصل قبل ارائه شد و مطابق تعاریف مرجع [۸۹]، سطوح مختلف خوشدستی در روابط فوق تعریف می‌شود. محدوده تغییرات ضریب میرایی در سطح یک از مود پریود کوتاه بین ۰.۳۵ تا ۱/۳ تغییر می‌کند ($0.35 < \xi < 1.3$). مطابق رابطه (۳.۴)، کیفیت خوشدستی تعریف شده در سطح یک برای مود پریود کوتاه در همین محدوده تعریف شده است. در صورت استفاده از تعاریف سطح خوشدستی مطابق مرجع نمی‌توان بین شرایط مختلف آسیب در سطح یک پروازی تفاوتی قائل شد. علاوه بر این مشخص کردن تعداد محدودی سطح خوشدستی (سه سطح)، جهت اطمینان از تمایز بین انواع سطوح خوشدستی در مطالعات مربوط به خلبان لازم است، اما به منظور اعمال صحیح تأثیر آسیب بر روی کیفیت خوشدستی و اعمال آن در طراحی مسیر نشست در این تحقیق طبقه‌بندی دقیق‌تری برای کیفیت خوشدستی ارائه می‌شود. بنابراین مطابق معادله (۳.۴) سطح یک خوشدستی در یک تقسیم‌بندی جزئی‌تر به سه زیر-سطح (Ia, Ib, Ic) تقسیم‌بندی می‌شوند. در واقع بازه ضریب میرایی به سه قسمت مساوی تقسیم شده است. اگرچه برای مورد مطالعه در این تحقیق لازم نیست، اما می‌توان جداسازی بیشتری برای دو سطح دیگر (۲ و ۳) مود پریود کوتاه ارائه نمود.

$$ref [89]: Short period : \begin{cases} 0.35 < \xi < 1.3 & level\ 1 \\ 0.25 < \xi < 2 & level\ 2 \\ \xi > 0.15 & level\ 3 \end{cases} \xrightarrow[3\ sub-levels\ in\ level\ 1]{} \begin{cases} 0.55 < \xi < 0.85 & level\ 1a \\ 0.45 < \xi < 1.1 & level\ 1b \\ 0.35 < \xi < 1.3 & level\ 1c \\ 0.25 < \xi < 2 & level\ 2 \\ \xi > 0.15 & level\ 3 \end{cases} \quad (3.4)$$

برای مود فوگوید سطوح ۱ تا ۳ منطبق بر مرجع [۸۹] است. سطوح ۴ و ۵ بر اساس پارامتر T_2 ، کوچکترین زمان دو برابر شدن دامنه، مطابق مرجع [۸۹] تعریف می‌شود.

^۱ Sub-Levels

$$ref [89]: Phugoid : \begin{cases} \xi > 0.04 & level 1 \\ \xi \geq 0 & level 2 \\ T_2 > 55 & level 3 \end{cases} \xrightarrow{2 \text{ new levels (4,5)}} \begin{cases} \xi > 0.04 & level 1 \\ \xi \geq 0 & level 2 \\ T_2 > 55 & level 3 \\ T_2 > 25 & level 4 \\ else & level 5 \end{cases} \quad (4.4)$$

سطح ۴ بر اساس رفتار کاهشی ضریب میرایی به اندازه ۰/۰۴ استخراج می‌شود. معیار در "سطح ۳" ثابت زمانی T_2 ($T_2 = 55$) است که در واقع معادل $\xi = -0.04$ است.

$$\xrightarrow{Ref [31]} T_2 = -\frac{\ln 2}{\xi \omega_n}, \text{ if } \xi < 0 \rightarrow T_2 > 0 \text{ (time to double amplitude)} \quad (5.4)$$

$$T_2 = -\frac{\ln 2}{\xi_{ph} \omega_{nph}} \rightarrow \omega_{nph} = -\frac{\ln 2}{-0.04 * 55} = 0.315$$

برای سطح ۴، ثابت زمانی T_2 به ازای $\xi = -0.08$ منجر به ثابت زمانی ($T_2 = 25$) می‌شود.

$$T_2 = -\frac{\ln 2}{\xi_{ph} \omega_{nph}} \rightarrow T_2 = -\frac{\ln 2}{-0.04 \times 0.315} \cong 25 \text{ sec.}$$

سطح جدید ۵ در مود فوگوید، برای مقادیر ثابت زمانی کوچکتر از ۲۵ در نظر گرفته می‌شود. تقسیم‌بندی سطوح در مودهای دیگر نیز همانند این دو مود انجام شده است. در مود رول، همانند مود پریود کوتاه، محدوده سطح ۱ ($0 < T_r < 1.4$) به سه زیر سطح با محدوده یکسان ۰/۴۵ تقسیم شده است. دیگر سطوح خوشدستی در این مود مطابق با تعاریف مود در مرجع [۸۹] تعریف شده است.

$$ref [89]: Roll : \begin{cases} T_r < 1.4 & level 1 \\ T_r < 3 & level 2 \\ T_r < 10 & level 3 \end{cases} \xrightarrow{3 \text{ sub-levels in level 1}} \begin{cases} T_r < 0.45 & level 1a \\ T_r < 0.9 & level 1b \\ T_r < 1.4 & level 1c \\ T_r < 3 & level 2 \\ T_r < 10 & level 3 \end{cases} \quad (6.4)$$

مطابق تعاریف استاندارد خوشدستی، تغییر سطح در مود اسپیرال به ازای ۴ ثانیه از ثابت زمانی (T_2) اتفاق می‌افتد. بنابراین، مرحله ۴ از خوشدستی با همین منطق برای ($T_2 > 0$) تعریف می‌شود.

$$ref [89]: spiral : \begin{cases} T_2 > 12 & level 1 \\ T_2 > 8 & level 2 \\ T_2 > 4 & level 3 \end{cases} \xrightarrow{1 \text{ new levels (4)}} \begin{cases} T_2 > 12 & level 1 \\ T_2 > 8 & level 2 \\ T_2 > 4 & level 3 \\ T_2 > 0 & level 4 \end{cases} \quad (7.4)$$

بر اساس تعاریف استاندارد از خوشدستی، ضریب میرایی سطح یک از مود داچرول برای $\xi > 0.08$ تعریف می‌شود. از آنجا که محدوده تغییرات بین سطح یم و دو در این مود برابر 0.6 است یک زیر-سطح بین سطح یک و دو با محدوده تغییر 0.3 (نصف محدوده تغییرات ضریب میرایی سطح یک و دو) تعریف می‌شود و یک زیر-سطح دیگر در بالای محدوده تغییر ضریب میرایی سطح Ib یک که اکنون سطح Ic است با نام سطح تعریف می‌شود.

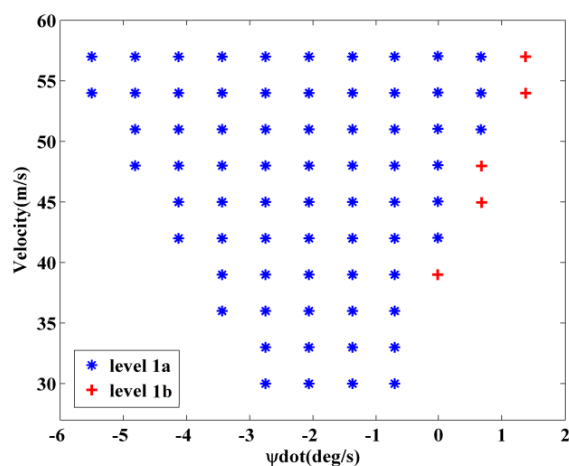
$$\text{ref [89]:Dutch roll :} \left\{ \begin{array}{ll} \xi \geq 0.08 & \text{level 1} \\ \xi \geq 0.02 & \text{level 2} \\ \xi \geq 0 & \text{level 3} \end{array} \right. \xrightarrow{\substack{3\text{sub-levels} \\ \text{in level 1}}} \left\{ \begin{array}{ll} \xi \geq 0.11 & \text{level 1a} \\ \xi \geq 0.08 & \text{level 1b} \\ \xi \geq 0.05 & \text{level 1c} \\ \xi \geq 0.02 & \text{level 2} \\ \xi \geq 0 & \text{level 3} \end{array} \right. \quad (8.4)$$

با توجه به تعاریف فوق، کیفیت خوشدستی شرایط تریم در داخل پاکت پروازی مانوری هواپیما با 33% آسیب بال چپ با محدودیت زاویه سرش صفر درجه ($\beta = 0$) استخراج شده است.

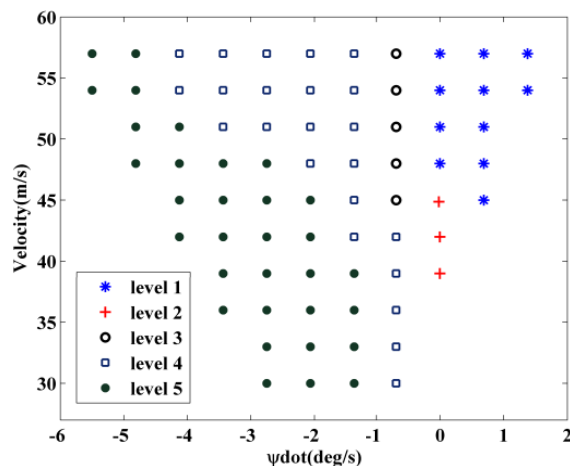
همانطور که در شکل ۲.۴ نشان داده شده است، کیفیت خوشدستی در مود پریود کوتاه در نرخ چرخش‌های به راست کمی کاهش می‌یابد. همچنین کیفیت مود فوگوبید در نرخ چرخش‌های چپ کاهش می‌یابد. کیفیت خوشدستی در مود رول در نرخ چرخش‌های به چپ کاهش یافته اما از طرف دیگر کیفیت خوشدستی مود اسپیرال بهبود می‌یابد. در سرعت‌های بالا، کیفیت مود داچرول تغییر قابل توجهی ندارد اما در شرایط پروازی سرعت پایین کاهش می‌یابد.

با توجه به تعاریف فوق از سطوح خوشدستی، در ادامه کمیتی با نام مقدار سطح (LV)^۱ به عنوان تابع هزینه خوشدستی برای سطوح مختلف تعریف می‌شود. مقادیر LV مطابق معادله (۹.۴) برای پنج سطح از خوشدستی در بازه $[0.1 - 1]$ تعریف می‌شود. در تعریف LV ، اختلاف معادل 0.2 بین پنج سطح خوشدستی ("سطح ۱"، "سطح ۲"، "سطح ۳"، "سطح ۴"، و "سطح ۵") در نظر گرفته می‌شود. از آنجا که کیفیت خوشدستی در زیر-سطح‌ها نصف سطح‌های اصلی است، اختلاف 0.1 برای زیر سطح‌های موجود در مود پریود کوتاه (Ia , Ib , Ic) در نظر گرفته می‌شود.

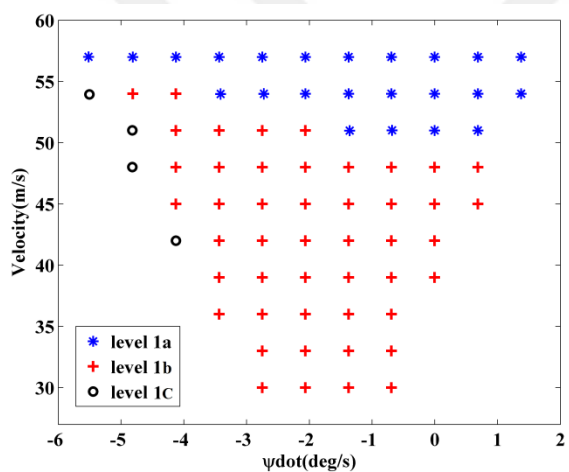
^۱ Level Value



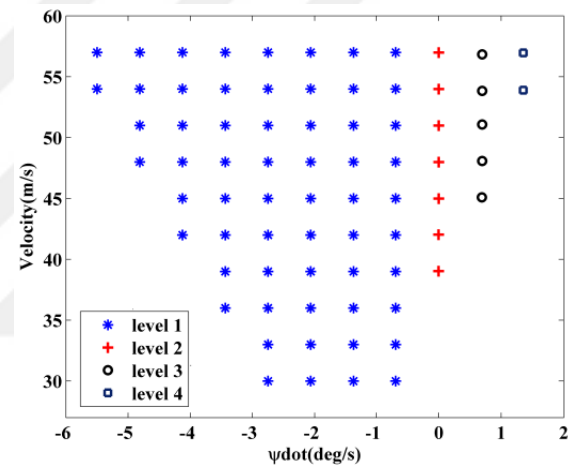
a) Short period



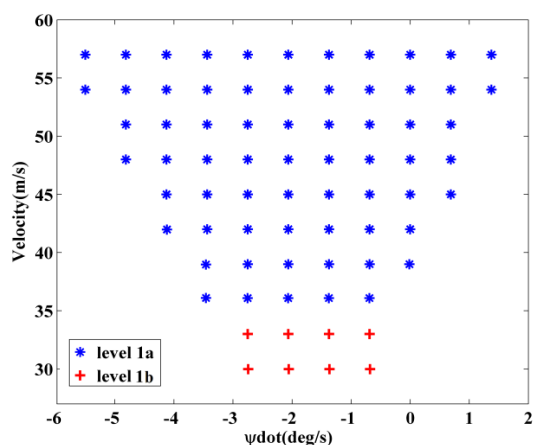
b) Phugoid



c) Roll mode



d) Spiral



e) Dutch roll

شکل ۲.۴ کیفیت خوشدستی در مودهای مختلف در سطح دریا.

$$LV = \begin{cases} 1 & \text{level 1a} \\ 0.9 & \text{level 1b, level 1} \\ 0.8 & \text{level 1c} \\ 0.7 & \text{level 2} \\ 0.5 & \text{level 3} \\ 0.3 & \text{level 4} \\ 0.1 & \text{level 5} \end{cases} \quad (9.4)$$

برای تخمین کلی ویژگی‌های پایداری و خوشدستی برای هر یک از شرایط تریم به گونه‌ای که بتوان به صورت یک معیار برای اولویت‌بندی شرایط تریم بعد از آسیب در طراحی مسیر اعمال شود، یک اندیس مقدار ایمنی^۱ برای هر یک از شرایط تریم در داخل پاکت پروازی مانوری در نظر گرفته می‌شود. مقدار SVI بدست آمده از پایداری و کیفیت خوشدستی با SVI_{SHQ} نشان داده می‌شود و به صورت زیر تعریف می‌شود:

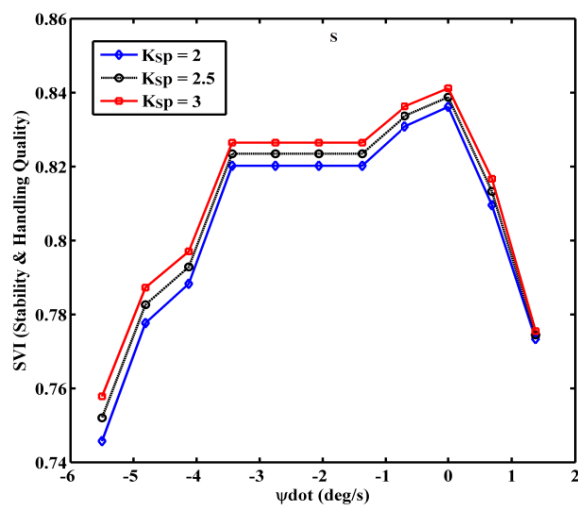
$$SVI_{SHQ} = \frac{k_{SP}LV_{SP} + k_{Ph}LV_{Ph} + k_{DR}LV_{DR} + k_RLV_R + k_SLV_S}{k_{SP} + k_{Ph} + k_{DR} + k_R + k_S} \quad (10.4)$$

از آنجا که آسیب بال بیشتر بر موده‌های عرضی تأثیرگذار است، مقادیر بهره (k_i) که مشخص‌کننده وزن هر یک از موده‌ها در تخمین کلی SVI است، برای این موده‌ها بزرگ‌تر در نظر گرفته می‌شود. همچنین مود رول، پرپود کوتاه و داچ‌رول نسبت به موده‌های کند شامل فوگوید و اسپیرال از اهمیت بیشتری برخوردار هستند؛ بنابراین مقادیر k_i برای موده‌های سریع بزرگ‌تر در نظر گرفته می‌شود. بنابراین مقادیر گین‌ها برای موده‌های مختلف به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

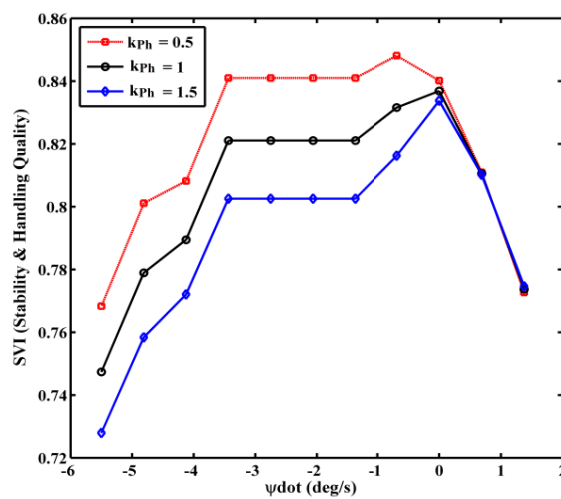
$$k_{SP} = 2.5, \quad k_{Ph} = 1, \quad k_{DR} = 2, \quad k_R = 3, \quad k_S = 1.5$$

یک آنالیز حساسیت بر روی مقادیر بهره ارتباط‌دهنده کیفیت خوشدستی و SVI در شکل ۳.۴ ارائه شده است. آنالیز حساسیت فراهم‌کننده درک تأثیر مقادیر بهره بر روی SVI است و به انتخاب صحیح مقادیر بهره کمک می‌کند.

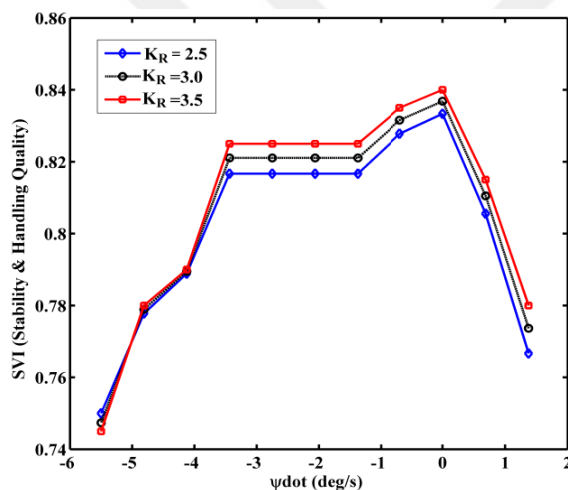
^۱ Safety Value Index (SVI)



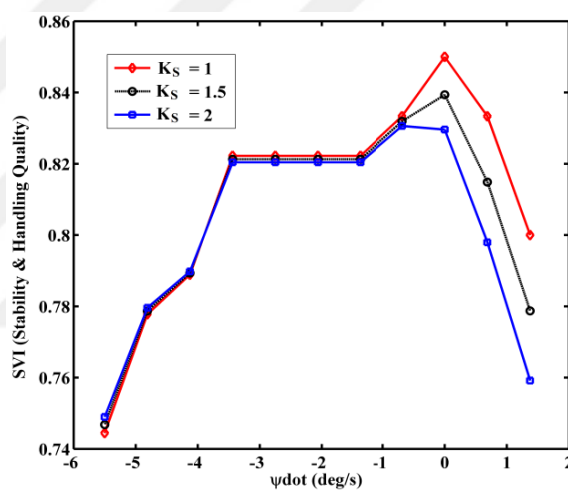
a) Short period



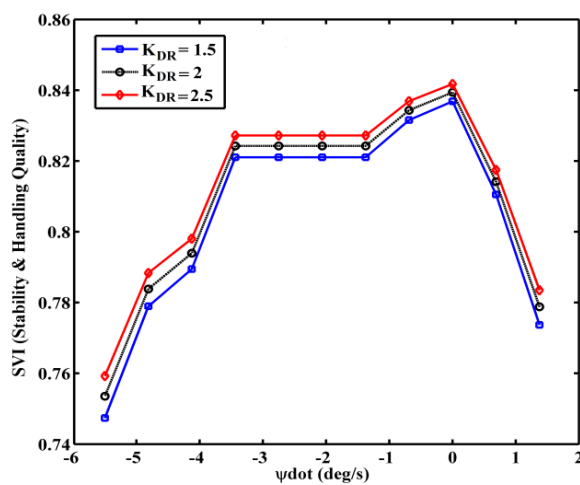
b) Phugoid



c) Roll mode



d) Spiral

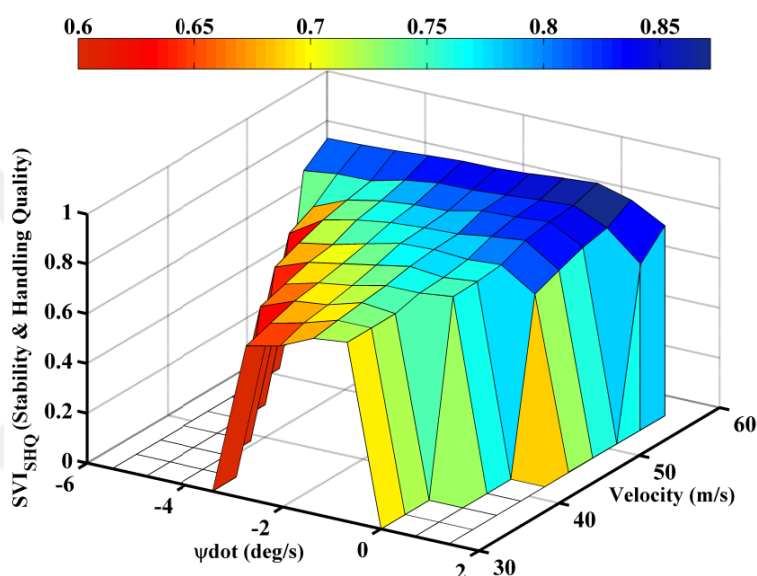


e) Dutch roll

شکل ۳.۴ حساسیت SVI به تغییر بهره هر یک از مودها در نرخ چرخش‌های مختلف.

با توجه به آنالیز حساسیت ارائه شده در شکل ۳.۴، نتیجه می‌شود که حساسیت SVI_{SHQ} به بهره‌های مود پریود کوتاه و داچ‌رول قابل توجه نیست و قابل صرفه نظر است. افزایش بهره مود فوگوید منجر به افزایش مقادیر SVI_{SHQ} در نرخ چرخش‌های منفی می‌شود اما برعکس افزایش بهره مودهای رول و اسپیرال منجر به مقادیر بزرگتر SVI_{SHQ} در نرخ چرخش‌های منفی کوچک و مثبت می‌شود.

شکل ۴.۴، مقادیر SVI_{SHQ} را در محدوده تغییرات نرخ چرخش و سرعت در داخل پاکت پروازی نشان می‌دهد.



شکل ۴.۴ مقادیر SVI_{SHQ} استخراج شده ناشی از پایداری و خوشدستی شرایط تریم.

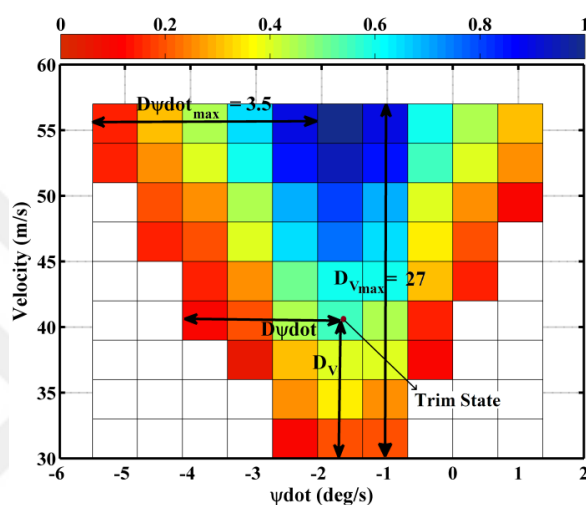
یک اندیس مقدار ایمنی با توجه به فاصله شرایط تریم (در ابعاد نسبی پاکت پروازی) نسبت به مرز پاکت پروازی تعریف می‌شود. این معیار با SVI_{FEB} نشان داده می‌شود و بر اساس فاصله نرمالیزه شده هر یک از شرایط تریم تا مرز پاکت پروازی مطابق شکل زیر محاسبه می‌شود.

فاصله شرایط تریم تا مرز پاکت پروازی (FEB)^۱ با یک تریم SVI که با SVI_{FEB} نشان داده می‌شود به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$SVI_{FEB} = 0.5 \left(\frac{D_{\dot{\psi}}}{D_{\dot{\psi} \max}} + \frac{D_V}{D_{V \max}} \right) \quad (11.4)$$

^۱ Flight Envelope Boundary

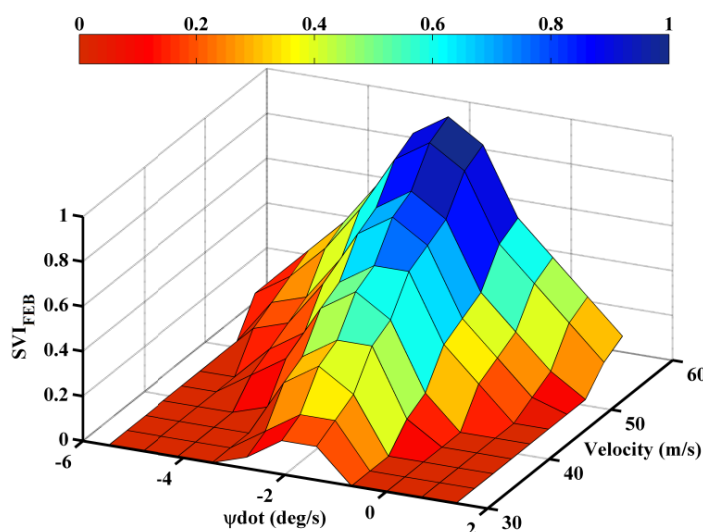
که در آن $D_{\dot{\psi}_{\max}}$ و $D_{V_{\max}}$ به ترتیب ماکزیمم فاصله تا مرز پاکت پروازی در کل شرایط تریم شناسایی شده نسبت به نرخ چرخش و سرعت است. $D_{\dot{\psi}}$ و D_V برای هر یک از شرایط تریم مطابق شکل ۵.۴ محاسبه می‌شود. همانطور که در شکل ۶.۴ نشان داده شده است، شرایط تریم نزدیک به $\dot{\psi} = -2 \text{ deg/s}$ دارای بیشترین مقدار SVI_{FEB} می‌باشد؛ به طوری که با افزایش سرعت مقادیر SVI_{FEB} افزایش می‌یابد چرا که به کارگیری نیروی آیرودینامیکی با افزایش سرعت جریان بهبود می‌یابد.



شکل ۵.۴ فاصله تا مرز پاکت پروازی.

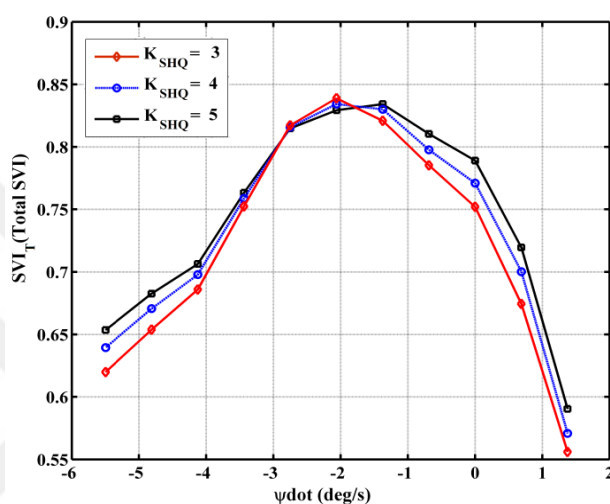
مقدار کل SVI که با SVI_T نشان داده می‌شود با ترکیب SVI_{SHQ} و SVI_{FEB} محاسبه می‌شود:

$$SVI_T = k_{SHQ} SVI_{SHQ} + SVI_{FEB} \quad (12.4)$$



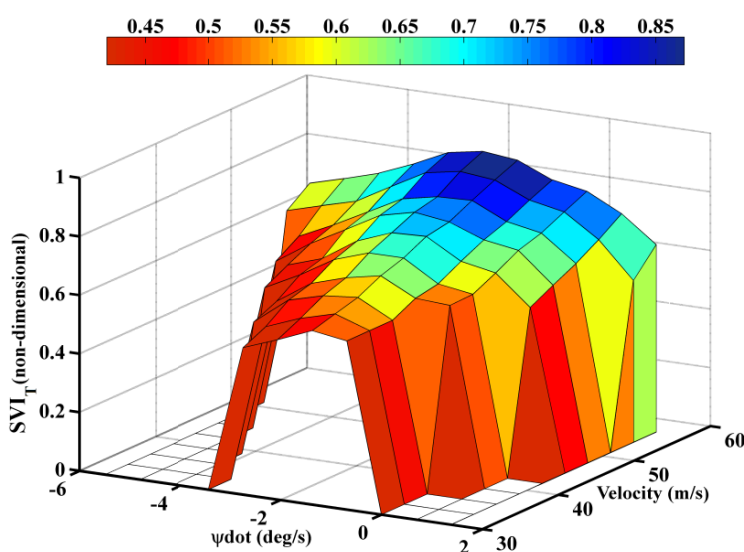
شکل ۶.۴ مقادیر SVI_{FEB} شرایط تریم.

از آنجا که محدوده تغییرات SVI_{FEB} تقریباً چهار برابر محدوده تغییرات SVI_{SHQ} است، در این تحقیق برای تنظیم نسبی دو مقدار اندیس ایمنی، مقدار $k_{SHQ} = 4$ در نظر گرفته می‌شود. حساسیت SVI_T به انتخاب بهره k_{SHQ} در شکل ۷.۴ نشان داده شده است. مطابق شکل ۷.۴ افزایش k_{SHQ} منجر به افزایش جزئی مقدار SVI_T در نرخ‌چرخش‌های دور از ماکزیمم SVI می‌شود و همچنین باعث جابه‌جایی مقدار ماکزیمم SVI_T از $\dot{\psi} = -2 \text{ deg/s}$ به $\dot{\psi} = 0 \text{ deg/s}$ می‌شود.



شکل ۷.۴ حساسیت SVI_T به مقادیر بهره در سرعت ثابت.

در شکل ۸.۴ مقادیر SVI_T به تصویر کشیده شده است. SVI_T به عنوان یک معیار در طراحی مسیر مورد استفاده قرار می‌گیرد.



شکل ۸.۴ مقادیر SVI_T در شرایط تریم در داخل پاکت پروازی.

۲.۲.۴ استخراج کتابخانه تریم برای طراحی مسیر

وظیفه الگوریتم طراحی مسیر شناسایی صحیح و مناسب توالی شرایط تریم از نقطه شروع، جایی که آسیب رخ می‌دهد تا محل نشست با سمت مطلوب می‌باشد. یک مسیر شامل توالی شرایط تریم یا پایه‌های حرکتی است که می‌توان آن‌ها را به دو دسته تقسیم‌بندی نمود. دسته اول از پایه‌های حرکتی مسیرهای پایا سیستم که به عنوان مسیرهای تریم (T) شناخته می‌شوند. دسته دوم از مجموعه پایه‌های حرکتی انتقال زمان محدود بین شرایط تریم مختلف است که به عنوان مانور (M) شناخته می‌شود. یک مجموعه همسایگی برای هر یک از حالت‌های تریم در نظر گرفته می‌شود و مانورها بر اساس حالت‌های موجود در همسایگی هر یک از شرایط تریم ایجاد می‌شود. تکه مسیرهایی با زمان انتقال ثابت بین شرایط تریم برای هر یک از شرایط تریم با توجه به شرایط تریم همسایگی با استفاده از یک کنترلر (LQR)^۱ تولید می‌شود و تغییرات بدست آمده در حالت‌ها $(\Delta x, \Delta y, \Delta z, \Delta \psi, \Delta \gamma)$ در یک پایگاه داده به صورت ساختار یافته ذخیره می‌شود تا قابلیت استفاده به صورت به‌هنگام را داشته باشد. هر یک از شرایط تریم، خود جزئی از همسایگی خود در نظر گرفته می‌شود. در پایگاه ساختار یافته اطلاعات، علاوه بر مقادیر تغییرات در حالت‌ها که در بالا اشاره شد، مقادیر SVI_T نیز ذخیره می‌شود.

۱.۲.۲.۴ توالی حالت‌ها

یک مسیر کامل شامل N شرایط تریم و $N-1$ مانور است. برای استخراج یک مسیر بر اساس پایه‌های حرکتی، مدت زمان ۵ ثانیه برای هر یک از تکه مسیرهای ایجاد شده از شرایط تریم یا هر یک از مانورها در نظر گرفته می‌شود. با لحاظ شرایط تریم و مانور با زمان‌های ثابت، مسئله طرح‌ریزی مسیر در فضای گسسته بر اساس تکه مسیرهای تریم و مانور انجام می‌شود. تولید مسیرهای مانور نیاز به تعیین شرایط تریم متوالی دارد. شبکه گسسته شامل $\{[i\Delta V, j\Delta \gamma, k\Delta \psi]\}$ که در آن $\Delta V = 3\text{ m/s}$, $\Delta \gamma = 0.5\text{ deg}$, $\Delta \psi = 0.7\text{ deg/s}$ تعیین‌کننده فاصله در شبکه‌بندی است و مقادیر i, j, k مقادیر صحیح هستند.

^۱ Linear Quadratic Regulator

هر یک از شرایط تریم در پاکت پروازی دارای یک مجموعه از نقاط شبکه‌ای همسایه است. فرض می‌شود T نشان‌دهنده حالت تریم کنونی باشد. حالت‌های همسایگی (N) حالت تریم (T) به گونه‌ای تعریف می‌شود که شامل تمامی شرایط تریم قابل‌دستیابی از T با یک گام می‌باشد. در این رساله، i, j, k برای ایجاد همسایگی‌های شرایط تریم برابر $(0, \pm 1)$ در نظر گرفته می‌شود که منجر به تولید N همسایگی برای هر یک از شرایط تریم T می‌شود. بنابراین حالت‌های متوالی برای هر حالت تریم T یک مجموعه N از ۲۶ عدد حالات مجاور T می‌شود. هنگام تولید تکه مسیرها برای هر یک از شرایط تریم، ۲۶ مانور امکان‌پذیر است بنابراین هر حالت تریم با حالت‌های همسایگی خود ۲۷ تکه مسیر ممکن ایجاد می‌کند. به منظور کاهش خطای تعقیب^۱، یک کنترلر LQR برای تولید مانورهای بین شرایط تریم، مورد استفاده قرار می‌گیرد. تکه‌مسیرهای ایجاد شده از شرایط تریم و مانورهای ایجاد شده با استفاده از کنترلر، در یک کتابخانه از داده مطابق ساختار بیان شده در بالا برای طراحی مسیر ذخیره می‌شوند.

۲.۲.۲.۴ کنترلر تولید کننده مانور

بر اساس مدل خطی شده هواپیمای آسیب‌دیده در هر شرایط تریم، یک کنترلر LQR که بر روی حالت‌های هواپیما شامل $x = [V \ \alpha \ \beta \ p \ q \ r \ \phi \ \theta]^T$ عمل می‌کند، برای انتقال بین شرایط تریم بین هر دو حالت تریم موجود در همسایگی طراحی می‌شود [۹۰]. با فرض x_e و u_e به عنوان خطای بین حالت‌ها و ورودی‌های هواپیما و مقدار شرایط تریم مطلوب؛ معادله خطا به صورت زیر استخراج می‌شود:

$$\begin{aligned} x_e &= x - x^*, \quad u_e = u - u^* \\ \dot{x}_e &= Ax_e - Bu_e \end{aligned} \quad (۱۳.۴)$$

برای اعمال انتگرال خطای خروجی، بردار خروجی $z \in \mathbb{R}^3$ به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\begin{aligned} y_e &= y - y^*, \quad y = [V \ \gamma \ \psi]^T \\ \dot{z} &= y_e = Cx_e \end{aligned} \quad (۱۴.۴)$$

ماتریس $C_{3 \times 8}$ همانند ماتریس‌های A و B به صورت عددی مطابق معادله زیر محاسبه می‌شود:

^۱ Tracking

$$C = \frac{\partial y}{\partial x} \Big|_{x^*, u^*} \quad (15.4)$$

بنابراین بردار حالت جدید $X = [z \ x_e]^T$ تعریف می‌شود و معادلات حالت آگمنت سیستم به شکل زیر تبدیل می‌شود:

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} \dot{z} \\ \dot{x}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & C \\ 0 & A \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z \\ x_e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ B \end{bmatrix} u_e = A_{Aug} X + B_{Aug} u_e \quad (16.4)$$

دینامیک خطای تعقیب حلقه بسته با استفاده از معادله زیر محاسبه می‌شود:

$$\begin{aligned} u_e &= -K X \\ \dot{X} &= (A_{Aug} - B_{Aug} K) X \end{aligned} \quad (17.4)$$

که در آن K بهره پس‌خورده حالت است که با استفاده از تئوری LQR به صورت زیر طراحی می‌شود:

$$K = R^{-1} B_{Aug}^T P \quad (18.4)$$

در معادله ۱۹، P یک ماتریس مثبت-معین^۱ است و با حل معادله ریکاتی زیر استخراج می‌شود:

$$0 = A_{Aug}^T P + P A_{Aug} + Q - P B_{Aug} R^{-1} B_{Aug}^T P \quad (19.4)$$

که در رابطه بالا Q و R به ترتیب ماتریس‌های وزنی حالت‌ها و ورودی‌های کنترلی هستند که می‌بایست برای مینیمم کردن هزینه تعقیب به طور صحیح انتخاب شوند:

$$J = \int (X_e^T Q X_e + u_e^T R u_e) dt \quad (20.4)$$

با در نظر گرفتن معادله ۱۸، کنترل مطابق رابطه زیر استخراج می‌شود:

$$u_e = -K_i z - K_p x_e \quad (21.4)$$

در رابطه فوق K_i و K_p ماتریس‌های بهره انتگرالی و تناسبی می‌باشند:

$$u = u^* + K_p x^* - K_p x - K_i z \quad (22.4)$$

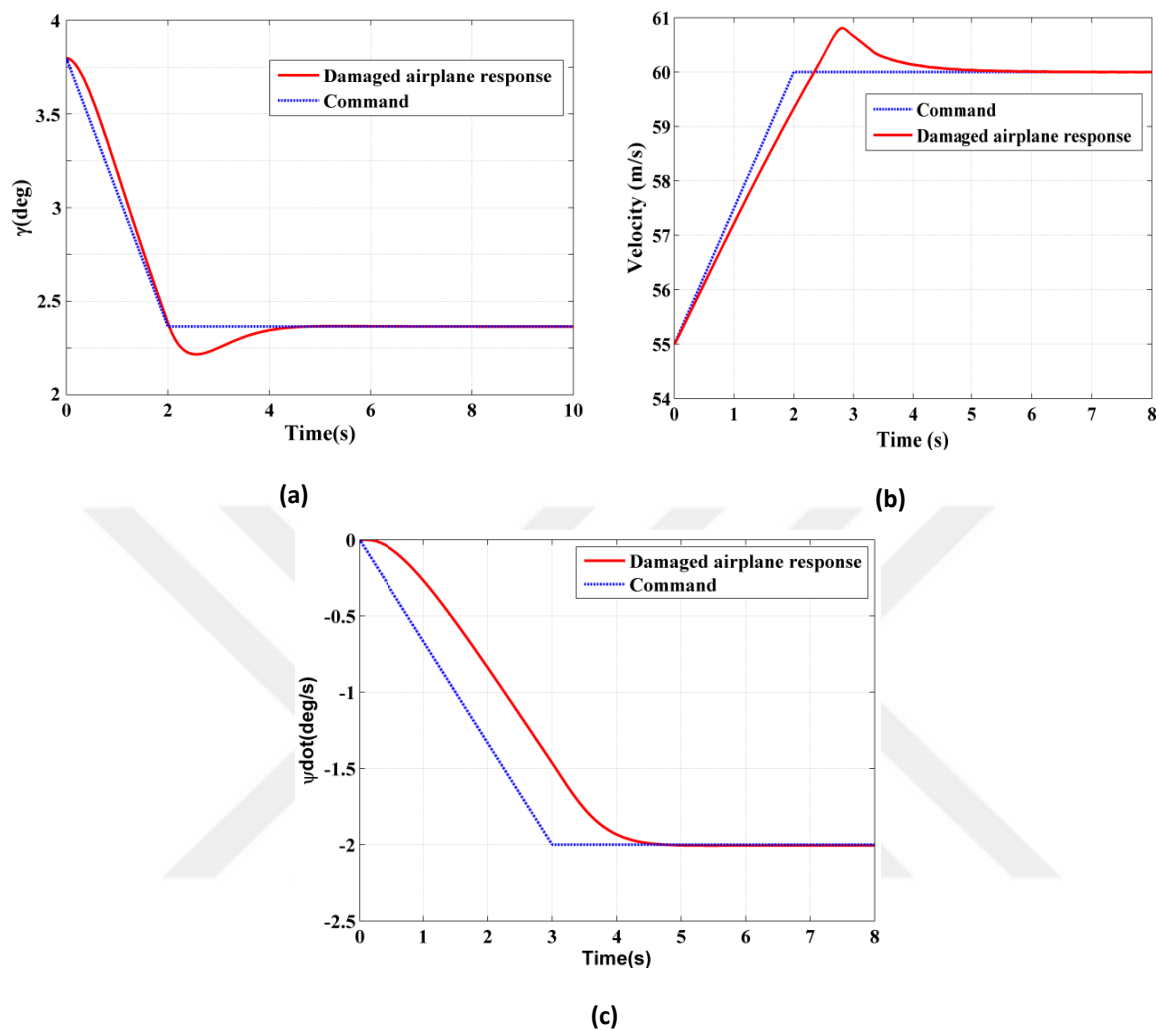
¹ Positive-definite

تاریخچه زمانی مسیر برای تمام متغیرهای حالت برای هر تکه مسیر با نگه داشتن حالت تریم یا مانور به شرایط تریم ایجاد می شود. حالت های هواپیما در هر مانور به صورت خطی بین دو حالت تریم متوالی میانمایی می شود تا حالت های مانور در هر زمان مورد نیاز استخراج شود. u^* و v^* برای هر حالت تریم محاسبه می شود. قابل ذکر است که کنترلر تولیدکننده مانور در این قسمت، تنها برای تولید مانور بین شرایط تریم همسایگی مورد استفاده قرار می گیرد. تکه مسیرهای ایجاد شده توسط کنترلر در یک کتابخانه اطلاعات ذخیره می شود تا در طراحی مسیر مورد استفاده قرار گیرد. عملکرد کنترلر LQR در انتقال از شرایط تریم اولیه $\gamma^* = 3.75 \text{ deg}$, $V_T^* = 55 \text{ m/s}$ و $\psi^* = 0 \text{ deg/s}$ به $V_T^* = 60 \text{ m/s}$ شرایط تریم مطلوب $\gamma^* = 2.35 \text{ deg}$ and $\psi^* = -2 \text{ deg/s}$ در شکل ۹.۴ نشان داده شده است.

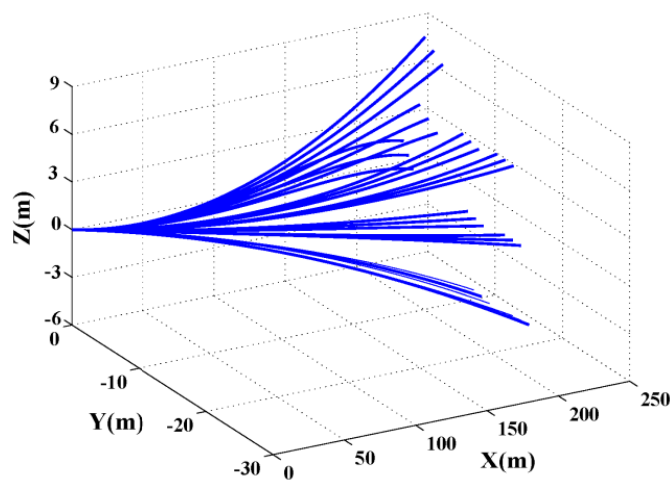
تمام مانورها بین شرایط تریم متوالی با یک بازه زمانی ۵ ثانیه با استفاده از سیگنال فرمان همانند آنچه در شکل ۱۰.۴ نشان داده شده است ایجاد می شود. همانطور که در شکل ۹.۴ نشان داده شده است، انتقال بین شرایط تریم در این بازه زمانی به خوبی انجام می شود چرا که مقادیر تغییرات در شرایط تریم موجود در همسایگی کوچک است. پایگاه داده ها ایجاد شده از مانورها شامل ماتریس $D = [\Delta x, \Delta y, \Delta z, \Delta \psi, \Delta \gamma, \Delta s, SVI_T]$ می شود که برای هر یک از شرایط تریم و مانور بین آن ها با استفاده از کنترلر ایجاد می شود. در این ماتریس SVI_T , Δs به ترتیب طول و مقدار اندیس ایمنی کل برای تکه مسیرها است که Δs به صورت زیر تعریف می شود:

$$\Delta s = \int_0^t \sqrt{\left(\frac{dx}{dt}\right)^2 + \left(\frac{dy}{dt}\right)^2 + \left(\frac{dz}{dt}\right)^2} dt \quad (23.4)$$

با توجه به شکل ۸.۴، مقدار SVI_T برای هر یک از حالت های تریم قابل محاسبه است. این مقدار برای هر مانور به صورت مقدار میانگین بین SVI_T نقطه تریم اولیه و نهایی در نظر گرفته می شود، بردار D به صورت $D = [367.53, 0.785, -1.4, -2, 3.21, 3.2, 367.5]$ استخراج می شود. یک خانواده از مانورها برای تمامی ۲۷ شرایط تریم موجود در همسایگی حالت تریم اولیه $(V_T^* = 55 \text{ m/s})$ در شکل ۱۰.۴ نشان داده شده است. هر تکه مسیر در مدت زمان ثابت ۵ ثانیه استخراج شده است. با توجه به شرایط تریم موجود در همسایگی، تکه مسیرها استخراج شده و در یک پایگاه داده ها ذخیره می شود. این امر باعث می شود دینامیک وسیله با لحاظ کردن شرایط تریم و مانور در نظر گرفته شود و نیازی به انتشار دینامیک وسیله در طی زمان طراحی مسیر برخط نمی باشد.



شکل ۹.۴ تولید مانور با استفاده از کنترلر.



شکل ۱۰.۴ مانورهای ایجاد شده برای کل شرایط تریم موجود در همسایگی.

۳.۲.۴ طرح‌ریزی حرکت

برای طرح‌ریزی حرکت در این رساله از یک الگوریتم الهام گرفته از میدان پتانسیل و الگوریتم‌های جستجو، برای محاسبه مسیر به‌هنگام از شرایط تریم اولیه به محل نشست مطلوب با استفاده از کتابخانه تکه مسیرهای از پیش محاسبه شده با لحاظ محدودیت عدم برخورد با موانع استفاده می‌شود. ساختار اطلاعات استفاده شده در طراحی مسیر مطابق بردار D است. حالت نهایی شامل موقعیت، زاویه سمت و زاویه گلاید در محل نشست می‌باشد که به ترتیب با $(p_{x_g}, p_{y_g}, p_{z_g}, \psi_g, \gamma_g)$ نشان داده می‌شود. از آنجا که الگوریتم طراحی مسیر از تکه مسیرها با مقدار ثابت Δt از پیش تعیین شده استفاده می‌کنند، الزام رسیدن دقیق الگوریتم جستجو به محل نشست هنگام رسیدن به محدوده همسایگی حالت نهایی ساده می‌شود. همانطور که بیان شد، برای داشتن یک الگوریتم به‌هنگام در این رساله از یک الگوریتم جستجو شبیه میدان پتانسیل استفاده می‌شود.

روش میدان پتانسیل مصنوعی (APF) [۹۱] در دو دهه اخیر به عنوان یک الگوریتم محاسباتی کارا برای طراحی مسیر در روبات‌ها و وسایل زمینی گوناگون مورد استفاده قرار گرفته است. روش APF، از گرادیان محلی برای هدایت وسیله از نقطه شروع به نقطه نهایی استفاده می‌کند. توابع پتانسیل جاذب وسیله مورد نظر را به سمت هدف جذب کرده و توابع پتانسیل دافع وسیله را از موانع دفع می‌کند. در هر لحظه ماکزیمم مقدار نهایی گرادیان وسیله را به سمت هدف هدایت می‌کند. اگرچه امکان رویداد مینی‌م‌های محلی امکان‌پذیر است، امکان رویداد آن در میدان موانع پراکنده نا محتمل است. در این رساله، گام‌های ممکن در جهت گرادیان، مربوط به ۲۷ عدد تکه‌مسیر موجود در همسایگی حالت تریم کنونی است. به عبارت دیگر، در هر گام، تکه مسیری که دارای مینی‌م پتانسیل کل باشد، انتخاب می‌شود. روش‌های جستجوی ترکیبی گزینه دیگری نسبت به روش بر پایه گرادیان از قبیل روش APF می‌باشد. تفاوت استفاده از این روش‌ها در این است که روش APF یک روش محاسباتی سریع است، اما روش‌های جستجوی ترکیبی^۲ تضمین کننده جستجوی کامل در فضای جستجو است و حل آن بهینه است. برای مثال، الگوریتم A^* دارای تابع هزینه کل $f(n) = g(n) + h(n)$ برای هر گره است که در

^۱ Artificial Potential Field

^۲ Combinatorial Search

واقع مجموع هزینه نقطه شروع تا نقطه کنونی $g(n)$ و تابع هزینه هیوریستیک $h(n)$ تخمین هزینه گره کنونی تا هدف است. الگوریتم جستجوی A^* یک الگوریتم کامل^۱ و بهینه است که از ترکیب دو روش الگوریتم دایکسترا^۲ و جستجوی "اولین بهترین"^۳ (یا حریصانه^۴)، تشکیل شده است [۲۷].

الگوریتم دایجسترا در هر گام تمام گره‌های موجود در همسایگی را جستجو و گسترش می‌دهد. این امر منجر به یک فضای جستجوی بسیار بزرگ از مرتبه 2^N در طراحی مسیر می‌شود که در آن ۲۷ تعداد حالت‌های همسایگی برای هر گره است و N تعداد کل تکه مسیرها در طراحی مسیر مطلوب می‌شود. الگوریتم جستجوی A^* برخلاف روش دایجسترا تمامی حالت‌های همسایگی را در هر گام جستجو نمی‌کند اما با نگاه داشتن گره‌های جبهه در یک ستون، مسیرهای چندگانه را جستجو می‌کند و در هر گام بهترین گره موجود در ستون جبهه را بر اساس تابع هزینه کل الگوریتم A^* توسعه می‌دهد تا در نهایت جواب بهینه را پیدا کند. بنابراین الگوریتم A^* همچنان منجر به ایجاد فضای جستجوی نسبتاً بزرگی می‌شود، تا حدی بزرگ که قابل پیاده سازی به‌هنگام بر روی کامپوتر نصب بر روی هواپیما نیست. روش‌های مختلف مبتنی بر A^* برای کاهش تلاش محاسباتی در فرایند جستجو توسعه یافته است. در روش A^* وزن دار (WA^*) ^۵ تابع هزینه کل با $f(n) = g(n) + W * h(n)$ تخمین زده می‌شود که در آن W فاکتور وزنی تابع هیوریستیک است. الگوریتم WA^* الزامات بهینگی الگوریتم A^* را با افزایش اهمیت تابع هیوریستیک که منجر به انتشار حالت‌های نزدیک‌تر به هدف می‌شود، راحت‌تر می‌کند [۹۲]. در روش A^* وزن دار دینامیکی (DWA^*) ، فاکتور وزن با توجه به عمق جستجو تنظیم می‌شود، که باعث کاهش اهمیت تابع هیوریستیک با نزدیک شدن به مانع شده و منجر به جواب نزدیک-بهینه یا بهینه می‌گردد [۹۳].

از آنجا که برای تولید مسیر برای نشست اضطراری به یک الگوریتم به‌هنگام نیاز داریم، از الگوریتم جستجوی مبتنی بر روش میدان پتانسیل با توابع هزینه معرفی شده در روش A^* برای جستجو در

^۱ Complete

^۲ Dijkstra

^۳ Best First

^۴ Greedy

^۵ Weighted A^*

کتابخانه مسیرهای از پیش تعیین شده استفاده می‌کنیم. الگوریتم معرفی شده با استفاده از کتابخانه تریم یک مسیر از حالت اولیه به حالت نهایی پیدا می‌کند به گونه‌ای که در هر گام، گره با هزینه بهینه (کمترین گرادیان) انتخاب می‌شود. استفاده از این الگوریتم، فضای جستجوی کل را به شدت کاهش داده به گونه‌ای که فضای جستجو به $27 \times N$ می‌رسد که در آن N تعداد گام‌ها در کل مسیر پرواز است. بنابراین این الگوریتم قابلیت پیاده‌سازی به‌هنگام را دارد. در هر گام، این الگوریتم بر اساس تابع هزینه معرفی شده نقطه کاندید بعدی را از میان نقاط همسایگی حالت تریم انتخاب می‌کند. در طرح‌ریزی مسیر بر اساس روش پیشنهادی در این رساله، توابع هزینه به صورت جمع توابع جاذب هدف و توابع دافع موانع محاسبه می‌شوند.

در این رساله، توابع هزینه استفاده شده برای هر دو الگوریتم A^* و الگوریتم مبتنی بر روش میدان پتانسیل از توابع هزینه $f(n) = g(n) + W * h(n)$ استفاده می‌شود. با استفاده از این فرایند می‌توان هزینه کل پاسخ‌های استخراج شده را با هم مقایسه نمود. به عبارت دیگر برای جستجو در فضای تکه مسیرهای ایجاد شده در این تر از دو الگوریتم A^* و مبتنی بر پتانسیل استفاده می‌شود و نتایج حاصل با هم مقایسه می‌شود. در واقع از آنجا که الگوریتم A^* یک الگوریتم بهینه و کامل است برای مقایسه نتایج به عنوان مرجع در نظر گرفته می‌شود. ترم‌های هزینه $g(n)$ و $h(n)$ در ادامه معرفی خواهند شد.

سینتیک حالت‌های هواپیما برای هر گام با استفاده از معادلات زیر به‌روز می‌شود:

$$\begin{aligned}\psi_{mean} &= \frac{\psi_{previous} + (\psi_{previous} + \Delta\psi)}{2} \\ \gamma_{mean} &= \frac{\gamma_{previous} + (\gamma_{previous} + \Delta\gamma)}{2} \\ p_x &= p_{x\ previous} + \Delta s \cos(\gamma_{mean}) \cos(\psi_{mean}) \\ p_y &= p_{y\ previous} + \Delta s \cos(\gamma_{mean}) \sin(\psi_{mean}) \\ p_z &= p_{z\ previous} + \Delta s \sin(\gamma_{mean})\end{aligned}\quad (24.4)$$

از آنجا که ψ و γ در هر گام از الگوریتم بهینه‌سازی مقادیر ثابت هستند، یک مقدار میانگین برای آن به صورت ψ_{mean} ، γ_{mean} تعریف شده و موقعیت جدید هواپیما بر اساس آن استخراج می‌شود. ایمنی مسیر طراحی شده با اعمال SVI_T ، عدم برخورد با مانع، زمان پرواز و الزامات نهایی نشست هواپیما (موقعیت باند، جهت باند، زاویه گلاید و سرعت نشست) فراهم می‌شود. تمامی معیارهای بیان شده به

صورت توابع هزینه مدل می‌شوند تا در الگوریتم طراحی مسیر برای محاسبه مسیر ایمن مورد استفاده قرار گیرند. برای تعیین مسئله طراحی مسیر توسط الگوریتم پیشنهادی، می‌بایست موقعیت اولیه، موقعیت نهایی، گام‌های ممکن (پایگاه داده حالت‌های تریم موجود در همسایگی)، تابع پتانسیل کل (توابع هیوریستیک) همگی تعریف گردند. بنابراین در طراحی مسیر، هدف پیدا کردن توالی تکه مسیرهایی است که دارای بیشترین مقدار ایمنی، کمترین زمان پرواز و فاصله کافی از موانع باشد. حالت‌های تریم نهایی شامل موقعیت نهایی (P_L)، جهت باند (ψ_L)، زاویه گلاید در تقرب (γ_L) و سرعت نشست (V_L) می‌شود. تابع هیوریستیک ارائه شده شامل معیار ایمنی و همچنین حالت نهایی است که تضمین کننده موقعیت، سمت، زاویه گلاید نهایی هواپیما مطابق با الزامات نهایی نشست و موقعیت و سمت باند است. سرعت هواپیما برای نزدیک شدن به باند و نشست می‌بایست کاهش یابد و مقدار آن در حدود سرعت استال هواپیما باشد چرا که سرعت نشست بالا نشست ایمن را به خطر می‌اندازد. در زیر ترم‌های توابع هزینه $g(n)$ و $h(n)$ معرفی شده‌اند. برای سادگی، تابع هزینه $g(n)$ به عنوان جمع طول کل تکه مسیرها، Δs ، از ابتدا تا حالت کنونی است. توابع هیوریستیک $h(n)$ در زیر تعریف شده است. در هر گام الگوریتم طراحی مسیر، از میان ۲۷ انتخاب ممکن با توجه به مقدار هزینه کل بهترین، یک حالت تریم را به عنوان حالت تریم بعدی انتخاب می‌کند. هر دو الگوریتم پیشنهادی و الگوریتم A^* هنگامی که به تلورانس قابل قبولی از هدف برسند، متوقف می‌شوند.

۱.۳.۲.۴ تعریف توابع هزینه

توابع هزینه کل به شکل زیر تعریف می‌شود:

$$h(n) = \sum_{k \in \Omega} J_k \quad (25.4)$$

که در آن $\Omega = \{SVI_T, P_L, altitude, time, \psi_L, \gamma_L, V_L, terrain\}$ نشان‌دهنده مجموع توابع معیاری است که قبلاً تعریف شده است. برای هر یک از ترم‌های توابع یک وزن مناسب اختصاص داده می‌شود تا تا ارتباط نسبی تأثیر هر یک از توابع با تابع هزینه کل استخراج گردد. معادلات زیر هر یک از ترم‌های تابع هزینه را معرفی می‌کند. ترم‌های هزینه برای SVI ، که قبلاً در معادله (۲۵.۴) مشخص شده بود در زیر معرفی می‌گردد:

$$J_{SVI} = w_{SVI}(1 - SVI_T) \quad (26.4)$$

بر اساس آنالیز SVI_T ، در یک هواپیما با بال چپ آسیب‌دیده، افزایش وزن تابع هزینه فوق (w_{SVI}) منجر به ایجاد مسیرهایی با مقادیر بالاتر SVI_T می‌شود.

موقعیت نهایی هواپیما باید با موقعیت ابتدای باند برابر باشد بنابراین تابع هزینه P_L به عنوان فاصله هواپیما تا موقعیت مطلوب باند به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$J_{P_L} = w_{P_L} \sqrt{\Delta p_x^2 + \Delta p_y^2 + \Delta p_z^2} \quad (27.4)$$

در رابطه فوق مقادیر $(\Delta p_x, \Delta p_y, \Delta p_z)$ به ترتیب نشان‌دهنده فاصله هواپیما تا محل نشست در جهت x, y و z است. از آنجا که تکه مسیرهای زمان-ثابت در طراحی مسیر مورد استفاده قرار می‌گیرد، افزایش وزن تابع هزینه "مسافت باقی مانده" (w_{P_L}) منجر به تولید مسیرهایی با سرعت‌های بالاتر می‌شود که در نهایت باعث کاهش زمان پرواز کل و همچنین کاهش مانور بین شرایط تریم می‌شود. در رساله حاضر، یک برنامه تنظیم وزن بر اساس فاصله تا محل نشست و موانع ارائه می‌شود. هنگامی که هواپیما نسبت به باند و موانع دور است بر اساس یک فاصله تعریف شده توسط کاربر عبارت "دور"^۲ مورد استفاده قرار می‌گیرد و وزن w_{P_L} بزرگتر در نظر گرفته می‌شود. در موارد بررسی شده در این تحقیق، w_{P_L} به صورت مؤثر بر زمان کل پرواز و تعداد سوئیچ‌های بین شرایط تریم تأثیرگذار است. هنگامی که هواپیما نسبت به باند دور است، اولویت با ایمنی مسیر و هم‌راستا شدن با باند محل نشست است که منجر به سوئیچ‌های بیشتری بین شرایط تریم مختلف می‌شود. هم‌راستا شدن هواپیما با سمت نهایی با تابع هزینه زیر بدست می‌آید:

$$J_{\psi_L} = w_{\psi_L} |\psi_a - \psi_L| \quad (28.4)$$

وزن تابع فوق هنگامی که هواپیما بر اساس تابع تعریف شده توسط کاربر "نزدیک"^۳ سایت محل نشست است بزرگ در نظر گرفته می‌شود و در جاهای دیگر صفر در نظر گرفته می‌شود.

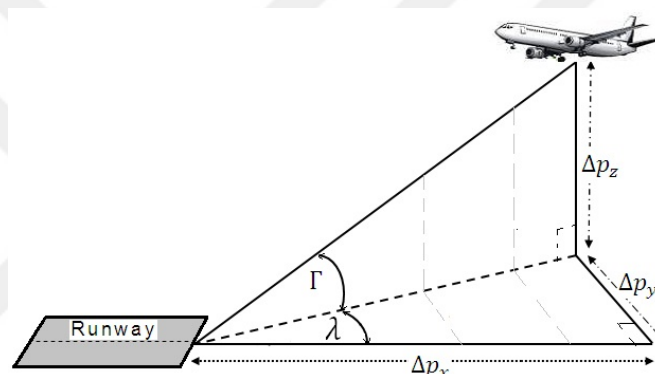
¹ Distance-to-go

² Far

³ Near

از جمله تجهیزات ناوبری کمک کننده به هواپیما هنگام نشست لوکالایزر^۱ است که هواپیما را به خط مرکزی باند هدایت می کند. شیب گلاید^۲ نیز چگونگی نزول نهایی هواپیما را تنظیم می کند. پارامترهای ایده آل تقرب می تواند به صورت تابع هزینه در طراحی مسیر مورد استفاده قرار گیرد؛ اگرچه هواپیمای آسیب دیده نتواند مقادیر ایده آل را دنبال کند ولی در فاز نهایی از شرایط تریم با مقادیر نزدیک به شرایط ایده آل استفاده می شود. در ابتدا، زاویه لوکالایزر λ مطابق شکل ۱۱.۴ به گونه ای تعریف می شود که هواپیما را به سمت مرکز باند نزدیک نماید (وظیفه لوکالایزر).

$$J_{\lambda} = w_{\lambda} \tan^{-1} \left(\frac{|\Delta p_y|}{|\Delta p_x|} \right) \quad (29.4)$$



شکل ۱۱.۴ موقعیت هواپیما نسبت به باند.

ترم هزینه بر اساس زاویه مسیر هواپیما به گونه ای تعریف می شود که هواپیما با زاویه گلاید مطلوب به باند محل نشست تقرب نماید:

$$J_{\gamma} = w_{\gamma} |\gamma_a - \gamma_L| \quad (30.4)$$

که در آن γ_a زاویه مسیر پرواز هواپیما و γ_L زاویه گلاید مطلوب است. مقدار وزن در هنگام تقرب به باند افزایش می یابد و در جاهای دیگر صفر در نظر گرفته می شود. افزایش وزن w_{γ} به همراه وزن مربوط به زاویه سمت در الگوریتم طراحی مسیر باعث کشاندن مسیر به سمت خط مرکزی و سمت باند

¹ Localizer

² Glideslope

مطلوب می‌شود. در واقع، بر اساس یک فاصله تعریف شده از باند، مقدار وزن از صفر به یک مقدار بزرگ تغییر می‌کند.

نشست هواپیما معمولاً با سرعت پایین و بدون زاویه رول انجام می‌شود. تابع هزینه سرعت برای جریمه سرعت‌های بالاتر از سرعت مطلوب نشست، به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$J_{V_L} = w_{V_L} |V_a - V_L| \quad (31.4)$$

وزن سرعت w_{V_L} هنگام قرار گرفتن هواپیما در فاز تقرب یک مقدار قابل ملاحظه غیرصفر دارد و از مقدار صفر در فاصله‌های دور به یک مقدار بزرگ تغییر می‌کند. از آنجا که تمامی تکه مسیرهای ذخیره شده در کتابخانه تریم برای مورد شبیه‌سازی شده با زاویه سرش صفر درجه ($\beta = 0$) است، تکه مسیرها با مقدار ($\psi = 0$) منجر به زاوایای رول صفر درجه مناسب برای نشست می‌شود. در انتخاب شرایط تریم باد یا اغتشاشات اتمسفر در نظر گرفته نشده است. در صورت وجود باد از جانب در هنگام نشست نیاز به شرایط تریم با زاوایای سرش جانبی و زاویه رول غیرصفر است. بنابراین می‌توان کتابخانه شرایط تریم را برای شرایط تریم بدون قید زاویه سرش جانبی صفر درجه استخراج نمود.

هنگام طراحی مسیر فرض بر این است که کلیه موانع اطراف بر روی کامپیوتر پرواز بارگذاری شده است و تمامی موانع و عوارض در محدوده اطراف محل نشست معلوم هستند. در الگوریتم طراحی مسیر پیشنهادی، موانع نزدیک توسط یک تابع نمایی به شرح زیر جریمه می‌شوند تا ریسک ناشی از برخورد را کاهش دهند:

$$J_{Terrain} = w_{Terrain} \exp\left(\frac{1}{d_T}\right) \quad (32.4)$$

در تابع هزینه فوق d_T مسافت هواپیما تا عوارض است و به صورت $d_T = \sqrt{(p_x - x_T)^2 + (p_y - y_T)^2 + (p_z - z_T)^2}$ محاسبه می‌شود. که در آن (p_x, p_y, p_z) و (x_T, y_T, z_T) به ترتیب موقعیت هواپیما و عوارض در دستگاه اینرسی است.

بر اساس آنالیز پاکت پروازی، هواپیما دارای محدودیت در ماکزیمم مقدار منفی زاویه مسیر (γ_{min}) است. زاویه Γ مطابق شکل ۱۱.۴ برای اعمال این محدودیت به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\Gamma = \tan^{-1} \left(\frac{\Delta p_z}{\sqrt{\Delta p_x^2 + \Delta p_y^2}} \right) \quad (33.4)$$

مطابق شکل ۱۱.۴ زاویه Γ نشان‌دهنده زاویه نسبی بردار موقعیت هواپیما به محل نشست نسبت به افق می‌باشد. فرض می‌شود، $\gamma_{\min}$ مینیمم زاویه مسیر قابل دستیابی در پاکت پروازی هواپیمای آسیب‌دیده باشد. نکته قابل توجه این که $\gamma_{\min} < 0$ ؛ در غیر این صورت هواپیما توانایی کاهش ارتفاع ندارد. بنابراین تابع هزینه ارتفاع بر اساس زاویه Γ به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$J_{Alt.} = \begin{cases} w_{Alt} (\Gamma - |\gamma_{\min}|) = w_{Alt} (\Gamma + \gamma_{\min}), & \Gamma > |\gamma_{\min}| \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases} \quad (34.4)$$

استفاده از این ترم به عنوان تابع هزینه در الگوریتم طراحی مسیر باعث کاهش ارتفاع پروازی هواپیما در یک مسیر دایره‌ای یا پروازی به دور از محل نشست می‌کند تا زمانی که هواپیما قابلیت کاهش ارتفاع و نزول مستقیم به سمت محل نشست را داشته باشد.

۲.۳.۲.۴ مدل‌سازی عوارض زمین

اطلاعات عوارض زمینی از نقشه‌های دیجیتالی مرسوم به نقشه عوارض بدست می‌آیند که معمولاً از تصویربرداری ماهواره‌ای تهیه می‌شوند. با توجه به پیشرفت تکنولوژیکی موجود می‌توان نقشه‌های دقیق و به‌روزی را از مناطق عملیاتی مورد نظر تهیه نمود. در رساله حاضر، فرض بر این است که عوارض زمینی مربوط به ناحیه مأموریت موجود و مشخص هستند و در اختیار کامپیوتر پرواز هواپیما قرار دارد.

محیط در بحث طراحی مسیر و هوش مصنوعی از دیدگاه‌های مختلف طبقه‌بندی می‌شود. محیط اطراف به انواع معین و تصادفی، استاتیک و دینامیک، مشخص و نامشخص و ... طبقه‌بندی می‌شود. عوارض شبیه‌سازی شده در این تحقیق با فرض معین^۱، استاتیک^۲ و مشخص^۳ مدل می‌شوند.

برای مدل‌سازی عوارض زمین روش‌های مختلفی بر اساس نمایش صفحه سه‌بعدی وجود دارد. از جمله روش‌ها می‌توان به روش توابع مثلثاتی^۱، سطوح بیزیر^۲ و نمایش گسسته نقشه عوارض^۳ اشاره کرد. در

^۱ Diterministic

^۲ Static

^۳ Known

رساله حاضر، مطابق روابط زیر از توابع مثلثاتی که توصیف پیوسته‌ای از عوارض زمین ایجاد می‌کند، برای مدل‌سازی عوارض زمین استفاده شده است [۹۴]:

$$\begin{aligned} elev(x, y) = & \sin(y+a) + b.\sin(x) + c.\cos(d.\sqrt{x^2+y^2}) \\ & + e.\cos(y) + f.\sin(f.\sqrt{x^2+y^2}) + g.\cos(x) \end{aligned} \quad (35.4)$$

$$a = -1.5, b = 3, c = -5, d = 0.6, e = 0.1, f = -1, g = -1$$

$$-20 < x < 10, -10 < y < 20$$

۳.۳.۲.۴ نتایج شبیه‌سازی:

برای اثبات عملکرد الگوریتم پیشنهادی شبیه‌سازی‌های عددی انجام می‌شود و نتایج حاصل از شبیه‌سازی با روش بهینه و کامل A^* مقایسه می‌شود. برای بهبود عملکرد الگوریتم طراحی مسیر با تمرکز بر روی کاهش زمان اجرا یک سری اصلاحات بر روی روش پیشنهادی انجام شده است.

در فرایند طراحی مسیر هنگامی که موقعیت هواپیما دور از باند محل نشست و موانع باشد، تکه مسیرها با اندازه گام دو برابر ($\Delta t = 10$) در نظر گرفته می‌شوند؛ تکه مسیرهای استفاده شده ارتباط مستقیم با تکه مسیرهای موجود در کتابخانه شرایط تریم دارد. علاوه بر این، استفاده از گین‌های بزرگتر برای تابع هزینه هدف منجر به انتخاب تکه مسیرهای تریم با سرعت‌های بالاتر و زمان پرواز کوتاهتر و تعداد تکه مسیرهای کمتر در کل پرواز می‌شود. حذف تکه مسیرها با زاویه مسیر مثبت از لیست همسایگی شرایط تریم هنگامی که هواپیما دور از موانع است، به کاهش زمان محاسبه کمک می‌کند.

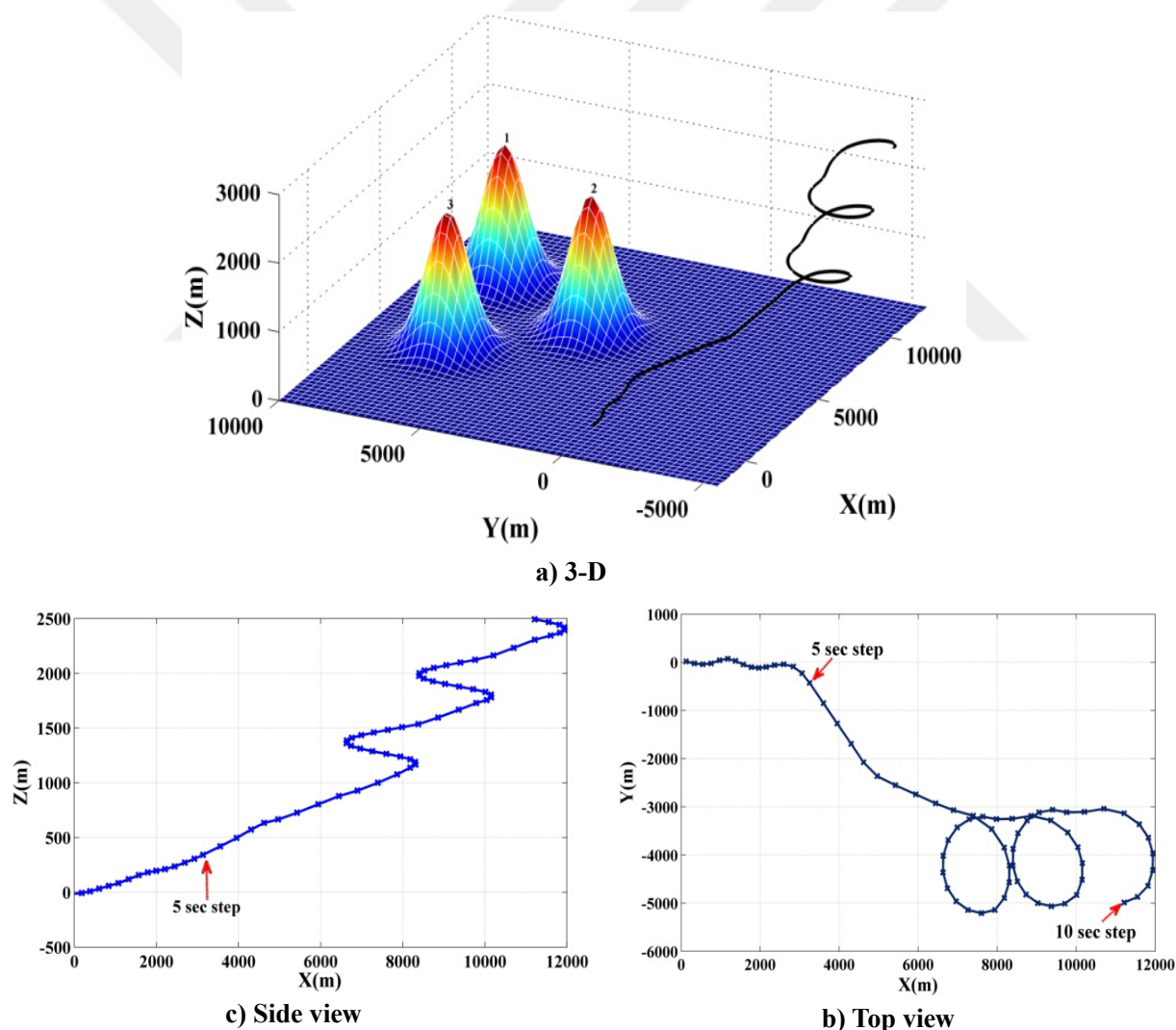
دو سناریوی نشست متفاوت برای هواپیما با بال ۳۳٪ آسیب‌دیده در نظر گرفته می‌شود. در سناریوی "a" در لحظه شروع، هواپیما در خلاف جهت ($\psi_a = 0$) مسیر باند ($\psi_{runway} = 180 \text{deg}$) در حال پرواز است. موقعیت هواپیما و باند به ترتیب در مختصات ($11000 \text{m}, -5000 \text{m}, 2500 \text{m}$) و ($0, 0, 0$) در نظر گرفته شده است. شکل ۱۲.۴ (a) مسیر سه-بعدی ایجاد شده توسط الگوریتم طراحی مسیر پیشنهادی را نشان می‌دهد که در آن هواپیما در یک پرواز نزولی فنی به چپ (سمت بال آسیب‌دیده) با

¹ Trigonometric

² Bezier Surface

³ Digital Elevation Map

استفاده از تکه مسیرهای ۱۰ ثانیه‌ای شروع به کاهش ارتفاع می‌کند. هنگامی که هواپیما به ارتفاع مطلوب که هواپیما قادر است با بیشترین زاویه مسیر مستقیماً به سمت باند پرواز کند، می‌رسد الگوریتم زاویه λ را برای قرار دادن هواپیما در راستای باند مینیمم می‌کند. قسمت نهایی تقرب در مسیر با توجه به نیاز برآورده کردن الزامات نشست همچون موقعیت، سمت، زاویه گلاید و سرعت از تکه مسیرها با اندازه زمانی کوچکتر ۵ ثانیه استفاده می‌کند. اشکال شکل ۱۲.۴ (b) و شکل ۱۲.۴ (c) نمای از بالا و روبه‌روی مسیر طراحی شده را به تصویر می‌کشد. مسافت و زمان کل پرواز از نقطه شروع تا نقطه پایان در سناریوی اجرا شده به ترتیب ۲۲۴۶۵ متر و ۶۳۰ ثانیه است. برنامه‌ریزی مقادیر وزن‌های توابع هزینه برای سناریوی ارائه شده در جدول ۱.۴ نشان داده شده است.



شکل ۱۲.۴ مسیر نشست در سناریوی “a”.

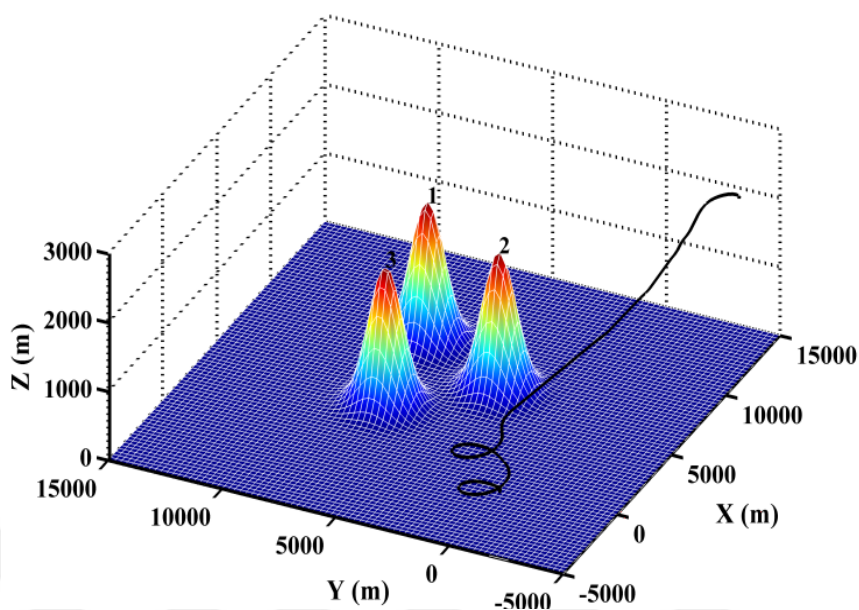
همانطور که قبلاً توضیح داده شد، برای این کار دو مجموعه وزن استفاده می‌شود. یکی برای تکه مسیرهای تریم "دور" از باند یا موانع و دیگری برای تکه مسیرهایی که "نزدیک" باند یا موانع قرار دارند. تکه مسیرهای تریم با مسافت‌های بزرگتر از ۶ کیلومتر و بیش از ۳ کیلومتر به موانع در طبقه‌بندی دور قرار می‌گیرند و بقیه تکه مسیرهای نزدیک‌تر به عنوان "نزدیک" طبقه‌بندی می‌شوند. وزن‌های موجود در سه ستون اول ($w_{SVI}, w_{P_L}, w_{Alt}$) هنگامی که هواپیما در فاصله "دور" از محل نشست یا موانع قرار دارد، بزرگتر می‌باشند. پنج ستون آخر جدول ۱.۴ نمایش‌دهنده پارامترهای مرتبط با تقرب به باند (یا دوری از موانع) است و بنابراین تنها هنگامی که هواپیما نزدیک محل نشست یا موانع است، فعال می‌شوند و دارای مقادیر غیرصفر می‌شوند.

جدول ۱.۴ وزن‌های توابع هزینه برای دو فاز متفاوت.

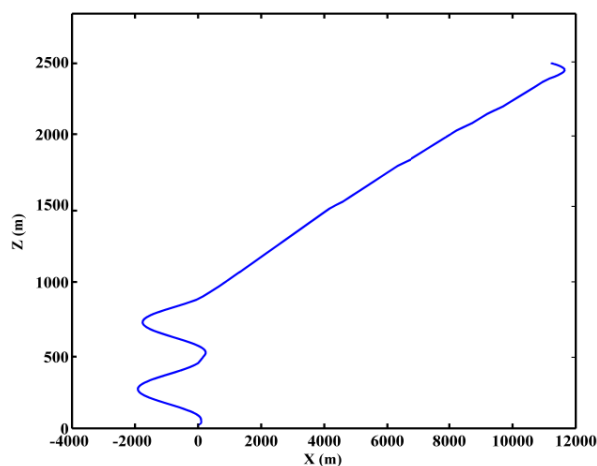
Distance from Runway/Obstacle	w_{SVI}	w_{P_L}	w_{Alt}	$w_{Terrain}$	w_{λ}	w_{ψ_L}	w_{γ}	w_{V_L}
Far	6	0.1	7	0	0	0	0	0
Near	4	0.05	1	7000	2	3	6	0.3

عملکرد و شکل مسیر تا حد زیادی به انتخاب مجموعه وزن‌ها بستگی دارد. وزن‌ها مشخص‌کننده اهمیت نسبی توابع هزینه در هر گام از تصمیم‌گیری است که الگوریتم را به انتخاب تکه مسیر در میان ۲۷ انتخاب موجود در شرایط تریم همسایگی هدایت می‌کند (سناریوی a'). مطابق شکل ۱۳.۴، اگر وزن w_{Alt} در ابتدای مسیر پرواز که هواپیما از محل نشست دور است به اندازه کافی بزرگ نباشد، قسمت فنی شکل مسیر پرواز در انتهای فاز پرواز هنگامی که هواپیما نزدیک باند است انجام می‌شود. این مسیر بر خلاف مسیر سناریوی (a) که نزول چرخش با یک تقرب مستقیم دنبال می‌شود، برای نشست نامطلوب است.

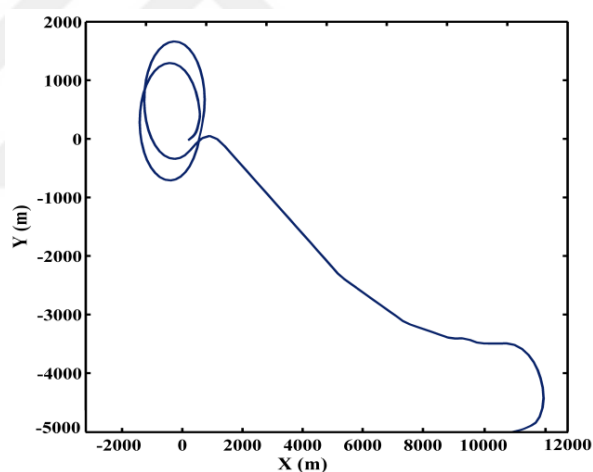
در سناریوی a' وزن تابع هزینه ارتفاع در فاز مسافت دور به جای مقدار تعیین‌شده در جدول ۱.۴ برابر یک در نظر گرفته شده است ($w_{Alt}=1$). وزن‌های مربوط به توابع هزینه می‌تواند بر اساس ترجیح کاربر تغییر داده شود.



a) 3-D



c) Side view

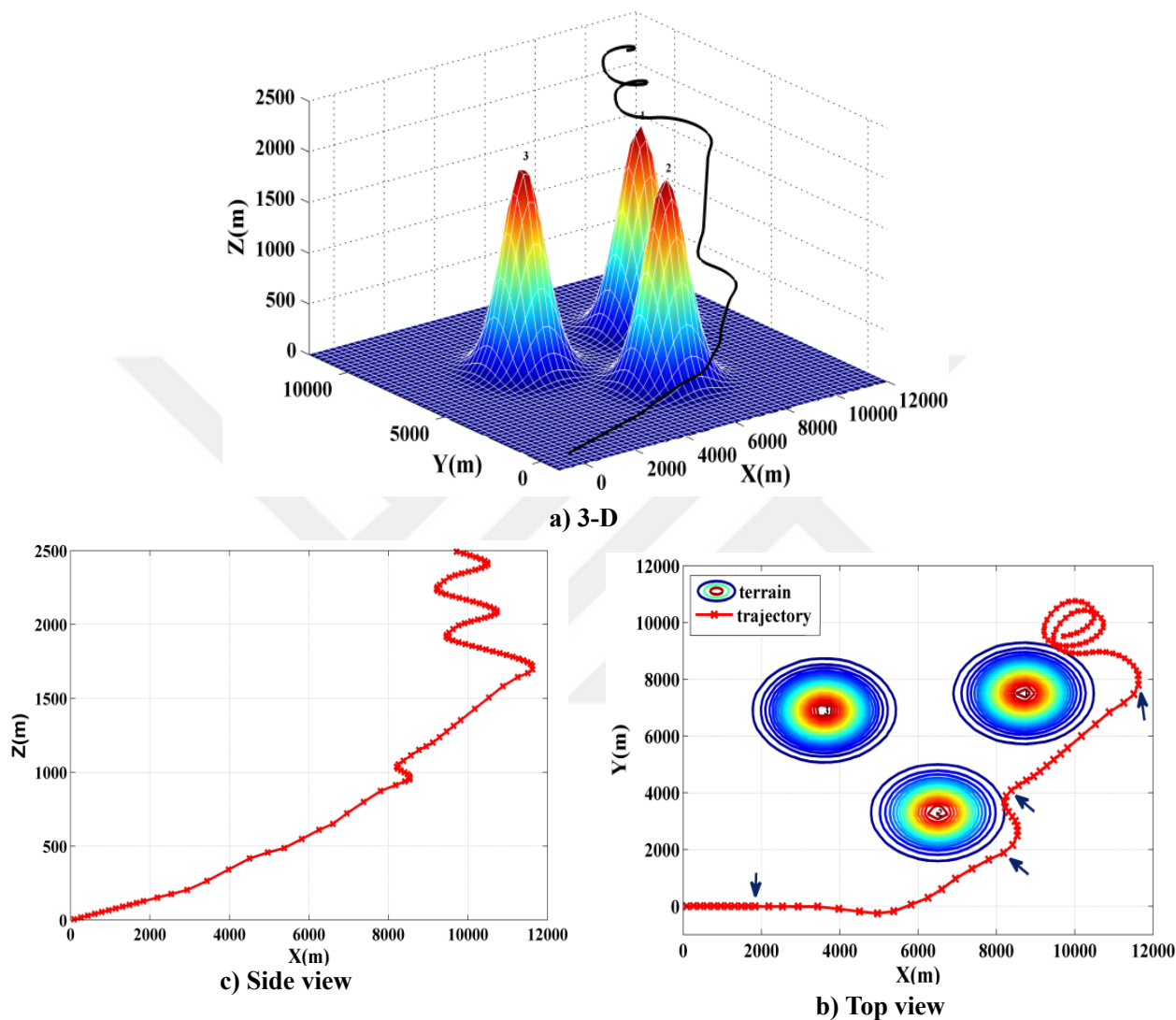


b) Top view

کل ۱۳.۴ مسیر نشست در سناریوی "a'".

سناریوی "b" برای هواپیمای با بال آسیب دیده ۳۳٪، با موقعیت اولیه (9000 m , 9000 m , 2500 m) و جهت اولیه مخالف باند همانند سناریوی اول اجرا می شود. در اطراف نقطه شروع چند مانع در نظر گرفته شده است. همانطور که در شکل ۱۳.۴ نشان داده شده است، هواپیما ابتدا در بالای مانع در یک پرواز چرخش به چپ کاهش ارتفاع می دهد و سپس برای عدم برخورد به مانع

تغییر مسیر می‌دهد و سپس برای بردن هواپیما به سمت باند زاویه λ را مینیمم می‌کند. در آخرین مرحله از فاز پروازی، هواپیما با حفظ راستای باند فرایند کاهش ارتفاع را ادامه می‌دهد.



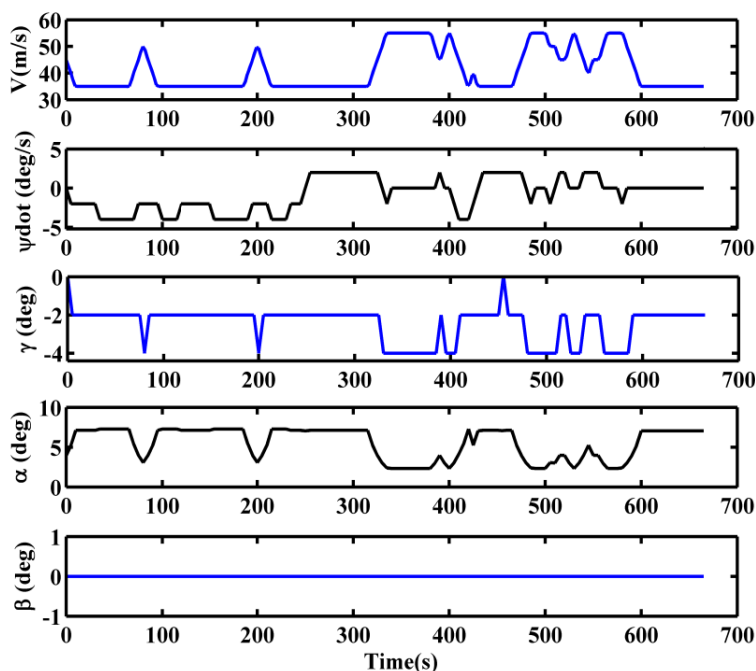
شکل ۱۴.۴ مسیر نشست در سناریوی “a”

شکل ۱۴.۴ نمای بالا و روبه‌روی مسیر طراحی شده را نشان می‌دهد. در شکل ۱۴.۴ (b) موانع با کانتورها و تغییرات اندازه گام با فلش مشخص شده است. طول و زمان کل مسیر پروازی در این سناریو به ترتیب ۲۴۶۷۵ متر و ۶۷۰ ثانیه است.

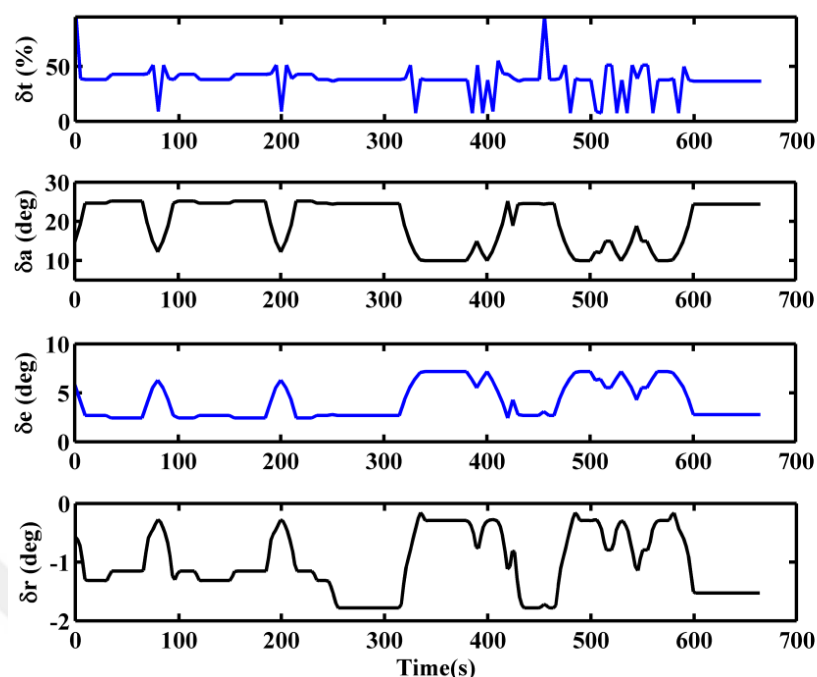
الگوریتم ارائه شده مبتنی بر میدان پتانسیل در نرم افزار متلب بر روی یک سیستم پنتیوم ۴ با واحد پردازش ۳.۴GHz اجرا می‌شود. تعداد گره‌های توسعه یافته در سناریوی “b” در صورت استفاده از تکه

مسیرهای ۱۰-ثانیه‌ای ۱۲۸ عدد است و در صورت استفاده از تکه‌های ۵-ثانیه‌ای ۱۴۹ عدد گره می‌باشد. موارد اجرا شده در متلب با فرض بارگذاری بودن اطلاعات مربوط به کتابخانه تکه مسیرهای تریم، به ترتیب نیاز به زمان ۰.۱ تا ۰.۱۲ ثانیه جهت اجرا در متلب را دارد. این نتایج همچنین تعداد تکه مسیرهای موجود در حل را نشان می‌دهد. توجه به این نکته حائز اهمیت است که تعداد گره‌های انتشار یافته به مسافت تا محل نشست و پیچیدگی موانع بستگی دارد.

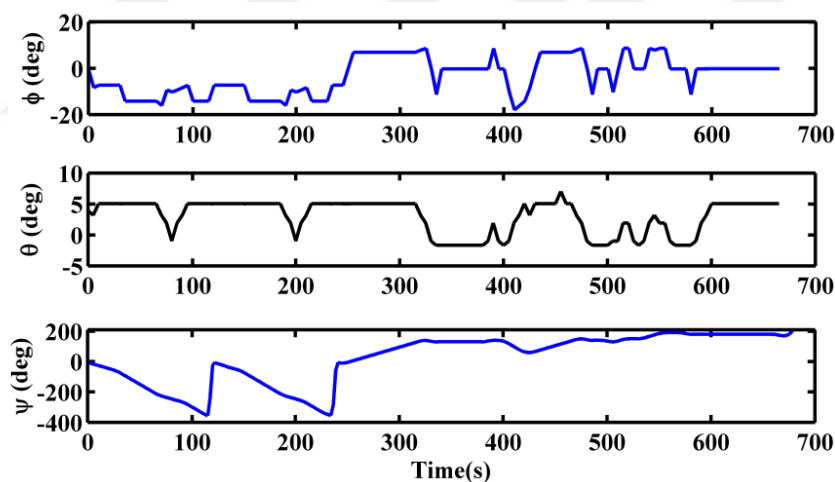
اشکال ۱۵-۱۷ متغیرهای پروازی مربوط به سناریوی “b” را به تصویر می‌کشد. شکل ۱۵.۴ متغیرهای پروازی شامل $[V, \dot{\psi}, \gamma, \alpha, \beta]$ مربوط به سناریوی را نشان می‌دهد که در واقع نشان‌دهنده توانایی الگوریتم در بدست آوردن مسیرهای ممکن از میان شرایط تریم است. در تمامی سناریوهای اجرا شده مسیر ایمن از میان شرایط تریم استخراج می‌شود. در هر مورد، سرعت هواپیما در نزدیک محل نشست به مقدار ایده‌آل سرعت نشست کاهش می‌یابد در حالی که زاویه سمت در راستای باند است و زاویه سرش جانبی صفر می‌باشد ($\beta = 0$). علاوه بر این مشاهده می‌شود که زاویه مسیر هواپیما در هنگام نشست مطابق مقدار مطلوب زاویه گلاید است ($\gamma = -2 \text{ deg}$). شکل ۱۶.۴ ورودی‌های کنترلی $[\delta_t, \delta_a, \delta_e, \delta_r]$ مورد نیاز برای حفظ شرایط تریم و مانور در سناریوی “b” را نشان می‌دهد که مقادیر کنترلی به ترتیب در لحظه نشست برابر با $[-1.6 \text{ deg}, 3.2 \text{ deg}, 25 \text{ deg}, 42\%]$ است.



شکل ۱۵.۴ متغیرهای پروازی بر حسب زمان.



شکل ۱۶.۴ ورودی‌های کنترلی بر حسب زمان در کل پرواز.



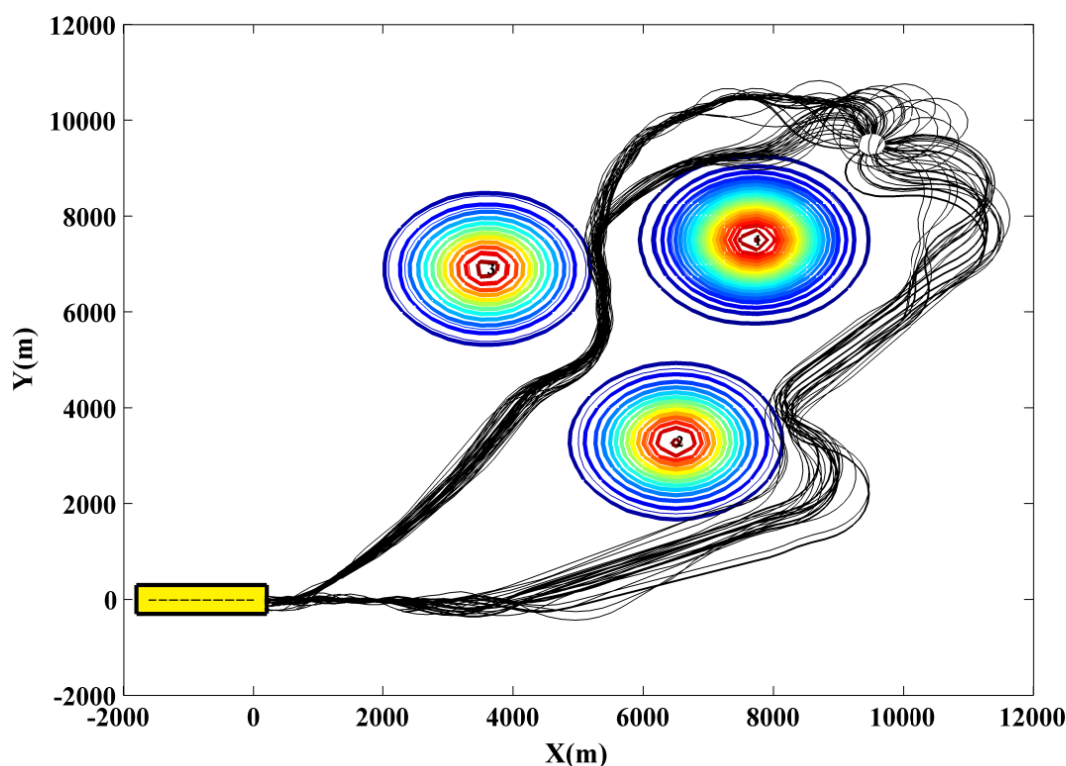
شکل ۱۷.۴ زوایای اویلر حسب زمان در کل پرواز.

در شکل ۱۷.۴، تغییرات زوایای اویلر در همین سناریو بر حسب زمان نشان داده شده‌اند. مشاهده می‌شود که مقدار زاویه رول در لحظه نشست برابر با صفر است و مقدار زاویه سمت هواپیما در طول مسیر از سمت اولیه تغییر و به مقدار سمت باند محل نشست می‌رسد ($\psi_{runway} = 180 \text{ deg}$).

محدوده وسیعی از سناریوها با مقادیر موقعیت اولیه/نهایی زوایای سمت و تعداد موانع مختلف موجود در مسیر مورد بررسی قرار گرفته است. بیش از ۳۰۰۰ سناریو با مقادیر حالت‌های اولیه متفاوت (سرعت

اولیه، زاویه مسیر، نرخ چرخش و ارتفاع) و در مسافت‌های نسبی مختلف از ۵۰ تا ۲ کیلومتر در میدان موانع ۳، ۶ و ۹ تایی به صورت اتفاقی تولید شده است.

در سناریوهای مختلف با مقادیر سمت اولیه و سمت نهایی در محدوده $[0, 2\pi]$ عملکرد الگوریتم مورد بررسی قرار گرفته است. الگوریتم به صورت موفقیت آمیزی با انتشار تعداد کمی گره به نقطه هدف می‌رسد به گونه‌ای که می‌توان آن را یک الگوریتم به‌هنگام در نظر گرفت. شکل ۱۸.۴ سناریوهای مختلف با مقادیر سمت اولیه متفاوت و اتفاقی $([0, 2\pi])$ در موقعیت ۱۴ کیلومتری از باند در میدان موانع ۳ تایی را به تصویر کشیده است.



شکل ۱۸.۴ مسیرهای نشست با مقادیر زاویه هدینگ اتفاقی (نمای از بالا).

همچنین عملکرد الگوریتم پیشنهادی با الگوریتم A^* و WA^* با مقادیر مختلف وزنی در ۳۰۰ سناریوی مختلف با مقادیر اولیه متفاوت در مسافت ۴۶ کیلومتری از باند با زوایای سمت مختلف و میدان موانع ۶ تایی مقایسه شده است. عملکرد هر الگوریتم بر اساس هزینه حل، تعداد گره‌های توسعه یافته، عمق جستجو، مقدار میانگین معیار ایمنی در کل مسیر (SVI) پرواز و تعداد تغییرات زاویه سمت مشخص می‌شود. برای الگوریتم WA^* سه مقدار وزنی ۱.۵، ۲ و ۳ استفاده شده است. مقادیر میانگین

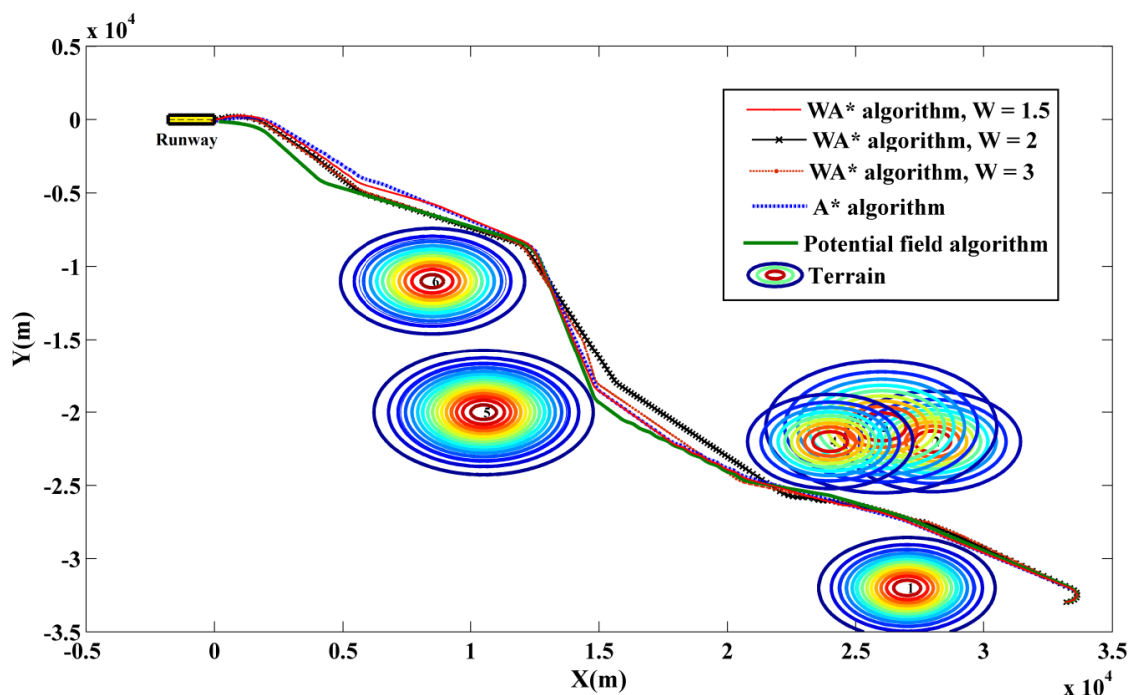
معیارهای عملکرد در سناریوهای مختلف معرفی شده در بالا، در جدول ۲.۴ ارائه شده است. همانطور که در جدول ۲.۴ نشان داده شده است، استراتژی الگوریتم پیشنهادی برای یافتن جواب تعداد گره‌های بسیار کمتری نسبت به A^* و WA^* را توسعه می‌دهد. مقایسه زمان اجرای مورد نیاز توسط الگوریتم‌های مختلف در نرم‌افزار متلب با استفاده از یک کامپیوتر استاندارد نشان می‌دهد که الگوریتم پیشنهادی قابلیت استفاده به‌هنگام را دارد و قادر است جواب‌ها را در کمتر از یک ثانیه ارائه دهد. البته اجرای برنامه فوق در یک نرم‌افزار کامپایل و سطح پایین و یا استفاده از پردازنده‌های قوی‌تر می‌تواند زمان اجرا را تا حد قابل ملاحظه‌ای نسبت به مقادیر ارائه شده در جدول ۲.۴ کاهش دهد.

جدول ۲.۴ مقایسه معیار عملکردی الگوریتم‌ها.

6 obstacle, about 300 scenario	Nodes	Execution time	Cost ($g(n)$)	Depth	SVI	Heading Change
A^*	14358	31.7 Sec.	49214	208	0.73	24
WA^* , $W = 1.5$	4869	7.9 Sec.	49582	211	0.72	24
WA , $W = 2$	2987	2.8 Sec.	49963	212	0.71	26
WA^* , $W = 3$	2874	2.6 Sec.	50096	212	0.72	26
Proposed Algorithm	218	0.12 Sec.	50460	221	0.68	31

بیان این نکته حائز اهمیت است که موارد بررسی و ارائه شده در این رساله در یک فضای کوچک مورد بررسی قرار گرفته‌اند و می‌تواند در واقعیت شامل مسافت‌های بزرگتر و موانع پیچیده‌تری شود. توانایی تولید سریع یک راه‌حل به‌هنگام برای مواقع اضطراری بسیار ضروری است. در واقع بهیئگی در طراحی مسیر نشست ایمن برای هواپیمای سانه دیده شامل استخراج سریع یک مسیر ایمن و امکان‌پذیر می‌شود. معیارهای عملکردی دیگر (هزینه، SVI ، تغییر زاویه سمت) نشان‌دهنده هزینه کمتر (بهیئگی) استخراج شده در الگوریتم A^* می‌باشد.

همچنین نتایج نشان می‌دهد که افزایش فاکتور وزن در الگوریتم WA^* ، الگوریتم را به سمت الگوریتم حریصانه می‌کشاند و در ازای ارائه حل‌ها با هزینه بالاتر تعداد گره‌های کمتری برای رسیدن به جواب توسعه می‌یابد. نمونه‌ای از مسیرهای اجرا شده توسط این سه الگوریتم در شکل ۱۹.۴ ارائه شده است.



شکل ۱۹.۴ مقایسه مسیرهای نشست تولید شده در حضور موانع (نمای از بالا).

۴.۳.۲.۴ جمع‌بندی

در این فصل یک استراتژی جستجوی بهینه گسسته برای تولید مسیر در حضور موانع ارائه شد که هواپیما را قادر به طرح‌ریزی مسیر نشست ایمن می‌کند. یک پایگاه داده از تکه مسیرهای تریم و مانور با استفاده از کنترلر ایجاد شد. هر تکه مسیر دارای یک مقدار مشخص اندیس ایمنی است که بر اساس ویژگی‌های پایداری و خوشدستی هواپیما در داخل پاکت پروازی هواپیما استخراج شده است. یک الگوریتم جستجو مبتنی بر میدان پتانسیل برای استخراج مسیر از کتابخانه مسیر بر اساس معیارهای نشست ایمن معرفی می‌شود. علاوه بر این ایمنی برای مسیر نشست بر مبنای سرعت نشست، زاویه سمت، زاویه رول و گلاید تعریف می‌شود. در هر گام از جستجو، تکه مسیر با کمترین هزینه انتخاب می‌شود. شکل مسیر استخراج شده به مقادیر وزنی توابع هزینه وابسته است. مقادیر وزن‌ها بر اساس فاکتورهایی همانند فاصله تا باند و موانع نسبت به یکدیگر تنظیم می‌شوند. نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی نشان می‌دهد که الگوریتم پیشنهادی قادر است در زمان کم مسیر ایمن نشست را در حضور موانع ایجاد کند و در مقایسه با الگوریتم‌های A^* و WA^* زمان محاسباتی بسیار کمتری نیاز دارد اگرچه مقادیر هزینه حل با این روش تا حدی بیشتر است.

فصل پنجم

بهبود الگوریتم طراحی مسیر نشست در شرایط اضطراری



مقدمه

در فصل قبل یک الگوریتم طراحی مسیر جهت استخراج سریع مسیر نشست از نقطه رویداد سانحه تا محل نشست ارائه شد. الگوریتم پیشنهادی در هر گام تکه مسیر بهینه را از میان شرایط تریم وزن دار بر اساس چند تابع هزینه انتخاب می کند و بدون برخورد به مانع به موقعیت و جهت مطلوب می رسد. از آنجا که الگوریتم طراحی مسیر پیشنهادی یک الگوریتم بهینه محلی است بنابراین ممکن است همانند الگوریتم های محلی دیگر در برخی شرایط به جواب مطلوب نرسد و در مینیمم های محلی گیر کند. از طرف دیگر از آنجا که الگوریتم پیشنهادی می بایست چند تابع هزینه را به طور همزمان در فرایند بهینه سازی در نظر گیرد، تنظیم مقادیر وزن های توابع هزینه مختلف از اهمیت بسیار زیادی برخوردار است و تأثیر قابل توجهی بر روی شکل و هزینه مسیر نهایی دارد. بنابراین در طراحی مسیر نشست با یک مسئله بهینه سازی چند هدفه (MOO)^۱ روبه رو هستیم.

در این فصل به منظور بهبود الگوریتم طراحی مسیر و رفع ایرادات آن، روش جستجوی محلی پیشنهاد شده در فصل قبل اصلاح می شود. همچنین مسئله طراحی مسیر در شرایط اضطراری در چارچوب یک مسئله بهینه سازی چند هدفه بررسی می شود و یک الگوریتم ابداعی جهت استخراج وزن های بهینه ارائه می شود.

۱.۵ روش میدان پتانسیل

روش میدان پتانسیل مصنوعی که یک روش طرح ریزی مسیر محلی است که برای اولین بار توسط khatib ارائه شد [۹۱]. این روش به دلیل راحتی و زمان محاسباتی کم، به خصوص در زمینه طراحی مسیر روبات ها به صورت گسترده مورد استفاده قرار گرفته است. ایده اصلی روش میدان پتانسیل مصنوعی به این صورت است که حرکت جسم در محیط به صورت حرکت در میدان نیروی مصنوعی در نظر گرفته می شود که از میدان جاذبه هدف و رانش موانع تشکیل شده است. در میدان جاذبه و دافعه،

^۱ Multi Objective Optimisation

هدف یافتن یک مسیر بدون برخورد به مانع در میدان پتانسیل است. جزییات بیشتر این روش در ادامه توضیح داده می‌شود.

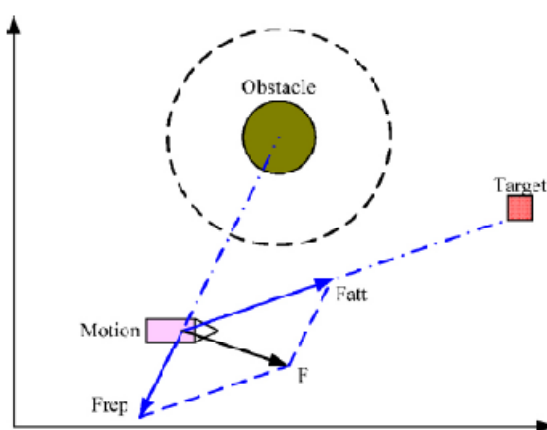
ابتدا یک میدان پتانسیل متشکل از دو قسمت میدان جاذبه مرتبط با جاذبه هدف و میدان دافعه مربوط به موانع، در فضای حرکت ایجاد می‌شود. جهت میدان جاذبه جسم را به سمت هدف جذب می‌کند و جهت میدان دافعه آن را از مانع دور می‌کند. کنترل حرکت در میدان کل که مجموع کل میدان جاذبه و دافعه می‌باشد، جسم را در یک مسیر عاری از برخورد با مانع به سمت هدف هدایت می‌کند. بنابراین میدان پتانسیل مصنوعی کل به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$U = U_{att} + U_{rep} \quad (۱.۵)$$

که در رابطه فوق U_{att} میدان پتانسیل جاذبه^۱ و U_{rep} میدان پتانسیل دافعه^۲ است. نیروی جاذبه و دافعه به ترتیب به عنوان منفی گرادیان پتانسیل جاذبه و دافعه، به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$F = F_{att} + F_{rep} \quad (۲.۵)$$

که در رابطه فوق F_{att} نیروی جاذبه و F_{rep} نیروی دافعه است. دیاگرام نیروی وارد بر یک جسم در میدان پتانسیل در شکل زیر ارائه شده است.



شکل ۱.۵ نیروهای جاذبه و دافعه در میدان پتانسیل.

^۱ Attractive Potential Field

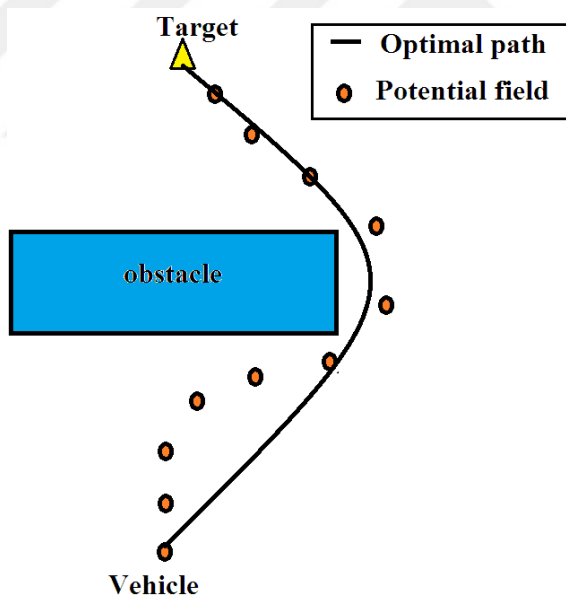
^۲ Repulsive Potential Field

اگرچه روش میدان پتانسیل مصنوعی می‌تواند در مدت زمان کمی یک مسیر ایمن و نرم ایجاد کند، اما دارای یک ایراد بزرگ یعنی گیر افتادن در مینیمم محلی^۱ است. هنگامی که نیروی جاذبه و دافعه در فرایند حرکت به سمت هدف برابر گردد، نیروی کل اعمالی به شی صفر می‌شود و شی می‌ایستد. بنابراین شی هیچگاه به هدف نمی‌رسد و در مینیمم محلی گیر می‌افتد. مینیمم محلی معمولاً در اطراف مانع رخ می‌دهد. در ادامه به حالت‌هایی که ممکن است مینیمم محلی رخ دهد، اشاره شده است [۹۵]:

- هنگامی که موقعیت هدف در محدوده مانع است و بنابراین با نزدیک شدن شی به هدف نیروی جاذبه کمتر و نیروی دافعه بزرگتر می‌شود بنابراین شی هیچگاه به هدف نخواهد رسید زیرا نیروی دافعه از جاذبه بزرگتر خواهد بود.
- هنگامی که جسم، مانع و هدف در امتداد یک خط باشند و مانع در میان روبات و هدف قرار داشته باشد. در این صورت در صورت برابر شدن نیروی جاذبه و دافعه، نیروی کل برابر صفر خواهد شد و جسم متوقف می‌شود و اگر نیروی جاذبه جسم بزرگتر باشد با مانع برخورد می‌کند.
- در صورتی که نیروی اعمالی به روبات صفر شود یعنی نیروی جاذبه و دافعه برابر باشد، روبات متوقف می‌شود.
- ضعف دیگر این روش بوجود آمدن نوسان در حضور موانع است. این مسئله به خصوص هنگامی که جسم در میان دو یا چند مانع حرکت کند یا در مسیری باریک قرار گیرد، اتفاق می‌افتد. به طور کلی تحقیقات وسیع بر روی این مبحث نشان می‌دهد که مینیمم محلی معمولاً در نزدیک موانع رخ می‌دهند به خصوص اگر موانع به هم نزدیک باشند، احتمال آن افزایش می‌یابد. برای حل ضعف‌های روش میدان پتانسیل تحقیقات زیادی انجام شده است. راه حل‌های ارائه شده در این زمینه را می‌توان به چهار دسته کلی تقسیم‌بندی نمود [۹۶]:
- تصحیح نیروهای جاذبه و دافعه به گونه‌ای که در اطراف مانع مقدار مجموع آن صفر نشود که معمولاً با اعمال شرط با نزدیک شدن به مانع این تغییر اعمال می‌شود.

^۱ Local Minima

- اعمال نیروی کمکی به گونه‌ای که اگر مقدار مجموع نیروی جاذبه و دافعه صفر شد، یک نیروی کمکی به سمت دفع شدن از مانع اعمال می‌شود.
 - قراردادن مانع مجازی^۱ نزدیک موانع در محل‌هایی که احتمال وقوع مینی‌مم محلی زیاد است.
 - قراردادن اهداف مجازی^۲ در اطراف موانع به‌طوری‌که روبات به صورت محلی اهداف مجازی را دنبال نماید.
 - تغییر میدان دافعه موانع به شکل گردشی تا مانع از گیرافتادن جسم در اطراف مانع گردد.
 - ترکیب روش میدان پتانسیل با روش‌های دیگر همانند روش SA^۳
- اگرچه هر کدام از روش‌های فوق تا حد زیادی ضعف مربوط به روش میدان پتانسیل را تحت پوشش قرار می‌دهد اما هیچ‌کدام به طور کامل این ضعف را برطرف نمی‌کند [۹۷]. علاوه بر این ایراداتی همچون بهینگی به دلیل محلی بودن آن مطابق شکل ۲.۵ همچنان وجود دارد.



شکل ۲.۵ استراتژی بهینه در مقابل میدان پتانسیل.

^۱ Virtual Obstacle

^۲ Virtual Target

^۳ Simulated Annealing

۲.۵ بهبود الگوریتم طراحی مسیر

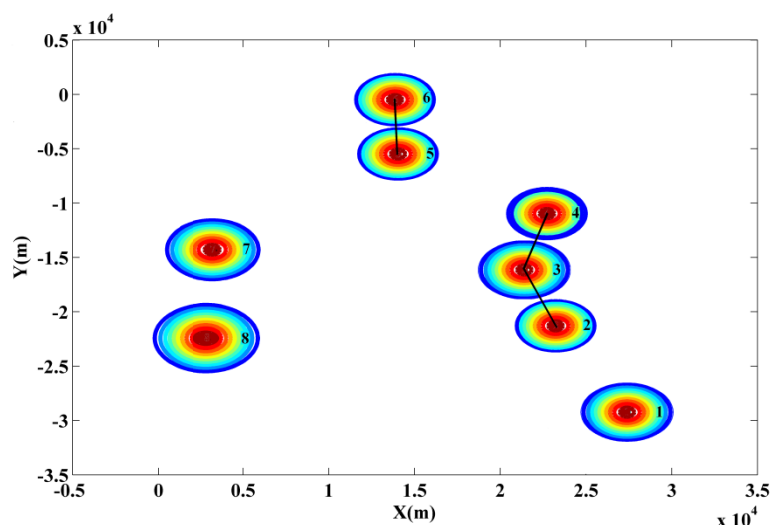
در این تحقیق به منظور بهبود بهینگی مسیر طراحی شده توسط الگوریتم پیشنهادی و همچنین جلوگیری از رویداد نوسان بین موانع از استراتژی برنامه‌ریزی موانع، تغییر تابع دافعه موانع و معرفی اهداف مجازی و به صورت همزمان به شرح زیر استفاده شده است.

۱.۲.۵ برنامه‌ریزی موانع

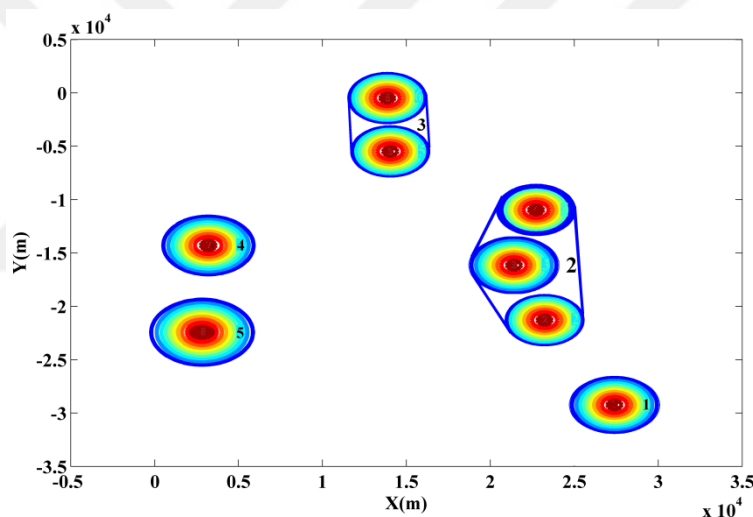
در روش‌ها سنتی الگوریتم‌های محلی همانند روش میدان پتانسیل مصنوعی، هر مانع به تنهایی در طراحی مسیر لحاظ می‌شود. عدم در نظر گرفتن توزیع کل موانع در فضای جستجو می‌تواند منجر به عدم بهینگی مسیر طراحی شده و یا گیر افتادن در مینیمم‌های محلی و یا بین موانع شود. بنابراین با توجه به اینکه در طرح‌ریزی مسیر نشست قبل از انجام فرایند طراحی مسیر موقعیت عوارض زمین بارگذاری می‌شود، کلیه موانع موجود در مسیر با توجه به شکل و موقعیت آن‌ها نسبت به یکدیگر جهت اعمال در طراحی مسیر به گونه‌ای برنامه‌ریزی می‌شوند که معایب روش‌های محلی پوشش داده شده و مسیر بهینه‌تری حاصل شود.

در واقع در فرایند بارگذاری عوارض و موانع زمینی پس از بارگذاری کلیه موانع، موانع موجود برنامه‌ریزی می‌شوند. برای انجام این کار مطابق شکل ۳.۵ ابتدا کلیه موانع مستقل موجود که فاصله کمی با هم دارند (مقدار این فاصله توسط طراح مشخص می‌شود که در این تحقیق ۱۰ برابر اندازه هواپیما در نظر گرفته شده است)، به یکدیگر متصل می‌شوند. منظور از فاصله بین موانع، کمترین فاصله‌ای است که مرز یک مانع در هر نقطه‌ای با مرز مانع دیگر ایجاد می‌کند. اگر هیچ یک از موانع به دیگری نزدیک نباشد، کلیه موانع در طراحی مسیر به صورت مستقل در نظر گرفته می‌شوند. برای مثال در شکل ۳.۵ موانع ۲، ۳ و ۴ و همچنین موانع ۵ و ۶ به یکدیگر متصل می‌شوند.

در گام بعد کلیه موانعی که به هم متصل شده‌اند را با اتصال مرز موانع به صورت یک مانع کلی در نظر می‌گیریم. مطابق شکل ۴.۵ مشاهده می‌شود که کلیه موانعی که در گام قبل به هم متصل شده بودند در این گام به صورت یک مانع واحد در نظر گرفته می‌شوند. در طراحی مسیر کلیه موانع که با هم برنامه‌ریزی شده‌اند به صورت مانع مجزا واحد در نظر گرفته می‌شود.



شکل ۳.۵ اتصال موانع نزدیک به هم.



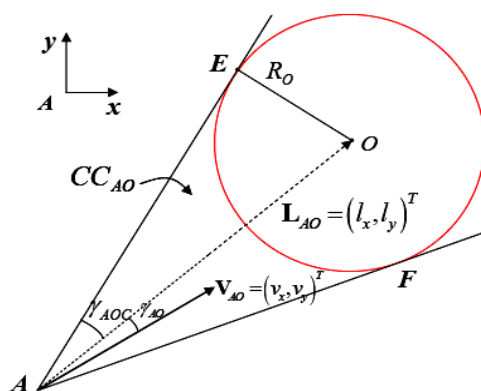
شکل ۴.۵ برنامه‌ریزی موانع بر اساس فاصله نسبی.

۲.۲.۵ تغییر تابع هزینه موانع

با توجه به مشخص بودن نقشه عوارض زمین و فرض معلوم بودن مرز و حاشیه موانع و با توجه به موقعیت هواپیما نسبت به مانع و مشخص بودن جهت بردار سرعت در دستگاه اینرسی، ضریب تابع هزینه مربوط به موانع به صورت زیر تغییر می‌کند.

$$J_{Terrain} = (w_{Terrain} + k_o) \exp\left(\frac{1}{d_T^2}\right) \quad (۳.۵)$$

ترم جدید k_O در تابع هزینه فوق بر اساس جهت بردار سرعت هواپیما نسبت به مانع بدست می‌آید هرچه جهت بردار سرعت به سمت مرکز هدف باشد مقدار آن بزرگتر خواهد شد. مطابق شکل ۵.۵، مانع O به شعاع R_0 با پارامترهای V_{AO} ، L_{AO} که به ترتیب موقعیت و سرعت وسیله نسبت به مانع می‌باشند را در نظر بگیرید. نقطه A محل قرار گرفتن هواپیما است و ناحیه‌ای که در آن امکان برخورد وسیله با سرعت V_{AO} وجود دارد به عنوان مخروط برخورد^۱ نامیده می‌شود که با CC_{AO} نمایش داده می‌شود.



شکل ۵.۵ مخروط مانع و هواپیما.

مطابق شکل CC_{AO} خود در داخل مخروط AEF قرار دارد. زاویه نیمه مخروط CC_{AO} به عنوان زاویه محدوده برخورد تعریف می‌شود و با γ_{AOC} نشان داده می‌شود:

$$\gamma_{AOC} = \arcsin(R_0/L_{AO}) \quad (۴.۵)$$

زاویه بین بردار V_{AO} ، L_{AO} نیز زاویه نسبی مانع نامیده می‌شود که در شکل با γ_{AO} نشان داده شده است:

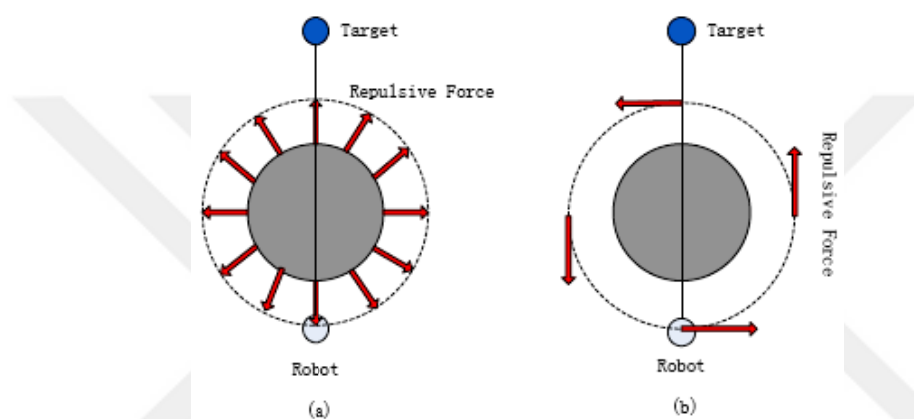
$$\gamma_{AO} = \arccos \left(\frac{l_x v_x + l_y v_y}{|L_{AO}| |V_{AO}|} \right) \quad , \quad \gamma_{AO} \in [0, \pi] \quad (۵.۵)$$

با توجه به تعریف دو زاویه γ_{AOC} ، γ_{AO} مقدار تابع هزینه مانع با یک ضریب (k_O) به شرح زیر اصلاح می‌شود: گین $w_{Terrain}$ توسط الگوریتم تعیین مقدرا گین توابع هزینه مشخص می‌شود.

$$k_O = \frac{|\gamma_{AOC} - \gamma_{AO}|}{\gamma_{AOC}} \quad (۶.۵)$$

^۱ Collision Cone

اعمال ضریب فوق در تابع هزینه مانع (تابع دافعه)، باعث می‌شود که مسیرهایی که به سمت هدف قرار دارند با شدت بیشتری دفع شوند و یا به عبارت دیگر هزینه بیشتری را به مسیر تحمیل نمایند. استفاده از این ضریب به همراه استفاده از نقاط هدف مجازی که در قسمت بعد راجع آن توضیح داده می‌شود، مانع از ایجاد نوسان در طی مسیر می‌شود. حذف نوسان در مسیر حرکت هواپیما نه تنها از نظر عملکردی و تلاش کنترلی حائز اهمیت است بلکه به بهینگی مسیر نیز کمک می‌کند. مشابه این ایده مطابق شکل ۸.۵ در تغییر میدان دافعه موانع در روش پتانسیل مصنوعی استفاده شده است [۹۸].



شکل ۶.۵ تغییر میدان دافعه موانع به صورت گردشی در روش پتانسیل مصنوعی

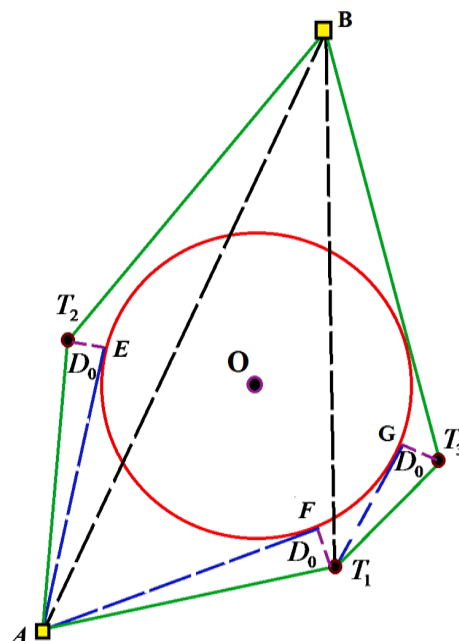
۳.۲.۵ تعیین اهداف مجازی محلی

اگرچه روش‌های اصلاح شده میدان پتانسیل^۱ (*IAPF*) قادرند مشکل مینیمم محلی و نوسان را تا حد زیادی جبران نمایند ولی قادر به ارائه مسیر بهینه یا نزدیک بهینه در محیط شناخته شده نمی‌باشند. در این بخش ایده ایجاد اهداف مجازی به گونه‌ای ارائه می‌گردد که علاوه بر تبدیل مسیر به نزدیک-بهینه^۲ مشکل گیرافتادن در نقاط مینیمم محلی را نیز برطرف می‌کند. البته این فرایند به همراه اصلاح تابع هزینه مانع به طور همزمان اعمال می‌گردد. در این روش نقاط هدف مجازی به ترتیب ایجاد شده و در هر قسمت از مسیر با توجه به فاصله تا نقطه هدف مجازی به عنوان هدف در نظر گرفته می‌شوند [۹۹].

^۱ Improved Artificial Potential Field

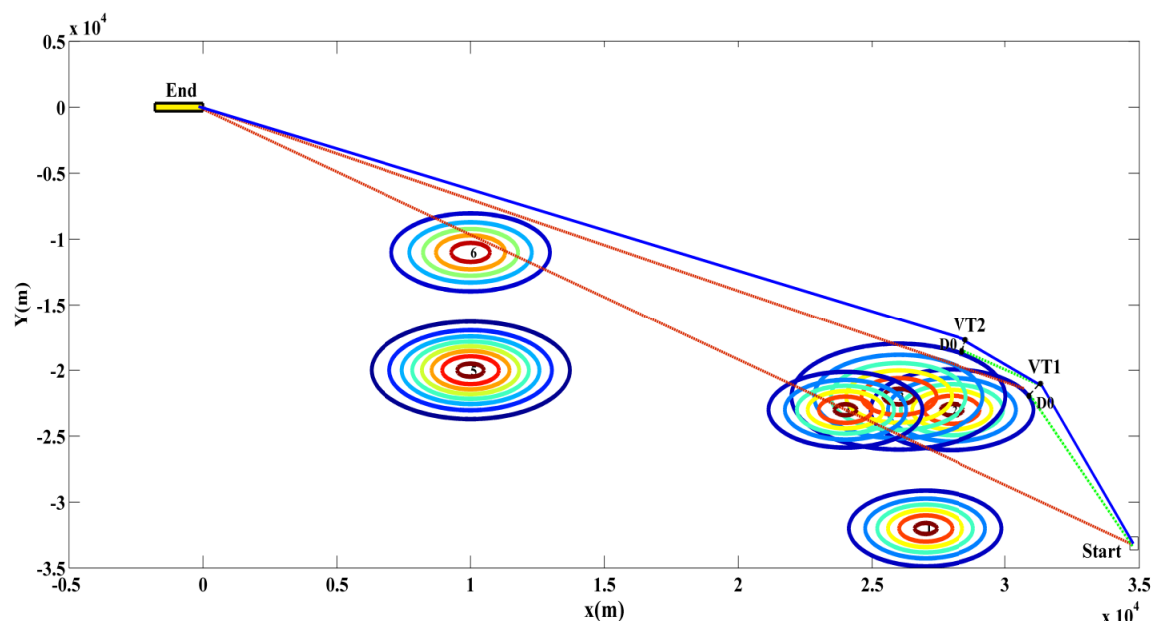
^۲ Sub-Optimal

مطابق شکل ۷.۵ یک خط مستقیم از نقطه پرواز کنونی هواپیما (نقطه A) به محل نشست (نقطه B) متصل می‌شود. در صورتی که این خط (خط چین AB) بدون قطع کردن هیچ مانعی به هدف رسیدن نیازی به نقطه هدف مجازی نیست و الگوریتم طراحی مسیر مستقیماً با در نظر گرفتن محل نشست به عنوان هدف، طراحی مسیر را انجام می‌دهد. در صورتی که مطابق شکل، خط چین AB در مسیر خود به مانع برخورد نمود، از نقطه کنونی (نقطه A) به مرز مانع از دو طرف مماس می‌شود که منجر به تولید خطوط AE و AF می‌شود. نقاط E و F به اندازه D_0 (۳۰۰m) که حاشیه ایمنی عدم برخورد با مانع است، جابه‌جا می‌شود و نقاط T_1 و T_2 که نقاط هدف مجازی محلی می‌باشند، ایجاد می‌شوند. از این دو نقطه هدف دوباره روال فوق را ادامه می‌دهیم. یعنی در صورتی که خط مستقیمی که از این نقاط به محل نشست متصل می‌شود هیچ مانعی را قطع نکرد، نقطه هدف بعدی همان محل نشست است (مسیر AT_2B) حال در صورتی که خط مستقیم از نقطه هدف مجازی به محل نشست مانع را قطع کرد، نقطه مجازی بعدی که به فاصله D_0 از خط مماس می‌باشد، ایجاد می‌شود و هدف مجازی بعدی (T_3) ایجاد می‌شود. این فرایند تا جایی ادامه دارد تا نقطه هدف مجازی به نقطه هدف حقیقی یعنی محل نشست برسد (AT_1T_3B). در طراحی مسیر هنگامی که هواپیما به یک فاصله مشخص از اهداف مجازی رسید، هدف مجازی به نقطه مجازی بعدی سوییچ می‌کند [۱۰۰].



شکل ۷.۵ تعیین اهداف مجازی اطراف مانع.

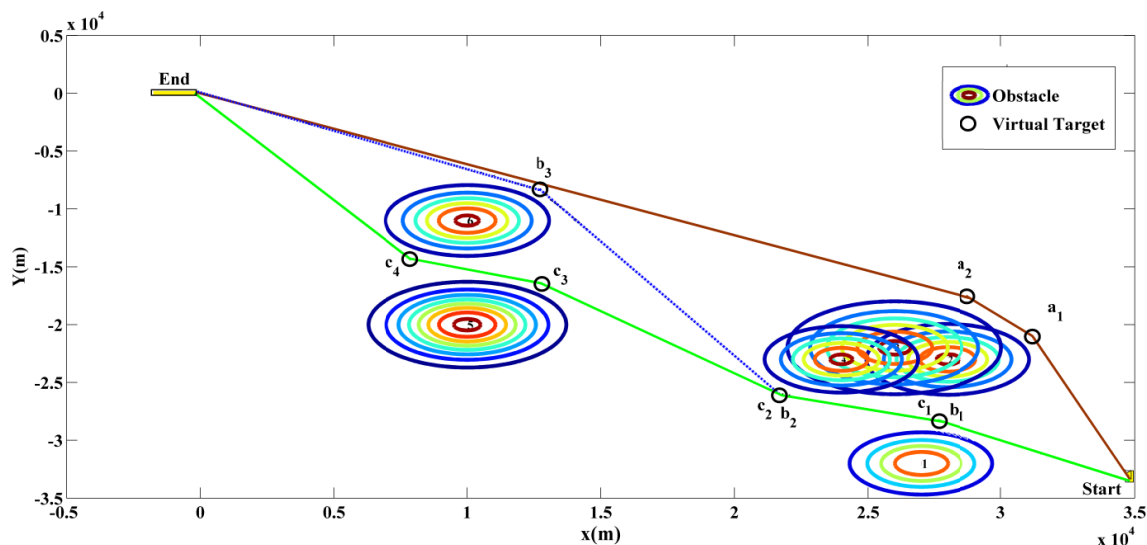
همانطور که در شکل ۸.۵ نشان داده شده است، در صورت وجود مانع در مسیر برای رسیدن به هدف از هر نقطه حداقل دو مسیر با نقاط هدف مجازی متفاوت ایجاد می‌شود. به عنوان مثال در شکل بالا، دو مسیر AT_1T_3B و AT_2B برای رسیدن به هدف ایجاد شد که در واقع نقاط T_1 و T_3 نقاط مجازی یک مسیر و T_2 نقاط مجازی مسیر دیگر می‌باشند.



شکل ۸.۵ تعیین اهداف مجازی در حضور موانع.

برای مشخص شدن نحوه تعیین نقاط مجازی بر اساس فرایند بیان شده در بالا، در محیط شبیه‌سازی شامل شش عدد مانع، اهداف مجازی (VT_1 و VT_2) مشخص می‌شوند. نقاط هدف مجازی نشان داده شده در شکل بالا، بر اساس فرایند تعیین نقاط هدف مجازی توضیح داده شده در بالا تعیین شده است. دو نقطه مجازی نشان داده شده در شکل فوق یک مسیر را مشخص کرده‌اند. البته همانطور که قبلاً اشاره شد، در صورت وجود مانع در مسیر حداقل ۲ مسیر با نقاط هدف مجازی مجزا ایجاد خواهد شد که البته تعداد مسیرهای ایجاد شده و نقاط مجازی با توجه به تعداد موانع موجود در مسیر زیاد خواهد شد.

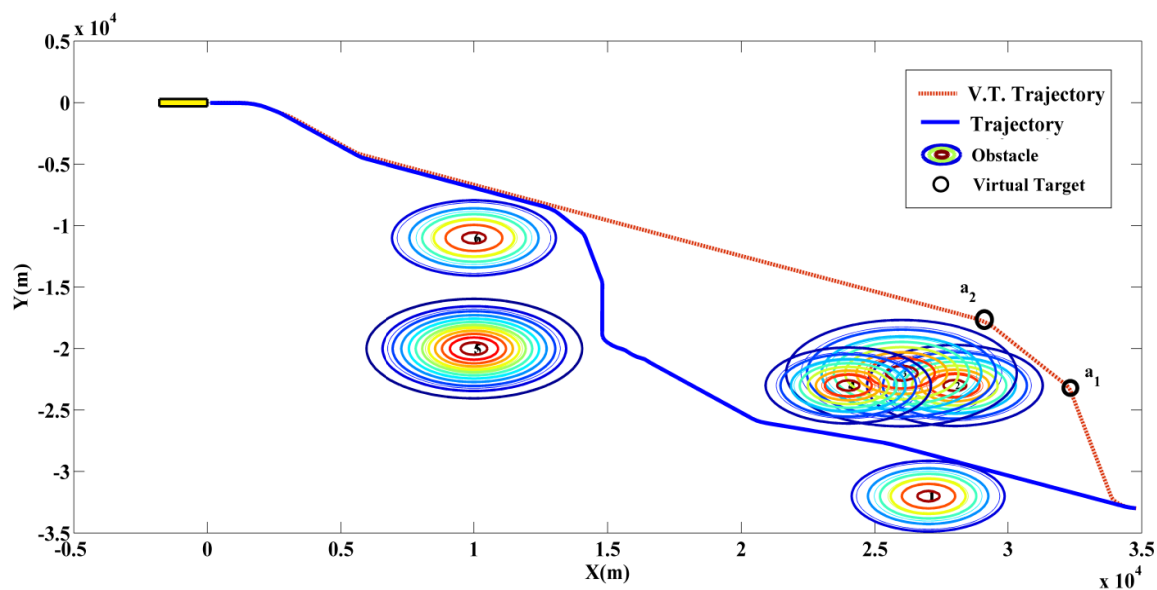
برای روشن‌تر شدن این مسئله، کلیه نقاط هدف مجازی و مسیرهای استخراج شده از آن‌ها برای محیط شبیه‌سازی شامل ۶ مانع مطابق شکل ۹.۵ استخراج شده است.



شکل ۹.۵ کل اهداف مجازی در حضور موانع.

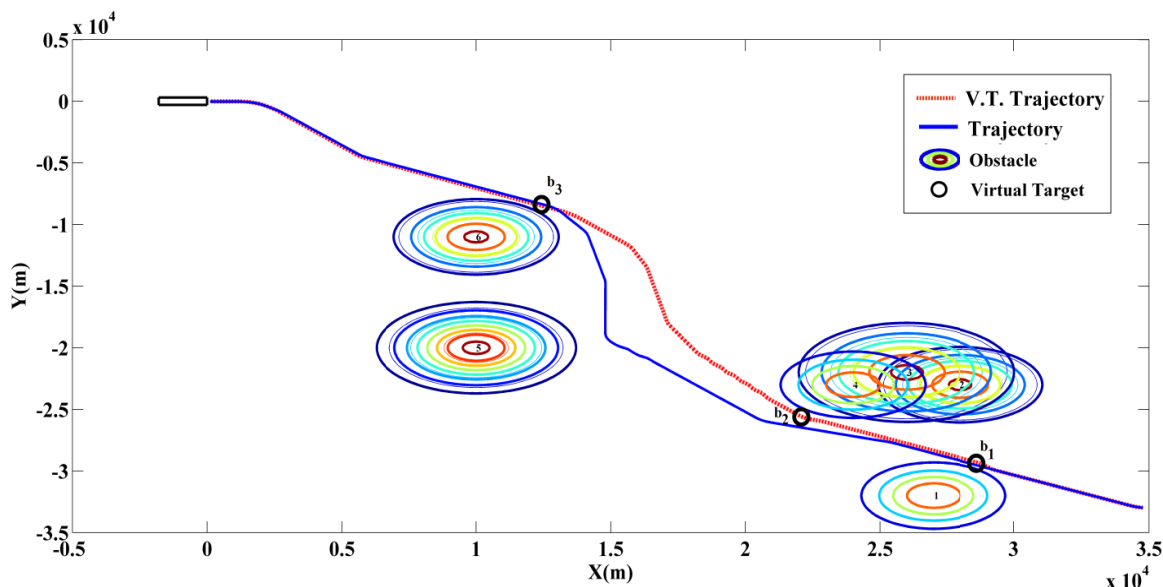
با توجه به روش تعیین اهداف مجازی توضیح داده شده در بالا و با توجه به تعداد موانع موجود در مسیر سه مسیر مجزا (مسیرهای a, b, c) ایجاد می‌شود. اهداف مجازی a_1 و a_2 تعیین کننده مسیر “ a ”، نقاط b_1, b_2, b_3 مشخص کننده مسیر “ b ” و نقاط مجازی c_1, c_2, c_3, c_4 تعیین کننده مسیر “ c ” می‌باشند. همانطور که مشاهده می‌شود، در مسیر “ a ”، تعداد ۲ عدد و در مسیر “ b ”، ۳ عدد و در مسیر “ c ”، ۴ عدد هدف مجازی ایجاد شده است. با توجه به شکل ۹.۵ این نتیجه حاصل می‌شود که موانع موجود در مسیر حداقل یک نقطه و عبور از بین دو مانع حداقل یک نقطه هدف مجازی دیگر جهت رسیدن به هدف به مسئله می‌افزاید.

در ادامه طراحی مسیر با استفاده از نقاط مجازی استخراج شده در بالا و تغییر تابع هزینه مانع برای هر سه مسیر بیان شده در بالا، استخراج می‌شود و نتایج مسیرهای بدست آمده با نتایج مسیر استخراج شده از طراحی مسیر بدون نقاط هدف مجازی، مقایسه می‌شود.

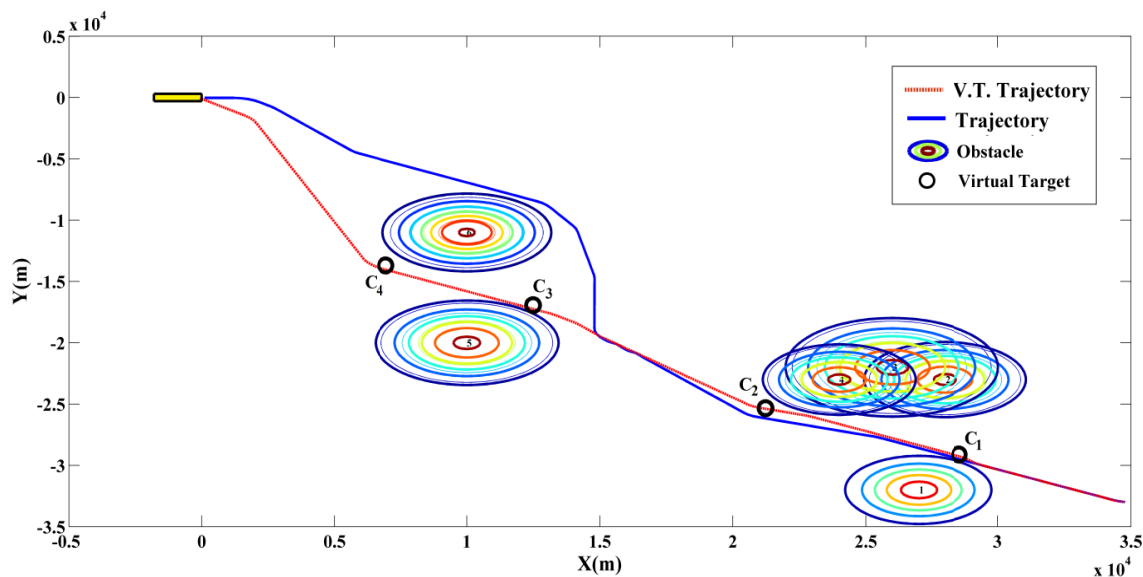


شکل ۱۰.۵ مسیر ایجاد شده از اهداف مجازی مسیر اول.

در شکل ۱۰.۵، مسیر استخراج شده با استفاده از اهداف مجازی a_1 و a_2 و مسیر استخراج شده بدون استفاده از این نقاط ارائه شده است. مطابق شکل ۱۱.۵ مسیر “ b ” با استفاده از نقاط b_1 ، b_2 و b_3 در مقایسه با مسیر بدون هدف مجازی ارائه شده است. مسیر “ c ” نیز که از چهار نقطه هدف مجازی تشکیل شده است، مطابق شکل ۱۲.۵ با مسیر ایجاد شده بدون نقطه مجازی ارائه شده است.



شکل ۱۱.۵ مسیر ایجاد شده از اهداف مجازی مسیر دوم.



شکل ۱۲.۵ مسیر ایجاد شده از اهداف مجازی مسیر سوم.

برای اثبات بهینگی ایجاد شده توسط استراتژی فوق (اصلاح میدان دافعه موانع به میدان گردشی و استفاده از اهداف مجازی)، عملکرد الگوریتم طراحی مسیر جستجوی محلی ارائه شده در فصل قبل با مسیرهای (a, b, c) ایجاد شده توسط اهداف مجازی در جدول ۱.۵ مقایسه معیارهای عملکردی در مسیرهای مختلف با الگوریتم پیشنهادی زیر مقایسه شده است.

جدول ۱.۵ مقایسه معیارهای عملکردی در مسیرهای مختلف با الگوریتم پیشنهادی.

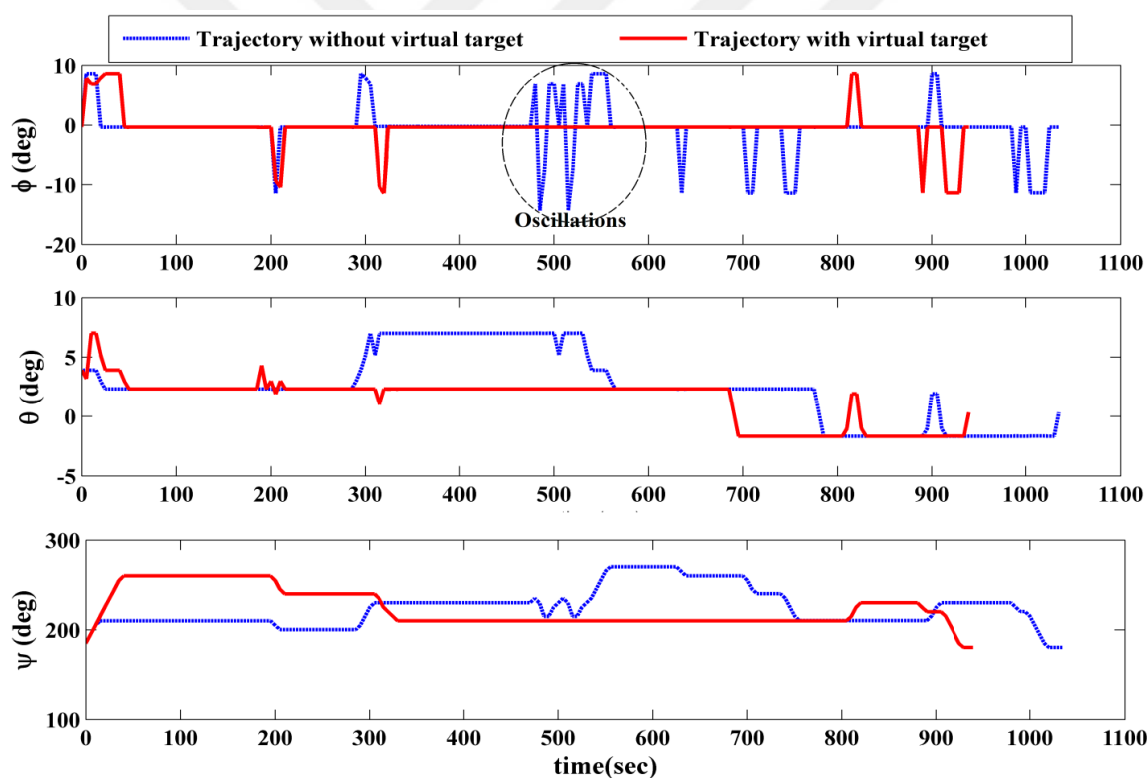
Case study	Nodes	Cost ($g(n)$)	Depth	SVI	Heading Change
Trajectory "a" (with V.Ts)	196	49200	207	0.66	22
Trajectory "b" (with V.Ts)	209	49768	211	0.67	25
Trajectory "c" (with V.Ts)	219	50123	219	0.64	29
Proposed Algorithm	225	50475	223	0.68	33

مقایسه معیارهای عملکردی در مسیرهای مختلف ایجاد شده نشان می‌دهد که مسیر "a" بهترین انتخاب است و کوتاه‌ترین مسیر را ایجاد می‌کند.

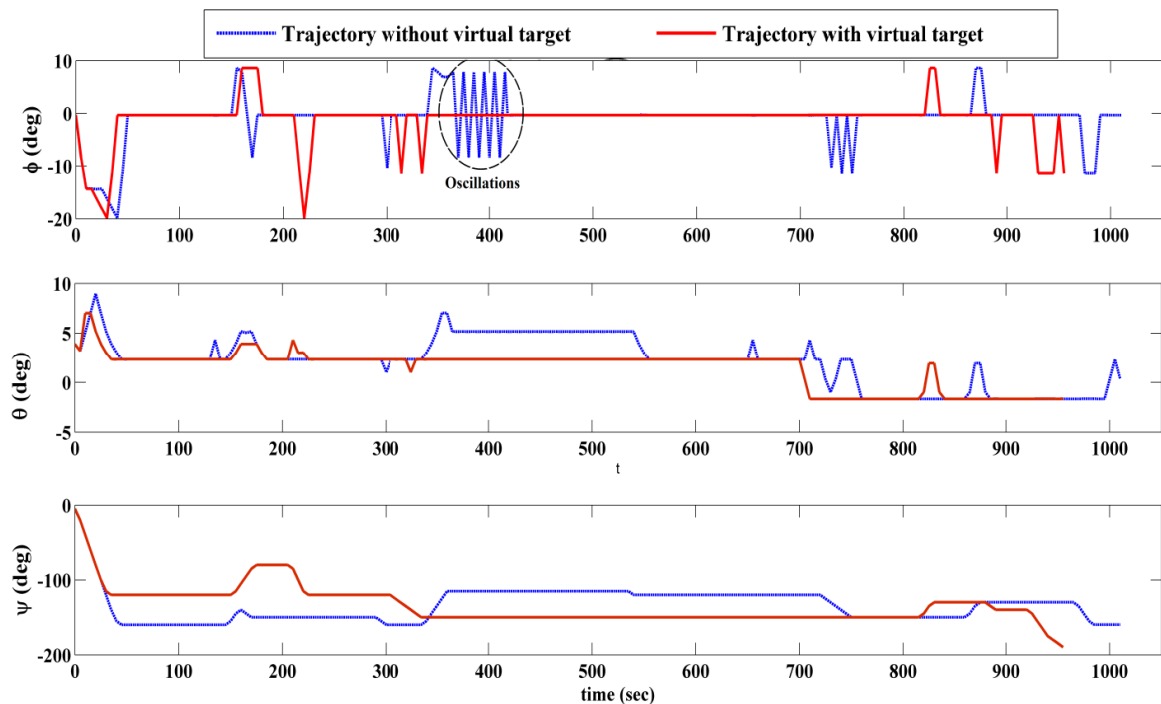
همانطور که قبلاً بیان شد هدف از معرفی اهداف مجازی محلی و تغییر تابع دافعه مانع، جلوگیری از گیرافتادن در مینیمم محلی، حذف نوسانات و بهتر شدن (بهینه شدن) مسیر طراحی شده می‌باشد. با

توجه به مسیرهای طراحی شده با استفاده از ایده نقاط هدف مجازی مشاهده می‌شود که کلیه مسیرها دارای طول کمتری نسبت به مسیر طراحی شده از الگوریتم بدون نقاط مجازی هستند.

علاوه بر این با توجه به معرفی شدن نقاط هدف مجازی که در راستای مستقیم نقطه هدف قبلی قرار دارد، نوسانات موجود در مسیر حذف می‌شود. برای روشن‌تر شدن این موضوع تغییرات زوایای اوایلر مسیر "a" در دو زاویه سمت (ψ) اولیه 180° درجه و صفر درجه به ترتیب در شکل ۱۳.۵ و شکل ۱۴.۵ با مسیر ارائه شده بدون در نظر گرفتن اهداف مجازی مقایسه شده است. همانطور که در شکل مشاهده می‌شود این نوسانات در زاویه رول مسیر طراحی شده توسط الگوریتم بدون نقاط مجازی مشهود است که با تعریف نقاط مجازی و تغییر تابع هزینه مانع، حذف شده است و نتیجه یک مسیر یکنواخت‌تر و با مانور کمتر و کوتاه‌تر (در زمان کمتر) است.



شکل ۱۳.۵ زوایای اوایلر در دو مسیر با اهداف مجازی و بدون اهداف مجازی (۱).



شکل ۱۴.۵ زوایای اوایلر در دو مسیر با اهداف مجازی و بدون اهداف مجازی (۲).

۳.۵ بهینه‌سازی اهداف چندگانه

فرایند بهینه‌سازی همزمان و سیستماتیک مجموعه‌ای از توابع هدف (هزینه)، بهینه‌سازی اهداف چندگانه (MOO)^۱ یا بهینه‌سازی برداری^۲ نامیده می‌شود. مسئله بهینه‌سازی اهداف چندگانه معمولاً به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۰۱]:

$$\text{Minimize } F(x) = [F_1(x), F_2(x), \dots, F_k(x)]^T$$

$$g_j(x) \leq 0, \quad j = 1, 2, \dots, m \quad (۷.۵)$$

$$h_l(x) = 0, \quad l = 1, 2, \dots, e$$

که k در رابطه فوق تعداد توابع هدف، m تعداد قیدهای نامساوی و e تعداد قیدهای مساوی است. $x \in E^n$ بردار متغیرهای طراحی (یا متغیرهای تصمیم‌گیری) است که در آن n تعداد متغیرهای مستقل

^۱ Multi Objective Optimisation

^۲ Vector Optimization

x_i است. $F(x) \in E^k$ بردار توابع هدف^۱ است که توابع هزینه^۲، معیار^۳ و یا تابع ارزش^۴ نیز نامیده می‌شود. فضای طراحی ممکن (X) ، مجموعه‌ای است که قیدها را ارضا کند یعنی؛ $\{x \mid g_j(x) \leq 0, j = 1, 2, \dots, m; h_i(x) = 0, i = 1, 2, \dots, e\}$ و فضای معیار ممکن Z ، نیز بر اساس فضای طراحی به صورت $\{F(x) \mid x \in X\}$ تعریف می‌شود.

روش‌های موجود در این زمینه به سه دسته کلی تقسیم‌بندی می‌شوند؛ روش‌هایی که ترجیح طراحی قبل از بهینه سازی به مسئله اعمال می‌شود (Priori Articulation) روش‌هایی که ترجیح پس پیدا کردن دسته جواب‌ها به مسئله اعمال می‌شود (Posteriori Articulation)، و روش‌هایی که ترجیح طراحی در آنها اعمال نمی‌شود. قبل از پرداختن به انواع روش‌های موجود، با برخی مفاهیم مرتبط معرفی می‌شود [۱۰۲]:

- ترجیح^۵:

نظر تصمیم‌گیرنده مرتبط با نقاط درون فضای معیار است. به عبارت دیگر، ترجیح در روش‌های Priori، اهمیت هر یک از توابع هزینه نسبت به دیگر توابع هزینه است و در روش‌های Posteriori اعمال ترجیح طراحی در انتخاب مستقیم جواب از میان دسته جواب‌های مختلف است.

- بهینگی پرتو^۶:

تئوری بهینه‌سازی با چند تابع هزینه در اواخر دهه ۱۹ آغاز شد. پرتو در سال ۱۸۹۶ تأثیر جواب‌های ممکن و غیرممکن را معرفی کرد. خط مرزی فضای جواب بین گزینه‌های ممکن و غیرممکن به ترتیب به عنوان جبهه پرتو و مرز پرتو شناخته می‌شود. جواب‌های روی جبهه پرتو، پرتو بهینه نامیده می‌شود. بر روی جبهه پرتو، بهبود یک وزن منجر به تضعیف حداقل یک وزن دیگر خواهد شد. در واقع، انتخاب وزن‌های صحیح برای هر یک از توابع هزینه در فرایند بهینه‌سازی که اوزان توابع از قبل تعیین می‌شوند،

¹ Objective Functions

² Cost Function

³ Criteria

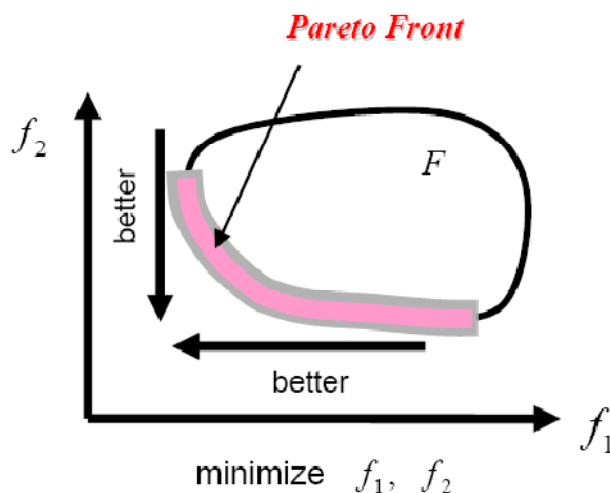
⁴ Value Function

⁵ Preference

⁶ Pareto Optimality

بر عهده طراح است. مشکل اصلی در این روش این است که تنها یک نقطه پرتو بر روی جبهه پرتو انتخاب می‌شود و ارتباط بین اوزان ارزیابی نمی‌شود. انتخاب صحیح وزن هر یک از توابع تبدیل و رسیدن به بهترین جواب از دید طراح، نیاز به بررسی دقیق ارتباط بین توابع هزینه و محدوده و میزان تأثیر آن‌ها بر یکدیگر دارد. به منظور بررسی ارتباط و ارزیابی تأثیر توابع بر یکدیگر، از آنالیز پرتو استفاده می‌شود. بررسی جبهه پرتو برای ترکیب توابع هزینه مختلف به طراح کمک می‌کند تا ارتباط بین توابع را درک نماید. بر خلاف بهینه‌سازی با یک تابع هدف که منجر به یک جواب می‌شود، معمولاً مسائل با چند تابع هزینه دارای یک مجموعه نقاط جواب است که با تعریف بهینگی صورت گرفته از قبل مطابقت دارند. در واقع مسئله دارای یک دسته جواب بهینه است که به آن بهینه پرتو گفته می‌شود و به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۰۲] و [۱۰۳]:

یک نقطه، $x^* \in X$ ، بهینه پرتو است اگر و تنها اگر هیچ نقطه دیگری $x \in X$ وجود نداشته باشد که $F(x) \leq F(x^*)$ ، و حداقل یک تابع $F_i(x) \leq F_i(x^*)$ باشد. مطابق شکل ۱۵.۵ تمامی نقاط پرتو بر روی مرز فضای معیار Z قرار می‌گیرند.



شکل ۱۵.۵ جبهه پرتو.

برای هر مسئله ممکن است تعداد زیادی نقاط پرتو وجود داشته باشد که مجموعه پرتو را تشکیل می‌دهند. بنابراین، طراح می‌بایست تفاوت بین روش‌هایی که مجموعه بهینه پرتو را ایجاد می‌کنند و روش‌هایی که منجر به یک جواب می‌شوند را درک نماید. حال در صورتی که مینیمم هر یک از توابع

هزینه با $F_i^0 = \min\{F_i(x) | x \in X\}$ نشان داده شود، نقطه ایده آل^۱ جوابی است که در آن تک تک توابع هزینه مینیمم باشند ($F^0 = [F_1^0, F_1^0, \dots, F_n^0]$) که البته وجود این نقطه خیلی به ندرت امکان پذیر است. از آنجا که این نقطه امکان پذیر نیست، نزدیک ترین نقطه به آن جواب توافق^۲ نامیده می شود که بهینه پرتو نیز می باشد.

۱.۳.۵ روش هایی که ترجیح اعمال نمی شود

در این روش ها (No preference articulation) هیچ اطلاعاتی شامل اولویت یا ترجیح طراح مورد استفاده قرار نمی گیرد. نمونه این روش ها، روش *Min-Max* و روش معیار سرتاسری^۳ است. در روش *Min-Max* مطابق رابطه زیر فاصله بین جواب و جواب کمینه (ایده آل) که به عنوان نرم مرتبه p در نظر گرفته می شود، کمینه می گردد [۱۰۳].

$$\min \left\{ \sum_{i=1}^k w_i \left[\frac{(F_i(x) - F_i^0)}{F_i^0} \right]^p \right\}^{\frac{1}{p}}, \quad 1 \leq p \leq \infty \quad (۸.۵)$$

۲.۳.۵ روش هایی که از قبل ترجیح اعمال می شود (Priori Methods)

روش های معرفی شده در این بخش امکان اعمال ترجیح قبل از بهینه سازی را برای کاربر فراهم می کند به گونه ای که ترجیح بر اساس هدف یا اهمیت نسبی بین توابع هزینه مشخص می شود. اغلب روش های موجود با مشخص کردن ضریب یا بهره، ترجیح تصمیم گیرنده را اعمال می کند. در نظر گرفتن بیش از یک تابع هزینه در بهینه سازی، یک درجه آزادی به مسئله می افزاید. در ادامه برخی روش های موجود در رابطه با تعیین ترجیح از قبل معرفی می شود.

^۱ Utopia

^۲ Compromise Solution

^۳ Global Criteria

۱.۲.۳.۵ روش معیار کلی وزن دهی^۱:

یکی از رایج ترین روش های بهینه سازی اهداف چندگانه ترکیب چند تابع هزینه و تبدیل آن به یک تابع هزینه است. یکی از رایج ترین شکل از این روش، جمع نمایی وزن دار می باشد [۱۰۴]:

$$U = \sum_{i=1}^k w_i [F_i(x)]^p, \quad F_i(x) > 0 \quad \forall_i \quad (9.5)$$

که در آن w بردار وزن ها است که توسط تصمیم گیرنده مشخص می شود به طوری که

$$\sum_{i=1}^k w_i = 1, \quad w_i > 0 \quad \text{است. یکی از بسط های رایج از روابط فوق به شرح زیر می باشد:}$$

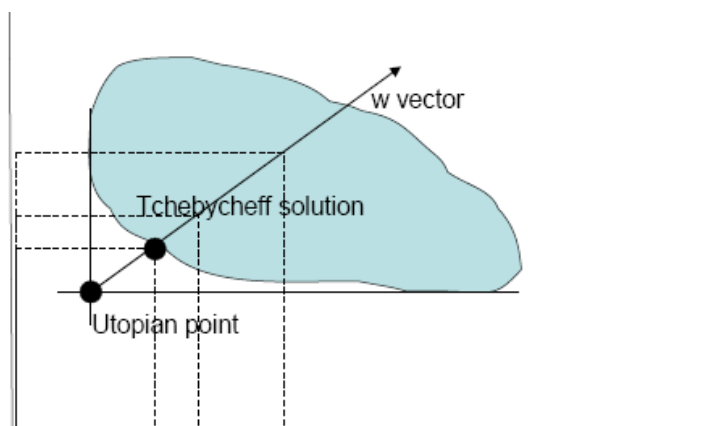
$$U = \left\{ \sum_{i=1}^k w_i [F_i(x) - F_i^0]^p \right\}^{\frac{1}{p}} \quad (10.5)$$

در روابط فوق F_i^0 مقدار کمینه (ایده آل) است. در صورت صفر کردن یک یا چند وزن منجر به ایجاد بهینگی پرتو ضعیف می شود. معمولاً، مقدار نسبی وزن ها انعکاس دهنده اهمیت نسبی توابع هدف است. در واقع در نوع توسعه یافته معرفی شده در بالا، یک تابع فاصله تعریف می شود که هدف کمینه کردن فاصله بین جواب و نقطه ایده آل است. بنابراین این روش معمولاً با نام روش نقطه کمینه^۲ یا روش برنامه ریزی مصالحه ای^۳ نامیده می شود که در آن تصمیم گیرنده بین جواب نهایی و نقطه کمینه مصالحه می کند. جواب روش های معرفی شده در بالا معمولاً به مقدار p بستگی دارد و معمولاً متناسب با مقدار تاکید است که بر روی کمینه کردن تابع معرفی شده دارد.

¹ Weighted Global Criterion Method

² Utopia Point Method

³ Compromise Programming Method



شکل ۱۶.۵ روش نقطه بهینه.

۲.۲.۳.۵ روش جمع وزن دار

این روش رایج ترین روش استفاده شده در مسائل بهینه سازی اهداف چندگانه است [۱۰۴]:

$$U = \sum_{i=1}^k w_i F_i(x) \quad (11.5)$$

البته این روش یک حالت خاص از روش معیار کلی وزن دهی (رابطه) است که در آن $p=1$ است. در صورتی که تمامی وزن ها مثبت باشند، کمینه کردن رابطه فوق منجر به بهینه پرتو می شود. معمولاً وزن ها توسط طراح و بر اساس اهمیت هر تابع مشخص می شود. استفاده از منطق فازی برای مشخص کردن ماتریس وزن در مواردی که اهمیت توابع هزینه واضح نیست، پیشنهاد شده است.

این روش علی رغم سادگی درارای نقاط ضعفی نیز می باشد. انتخاب وزن ها لزوماً قابل قبول بودن جواب بدست آمده را تضمین نمی کند و ممکن است نیاز به مصالحه بین اوزان باشد. ضمن اینکه انتخاب وزن ها به گونه ای که مجموع آن کمینه باشد نیز ممکن است منجر به جواب قابل قبول نشود.

۳.۲.۳.۵ روش لکسیکوگرافیک^۱

در این روش، توابع هدف بر اساس اهمیت مرتب می‌شوند و سپس مسئله بهینه‌سازی برای بهینه کردن توابع مطابق موقعیت در ترتیب مطلوب اعمال می‌شود. در واقع هدف مینیمم کردن تابع $F_i(x)$ مقید به $F_j(x) \leq F_j(x_j^*)$ است که در آن $F_j(x_j^*)$ مقدار بهینه j امین مقدار تابع هدف و j موقعیت تابع به ترتیب اولویت مطلوب است. بعد از اولویت‌بندی توابع هدف، ابتدا مسئله نسبت به تابع هدف اول بهینه‌سازی می‌شود، در صورتی که جواب یکتا باشد، آن جواب نهایی است در غیر این صورت دومین تابع هدف کمینه می‌شود. اثبات می‌شود که جواب استخراج شده از این روش، پرتو است [۱۰۴].

۴.۲.۳.۵ روش مینیمم - ماکزیمم وزن دار^۲

فرمولاسیون این روش مطابق رابطه زیر است:

$$U = \max \{w_i [F_i(x) - F_i^*]\} \quad (۱۲.۵)$$

۵.۲.۳.۵ روش برنامه‌ریزی هدف:

این روش مطابق رابطه زیر به دنبال کمینه کردن انحراف از اهداف مشخص شده از قبل است:

$$\text{Minimize } Z = \sum_{j=1}^N w_j |f_j(x) - T_j| \quad (۱۳.۵)$$

که در رابطه فوق T_j هدف تعیین شده توسط طراح برای j امین تابع هدف است و w_j تعیین کننده ترجیح و اولویت طراح می‌باشد. ضعف اصلی این روش نیاز به اطلاع قبلی از هدف و اولویت‌های آن است.

۶.۲.۳.۵ روش ضرب وزن دار:

برای اینکه توابع با مقادیر مختلف دارای اهمیت یکسان داشته باشد، می‌توان از این روش استفاده نمود.

^۱ Lexicographic

^۲ Weighted Min-Max Method

$$U = \prod_{i=1}^k [F_i(x)]^{w_i} \quad (۱۴.۵)$$

با توجه به روش‌های بیان شده در بالا در مورد روش‌های بهینه‌سازی با تعیین اولویت از قبل، نمی‌توان مشخص نمود که کدام یک از روش‌های فوق نسبت به دیگری ارجحیت دارد. مشکل اصلی این روش‌ها این است که اولاً ممکن است جواب نهایی به تغییرات کوچک یک یا چند وزن حساس باشد به گونه‌ای که تغییر کوچک در یک وزن باعث تغییر در جواب نهایی گردد که علت این مسئله این است که تابع اسکالر که از ترکیب توابع هدف مختلف تشکیل شده است نسبت به وزن‌ها لپشیتز^۱ نیست. از طرف دیگر با توجه به اینکه ترکیب توابع هدف (جمع، ضرب، ...) کمینه می‌شود، مینیمم شدن ترکیب توابع ممکن است در یک تابع هزینه بسیار بزرگ باشد. به عبارت دیگر، اگرچه ممکن است کمینه نمودن ترکیب توابع هزینه منجر به جوابی شود که در جبهه پرتو قرار دارد، اما تعیین وزن توابع هزینه بر اساس اولویت و ترجیح طراح، همواره منجر به کشف جواب بهینه نمی‌شود. برای مثال ممکن است که جوابی انتخاب شده دارای مجموع کمینه باشد ولی در یکی از توابع هزینه مقدار تابع هزینه بسیار بزرگ باشد به گونه‌ای که انتخاب آن جواب طراح را به سمت انتخابی می‌برد که از نظر یکی از معیارها دارای ریسک بالایی است. به همین ترتیب استفاده از این روش‌ها می‌تواند طراح را به انتخاب جوابی هدایت کند که ترکیب هزینه‌ها برای آن‌ها کمینه است ولی در یک تابع هزینه که از نظر طراح اهمیت بالایی داشته است، وضعیت نامناسبی داشته باشد [۱۰۲] و [۱۰۴].

۳.۳.۵ روش‌هایی که اولویت پس از استخراج جواب اعمال می‌شود

روش‌های که اولویت طراح پس از استخراج جواب‌ها اعمال می‌شود اصطلاحاً No preference articulation نامیده می‌شود. در برخی موارد تخمین ترجیح طراح و یا تصمیم‌گیرنده دشوار است و بهتر است که به تصمیم‌گیرنده این اجازه داده شود که جواب را از میان مجموعه پرتو انتخاب کند. در واقع ابتدا مجموع جواب‌های پرتو استخراج شود و سپس جواب نهایی توسط طراح انتخاب گردد. روش استفاده شده برای استخراج نقاط پرتو باید قادر به استخراج کلیه جواب‌های پرتو باشد. در واقع مجموعه

^۱ Lipchitz

پرتو شامل تمامی انتخاب‌های منطقی است که طراح می‌تواند جواب نهایی را از میان آن انتخاب نماید [۱۰۴].

۱.۳.۳.۵ روش اساسی^۱

در این روش پس از استخراج مجموعه پرتو، وزن‌های مربوط به توابه هزینه به صورت اتفاقی تغییر داده می‌شود و مقدار ترکیب (مثلاً مجموع حاصل ضرب وزن‌ها در توابه هزینه) بر اساس وزن‌های مشخص شده بدست می‌آید. نهایتاً کمترین مقدار مجموع تابع هزینه به عنوان جواب نهایی در نظر گرفته می‌شود [۱۰۵].

۲.۳.۳.۵ روش تصمیم‌گیری^۲

در این روش پس از استخراج دسته جواب‌های پرتو، ابتدا تمامی مقادیر توابه هزینه برای قرار گرفتن در محدوده یکسان نرمال می‌شوند به گونه‌ای که همگی در محدوده بین صفر تا یک قرار گیرند. نرمال کردن مقادیر توابه هزینه مطابق رابطه زیر انجام می‌شود:

$$z_{\beta} = \frac{f_{\beta} - f_{\beta, \min}}{f_{\beta, \max} - f_{\beta, \min}}, \quad \beta = 1, \dots, n_{obj} \quad (15.5)$$

در رابطه فوق، $f_{\beta, \min}$ و $f_{\beta, \max}$ به ترتیب مقادیر کمینه و بیشینه تابع هدف f_{β} است. سپس مقادیر نرمال شده مطابق یکی از روابط ترکیب که در بخش قبل معرفی شدند، به یک تابع اسکالر تبدیل می‌شوند:

$$g_{\beta} = w_1 z_1 + \dots + w_{n, obj} z_{n, obj} \quad (16.5)$$

هر کدام از جواب‌های داخل مجموعه پرتو که کمترین مقدار g_{β} را داشته باشد، به عنوان جواب نهایی در نظر گرفته می‌شود.

¹ Basic approach

² Decision Making Methodology

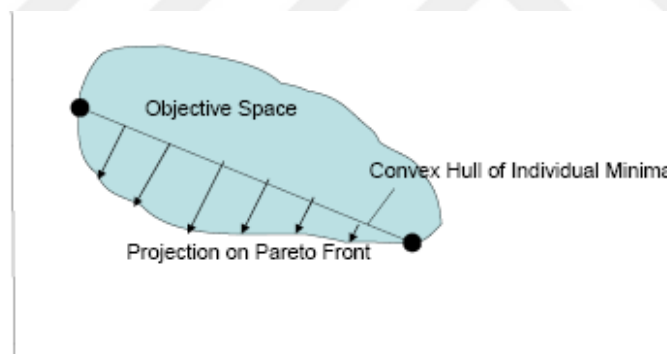
۳.۳.۳.۵ تقاطع مرز نرمال^۱:

در این روش ابتدا نقاط کمینه تابع هزینه در فضای توابع هدف بدست می‌آید. سپس این نقاط را با حل رابطه زیر بر روی جبهه پرتو، تصویر می‌نماییم [۱۰۵]:

$$\begin{aligned} \text{Max } \lambda, \text{ s.t. } \varphi w + \lambda n &= f(x) - f^*, \quad x \in X \\ x_i^* &= \arg \min f_i(x), \quad i = 1, \dots, M \\ f^* &= [f_1(x_1^*) \dots f_M(x_M^*)]' \\ f_i^* &= [f_1(x_i^*) \dots f_M(x_i^*)]' \\ \varphi &= [f_1^* - f^* \dots f_M^* - f^*]' \\ n &= -\varphi [1 \ 1 \dots 1] \end{aligned} \quad (۱۷.۵)$$

در رابطه فوق n بردار نرمال است که به سمت مبدا است و $w = [w_1, \dots, w_m]$ بردار وزن‌هاست که

دارای مجموع یک $(\sum_{i=1}^m w_i)$ است.



شکل ۱۷.۵ روش مرز نرمال.

ایراد اساسی در این روش‌ها (اعمال ترجیح بعد از استخراج جواب‌های پرتو) این است که طراح دارای گزینه‌های زیادی در میان مجموعه پرتو می‌باشد که می‌بایست از میان آن انتخاب نماید. به خصوص اینکه با افزایش تعداد توابع هزینه تعداد گزینه‌های موجود در جبهه پرتو به شدت افزایش می‌یابد تا حدی که ممکن است استخراج جواب مناسب از میان مجموعه جواب‌ها امکان‌پذیر نباشد. استخراج یک جواب که بتواند به طور همزمان هر یک از توابع هدف را بهینه نماید، تقریباً غیر ممکن است.

^۱ Normal Boundary Intersection

۴.۵ استخراج وزن توابع هزینه

برای تعیین وزن‌ها روش‌های مختلفی وجود دارد. می‌توان اکثر روش‌های ارائه شده در این زمینه را بر اساس اطلاعات فراهم شده به دو دسته روش‌های فاعلی^۱ و مفعولی^۲ تقسیم‌بندی کرد. در روش‌های فاعلی وزن‌ها بر اساس ترجیح تصمیم‌گیرنده یا طراح انتخاب و تعیین می‌شوند. روش‌های مفعولی معمولاً وزن‌ها بر اساس اطلاعات و ماتریس تصمیم‌گیری استخراج می‌شود. وزن‌های تعیین شده از طریق روش‌های فاعلی نشان‌دهنده قضاوت طراح است، در صورتی که ممکن است در اثر نبود دانش کافی طراح از جنبه‌ها و پیچیدگی مسئله مقادیر وزن مناسب انتخاب نشود. روش‌های مفعولی با استفاده از مدل‌های ریاضی و عدم دخالت نظر طراح و با استفاده از اطلاعات گزینه‌های مختلف در هر معیار مقادیر وزن معیارهای مختلف استخراج می‌شود [۱۰۶].

در رساله حاضر برای استخراج وزن‌های توابع هزینه از ترکیب تعیین وزن‌ها از دو روش فاعلی و مفعولی استفاده می‌شود. ابتدا در دیدگاه فاعلی با استفاده از آنالیز پرتو وضعیت و بالانس بین وزن‌های مختلف استخراج می‌شود و سپس بر اساس مدل منطقی، وزن‌های توابع هزینه مختلف به صورت فازی تعیین می‌شوند. در گام بعد در دیدگاه مفعولی برای تعیین وزن‌های توابع هزینه از روش آنتروپی استفاده می‌شود. با توجه به وابستگی بین توابع هزینه مختلف از اطلاعات مشترک بین آن‌ها برای استخراج میزان وابستگی و مقادیر توابع هزینه استفاده می‌شود. در نهایت پس از استخراج وزن‌ها از دو روش فاعلی و مفعولی توضیح داده شده در بالا، با استفاده از یک اپراتور فازی مناسب، یک مدل برای ترکیب وزن‌های مختلف در فرایند انتخاب گزینه مناسب از نظر معیارهای مختلف ارائه می‌شود.

۱.۴.۵ تحلیل پرتو بر روی توابع هزینه

در این قسمت بر اساس مفاهیم و روش‌های بیان شده بالا و با توجه به معایب و مزایای هر کدام، برای استخراج وزن‌های مناسب برای توابع هزینه یک روش ترکیبی پیشنهاد می‌شود [۱۰۷].

^۱ Subjective Approches

^۲ Objective Approches

علاوه بر توابع هزینه فوق (هزینه ایمنی، فاصله تا هدف، فاصله تا مانع، موقعیت و سمت نهایی، ...)، توابع هزینه جدیدی شامل تابع هزینه آتش، هیدرولیک و بنزین تعریف می‌شود. در واقع، آسیب به هواپیما (آسیب با بال)، می‌تواند با شرایط اضطراری از قبیل آتش‌گرفتنی بال آسیب‌دیده، کاهش فشار هیدرولیک ناشی از نشت هیدرولیک ایجاد شده از آسیب وارد شده به خطوط و منیفولدهای هیدرولیک یا نشت شدید بنزین همراه باشد. وجود آتش در یک طرف چرخش‌های قابل انجام در پاکت پروازی را محدود می‌کند، کاهش فشار هیدرولیک باعث کاهش فرمان‌پذیری هواپیما می‌شود و کمبود بنزین و نشت شدید بنزین هواپیما را مجبور به نشست سریع در نزدیک‌ترین باند می‌کند. در فصل قبل توابع هزینه مختلف برای اعمال در طراحی مسیر معرفی شدند. در روش پیشنهادی در این فصل ابتدا تمامی توابع هزینه معرفی شده قبلی به اضافه توابع هزینه جدید (آتش، هیدرولیک، بنزین) که در ادامه معرفی می‌شوند، برای اعمال در طراحی توسط یک تابع فازی خطی نرمالیزه می‌شوند. از آنجا که محدوده تغییرات هر یک از توابع هزینه متفاوت است با انجام این فرایند همگی در یک بازه یکسان قابل مقایسه قرار می‌گیرند. تابع خطی فازی استفاده شده در فرایند نرمالیزه به شرح زیر است:

$$J_{\beta} = \frac{J_{\beta} - J_{\beta, \min}}{J_{\beta, \max} - J_{\beta, \min}}, \quad \beta = \text{Cost function} \quad (18.5)$$

که در رابطه فوق $J_{\beta, \min}$ و $J_{\beta, \max}$ به ترتیب ماکزیمم و مینیمم مقدار تابع هزینه در هر گام از بهینه‌سازی در میان ۲۸ انتخاب تکه مسیرهای موجود در همسایگی است. برای مثال، فاصله تا مانع یا عوارض زمینی مطابق روابط فصل قبل به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$d_T = \sqrt{(p_x - x_T)^2 + (p_y - y_T)^2 + (p_z - z_T)^2} \quad (19.5)$$

که در آن (p_x, p_y, p_z) و (x_T, y_T, z_T) به ترتیب موقعیت هواپیما و مرکز مانع در دستگاه اینرسی است. با استفاده از تابع فازی خطی، تابع هزینه به صورت زیر نرمالیز می‌شود:

$$dan_i = \frac{d_T^i - d_{T \min}^i}{d_{T \max}^i - d_{T \min}^i} \quad (20.5)$$

که در رابطه فوق $d_{T \min}^i$ و $d_{T \max}^i$ بیشترین و کمترین فاصله موجود در میان کل تکه مسیرها تا $i-1$ امین مانع است و d_T^i فاصله تا i -امین مانع است. در صورتی که تعداد موانع بیشتر از یک مانع باشد، تابع

هزینه موانع با استفاده از یک عملگر فازی برای کل موانع محاسبه می‌شود. برای مثال، هنگامی که تعداد موانع در محدوده هواپیما ۲ عدد باشد، تابع هزینه کل به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$dan = dan_1 \hat{+} dan_2 = dan_1 + dan_2 - dan_1 dan_2 \quad (21.5)$$

هنگامی که تعداد موانع ۳ عدد باشد، تابع هزینه کل به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$dan = (dan_1 \hat{+} dan_2) \hat{+} dan_3 = (dan_1 + dan_2 - dan_1 dan_2) \hat{+} dan_3 \quad (22.5)$$

بنابراین مطابق توضیحات فوق کل توابع هزینه که در طراحی مسیر مورد استفاده قرار می‌گیرد ابتدا نرمالیز می‌شود و سپس برای استخراج وزن‌های مطلوب با استفاده از روش‌های بهینه سازی با توابع هزینه چندگانه اقدام می‌شود. قبل از پرداختن به این موضوع برخی توابع هزینه جدید مورد استفاده در طراحی مسیر معرفی می‌شود.

۱.۱.۴.۵ تابع هزینه آتش

وجود آتش در هر نقطه از هواپیما اعمال کننده شرایط بحرانی برای هواپیما است. هدف اولیه و اصلی در صورت بروز آتش بر روی هواپیما نشست سریع هواپیما می‌باشد. همانطور که در فصل قبل اشاره شد، افزایش وزن مربوط به هدف منجر به تولید مسیرهای سریع تر و با مانور کمتر به سمت هدف می‌شود. بنابراین در صورت وجود آتش تابع هزینه هدف قسمتی از تابع هزینه آتش قرار می‌گیرد. علاوه بر این، در صورت وجود آتش در یک سمت هواپیما (بر روی بال چپ یا بال راست)، چرخش و سرعت جانبی به آن سمت محدود می‌شود.

برای مثال، در صورتی که آتش بر روی بال چپ وجود داشته باشد، چرخش (داشتن زاویه رول) و سرش جانبی به چپ منجر به گسترش آتش به سمت بدنه می‌شود و برای هواپیما و ادامه مسیر بسیار خطرناک است. با توجه به توضیحات فوق، تابع هزینه آتش تعریف می‌شود:

$$J_{Fire} = w_{fire} [|\beta - \beta_{max}| + |\phi - \phi_{max}|] + w_{P_L} \sqrt{\Delta p_x^2 + \Delta p_y^2 + \Delta p_z^2} \quad (23.5)$$

که در رابطه فوق، β_{max} و ϕ_{max} به ترتیب ماکزیمم مقدار زاویه سرش جانبی و زاویه رول در پاکت پروازی هواپیمای آسیب دیده است و علامت آن بر اساس موقعیت آتش تعیین می‌شود. برای نمونه در

صورت وجود آتش بر روی بال چپ علامت این دو مقدار رول و سرش جانبی مثبت در نظر گرفته می‌شود. به این ترتیب رول زدن با زاویه رول منفی بزرگتر، هزینه بیشتری خواهد داشت.

۲.۱.۴.۵ تابع هزینه هیدرولیک

در صورت افت فشار هیدرولیک کاهش تلاش کنترلی و ممان لولایی سطوح کنترلی در ادامه مسیر بسیار مطلوب است. بسته به شرایط پروازی، مقدار انحراف سطوح کنترلی و تغییرات سطوح کنترلی که منجر به ایجاد مانور می‌شود، معرف تلاش کنترلی است. ممان لولایی سطوح کنترلی به فشار دینامیکی و شرایط پروازی (زاویه حمله) و ویژگی‌های آیرودینامیکی سطح کنترلی بستگی دارد. بنابراین، با توجه به روابط مربوط به ممان لولایی تابع هزینه زیر به عنوان تابع هزینه هیدرولیک در نظر گرفته می‌شود:

$$J_{Hyd.} = W_{Hyd} \sum_{\delta a, \delta e, \delta r} (C_{h_a} \alpha + C_{h_\delta} \delta) * V^2 \quad (24.5)$$

۳.۱.۴.۵ تابع هزینه سوخت

نشت بنزین به خصوص در صورتی که هواپیما دارای مقدار بنزین محدودی باشد، می‌تواند منجر به شرایط اضطراری برای رسیدن به محل نشست مورد نظر گردد. در این شرایط معمولاً خلبان سعی می‌کند با توجه به مقدار سوخت موجود نزدیک‌ترین محل نشست را انتخاب کرده و با طرح کوتاه‌ترین و سریع‌ترین مسیر ممکن فرایند نشست را انجام دهد. بنابراین، در صورت کمبود بنزین و وجود نشستی، پس از انتخاب محل نشست مورد نظر، وزن مربوط به تابع هزینه هدف بزرگ در نظر گرفته می‌شود تا مسیر مورد نظر برای چنین شرایط اضطراری ایجاد شود. بنابراین تابع هزینه مربوط به سوخت مطابق رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$J_{Fuel} = J_{P_L} + J_V \quad (25.5)$$

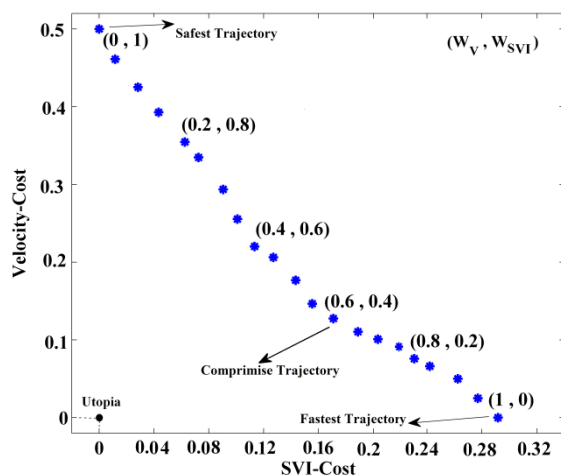
که در رابطه فوق به ترتیب توابع هزینه J_{P_L} و J_V موقعیت هدف و سرعت است.

۴.۱.۴.۵ استخراج جبهه پرتو

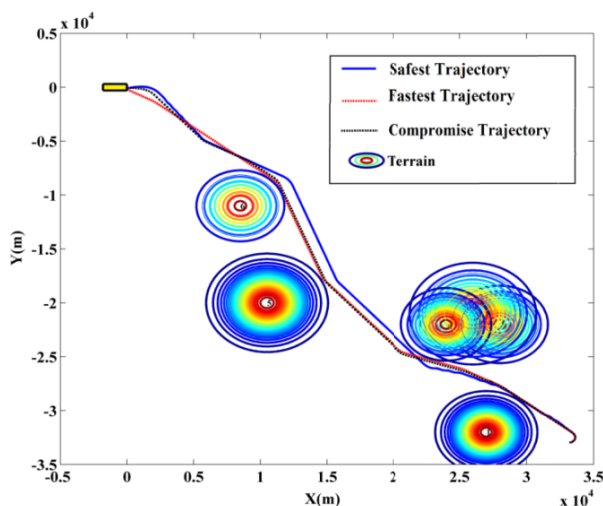
تعیین جبهه پرتو بر اساس تغییر پله‌ای نسبی وزن توابع هزینه به صورت دو به دو انجام می‌شود. در حقیقت، در مسئله بهینه‌سازی با چند تابع هزینه، توابع هزینه دو به دو انتخاب می‌شوند و جبهه پرتو با

تغییر نسبی اوزان توابع استخراج می‌شود. وزن‌های نسبی بین صفر یک تغییر می‌کند. آنالیز پرتو، درک صحیحی از چگونگی تغییر ویژگی‌های معیارهای مختلف برای طراح یا تصمیم‌گیرنده فراهم می‌کند. علاوه بر این می‌تواند در مرحله بالاتر استنباط صحیحی از تعریف مقادیر ماکزیمم و مینیمم برای هر تابع هزینه فراهم نماید [۱۰۷].

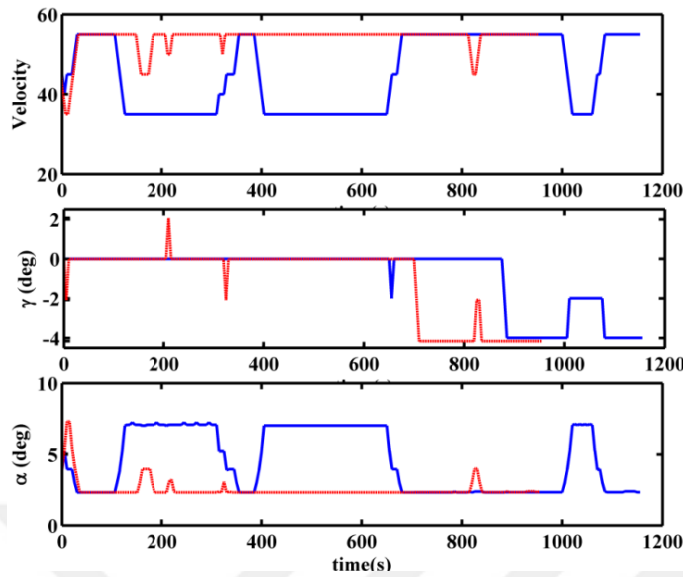
بررسی و آنالیز جبهه پرتو ارتباط و تأثیر متقابل توابع هزینه بر یکدیگر را مشخص می‌کند. در شکل ۱۸.۵، نمودار تابع هزینه ایمنی و تابع هزینه سرعت بر حسب یکدیگر ارائه شده‌است. همانطور که قابل استنباط است، تغییر در اوزان نسبی توابع تبدیل منجر به جبهه پرتو یکنواخت و هم‌بند می‌شود. مسیرهای ایجاد شده با اوزان مختلف برای تابع ایمنی و سرعت در شکل ۱۹.۵ ارائه شده‌است. ایمن‌ترین، سریع‌ترین و حل‌مییانی که در واقع مصالحه بین دو جواب ایمن‌ترین و سریع‌ترین است و در واقع جواب مطلوب در نظر گرفته می‌شود، ارائه شده‌است. جواب مطلوب نقطه‌ای است که در فضای توابع هزینه کمترین فاصله تا نقطه $(0,0)$ را داشته باشد. شکل ۲۰.۵ برخی از متغیرهای حرکتی برای مسیرهای ایجاد شده را نشان می‌دهد. برای مقایسه بهتر از مسیرهای ایجاد شده با وزن‌های مختلف، برخی معیارهای مسیرهای ایجاد شده، در جدول ۲.۵ ارائه شده‌است.



شکل ۱۸.۵ جبهه پرتو سرعت و SVI



شکل ۱۹.۵ مقایسه مسیرهای ایجاد شده.

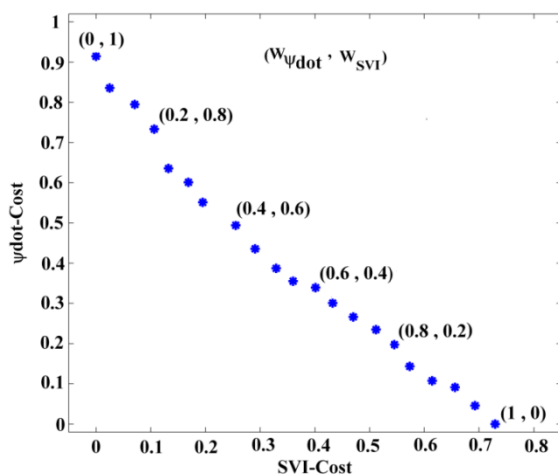


شکل ۲۰.۵ متغیرهای پروازی بر حسب زمان.

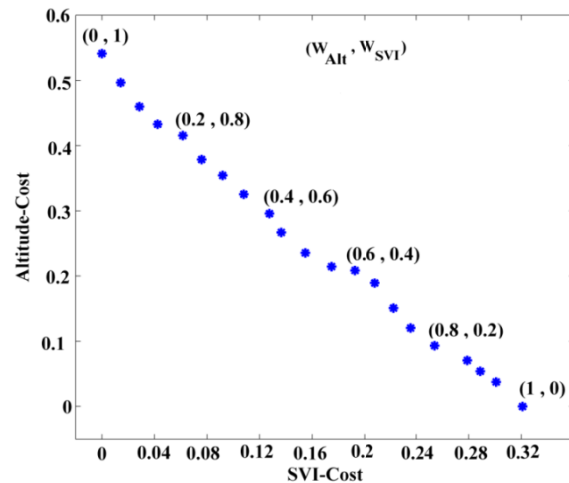
جدول ۲.۵ مقایسه معیارهای عملکردی در مسیرهای مختلف.

TRAJECTORY	Nodes	Time	SVI	Pitch angle Change	Heading Change
$(W_V, W_{SVI}) = (1, 0)$	4756	945	0.69	15	14
$(W_V, W_{SVI}) = (0, 1)$	4861	1164	0.78	24	27
Compromise Solution	4812	1046	0.73	19	18

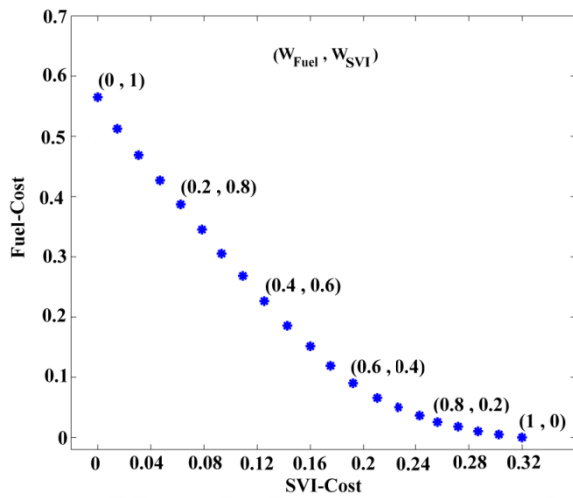
اشکال ۱۹-۲۳، جبهه پرتو برخی توابع هزینه را نشان می‌دهد که تعیین‌کننده ارتباط بین توابع هزینه و محدوده ماکزیمم و مینیمم تغییرات توابع هزینه است.



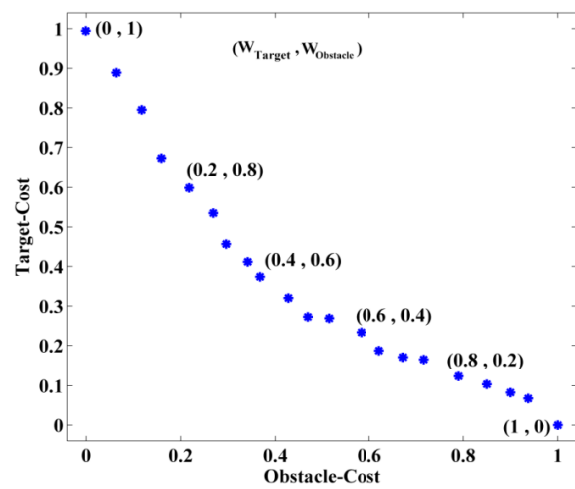
شکل ۲۱.۵ جبهه پرتو نرخ گردش و SVI .



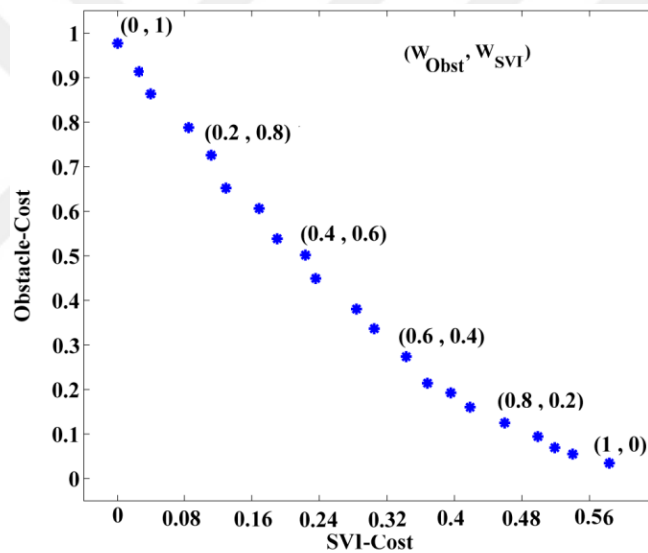
شکل ۲۲.۵ جبهه پرتو هزینه ارتفاع و SVI .



شکل ۲۳.۵ جبهه پرتو هزینه بنزین و SVI

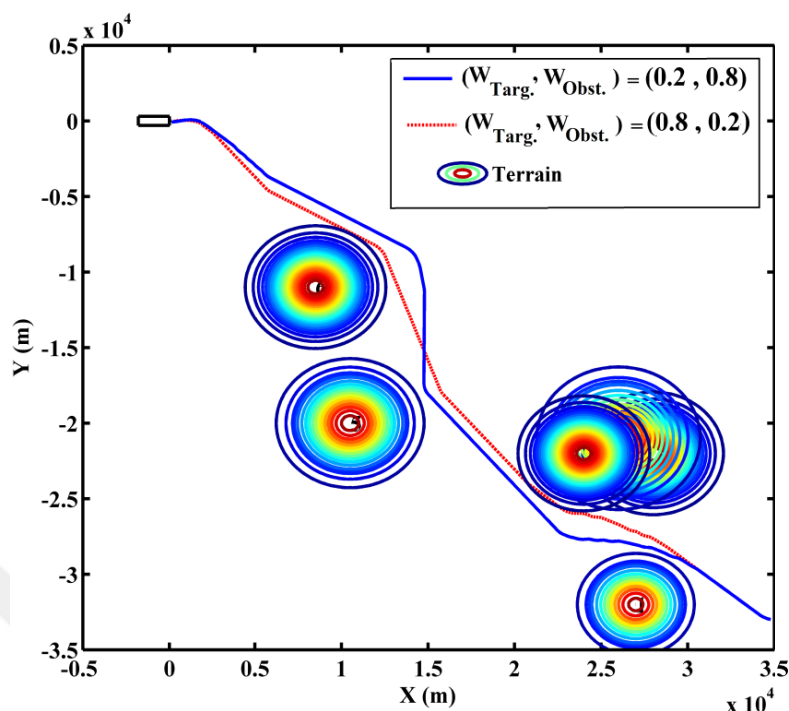


شکل ۲۴.۵ جبهه پرتو هزینه مانع و هدف.



شکل ۲۵.۵ جبهه پرتو هزینه مانع و SVI در ۱۵۰۰ متری مانع.

مسیرهای نشست برای مقادیر مختلف وزنی برای توابع هدف و مانع در شکل ۲۶.۵ نشان داده شده است. با توجه به شکل با بزرگتر شدن نسبی وزن تابع موانع، مسیرهای ایجاد شده از مانع دورتر می‌شوند.

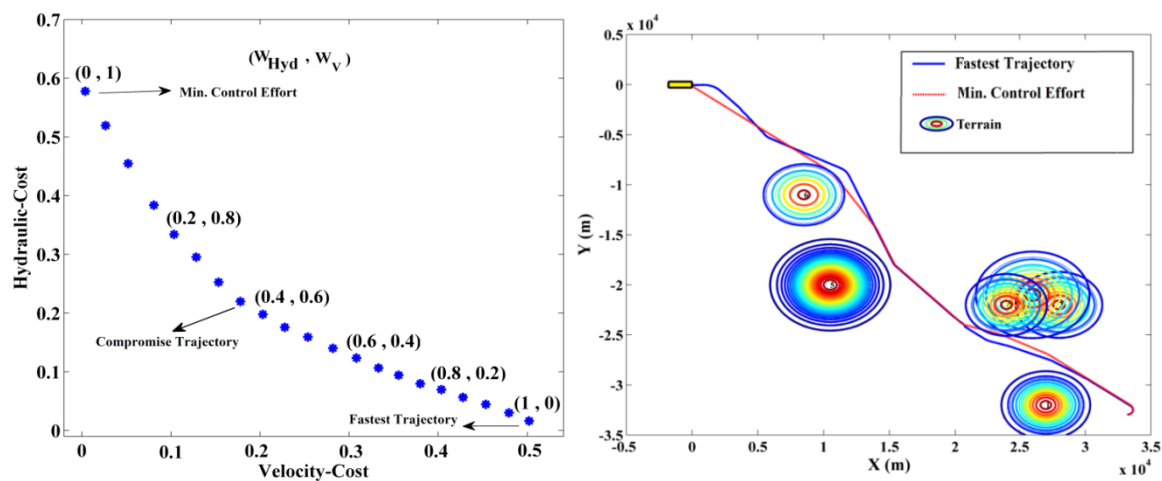


شکل ۲۶.۵ مقایسه مسیرهای ایجاد شده برای وزن‌های مختلف هدف و مانع.

۵.۱.۴.۵ تابع هزینه هیدرولیک

در شکل ۲۷.۵، نمودار پرتو تابع هزینه هیدرولیک بر حسب سرعت ارائه شده است که نشان دهنده کاهش هزینه هیدرولیک با افزایش وزن تابع سرعت است. مسیرهای مرتبط با کمترین تلاش کنترلی $((W_{Hyd}, W_V) = (0, 1))$ و سریع‌ترین مسیر $((W_{Hyd}, W_V) = (1, 0))$ در شکل ۲۸.۵ ارائه شده است. مطابق شکل ۲۹.۵ و شکل ۳۰.۵ مقادیر زوایای سطوح کنترلی و تغییرات آن نشان‌دهنده کاهش نسبی تلاش کنترلی در حالتی است که وزن تابع هیدرولیک بزرگ است.

در جدول ۳.۵، برخی ویژگی‌های مهم مرتبط با هر دو مسیر در طول پرواز مقایسه شده است. همانطور که قابل استنباط است انتخاب وزن‌های هیدرولیک بزرگتر منجر به ایجاد مسیر با مانور و تلاش کنترلی کمتری می‌شود.

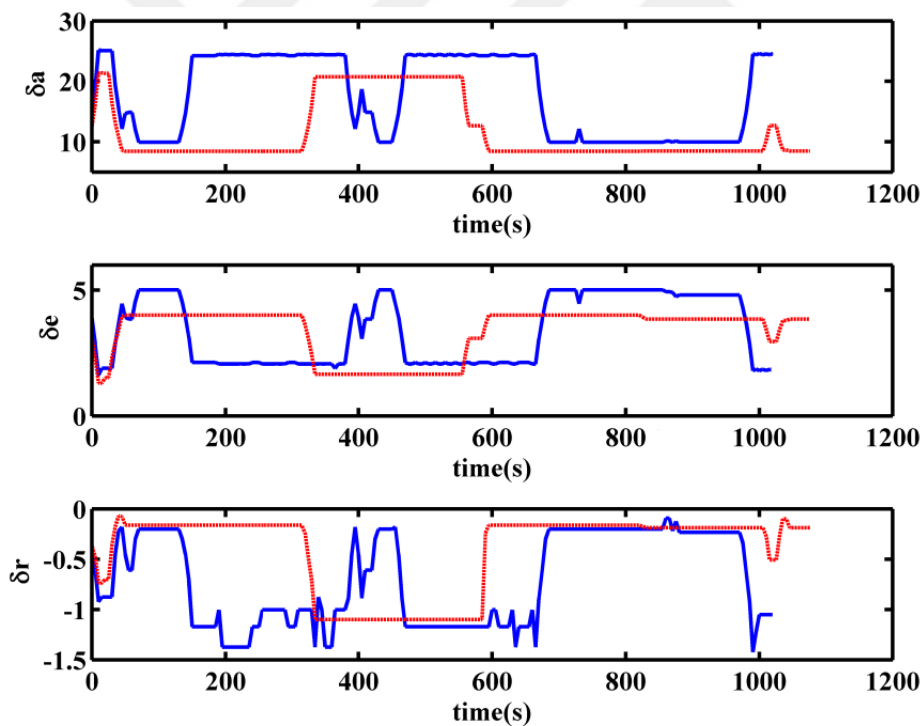


شکل ۲۷.۵ جبهه پرتو سرعت و

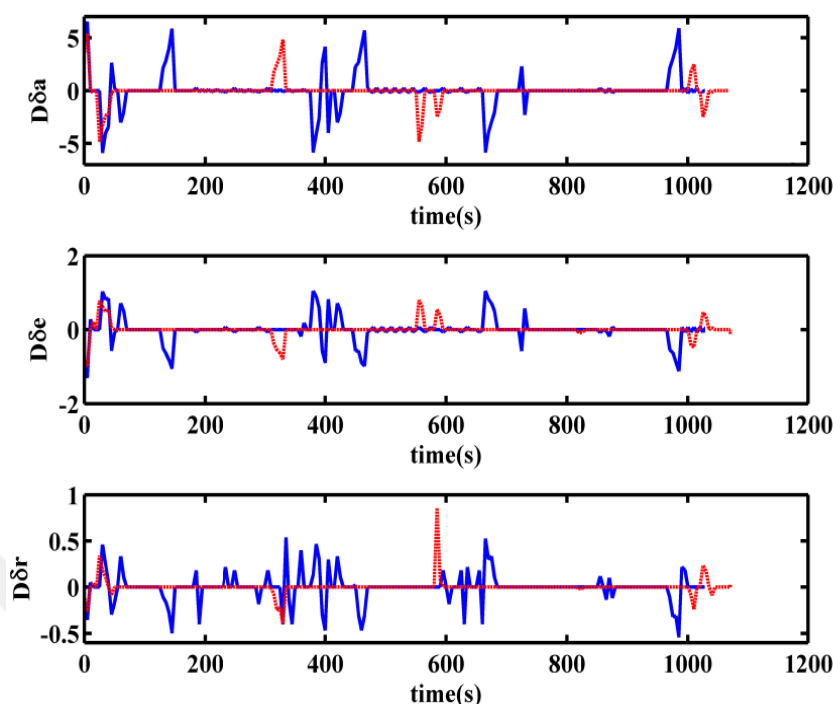
هزینه هیدرولیک

شکل ۲۸.۵ مسیرهای ایجاد شده در وزنهای

مختلف هیدرولیک و سرعت



شکل ۲۹.۵ ورودیهای کنترلی بر حسب زمان.



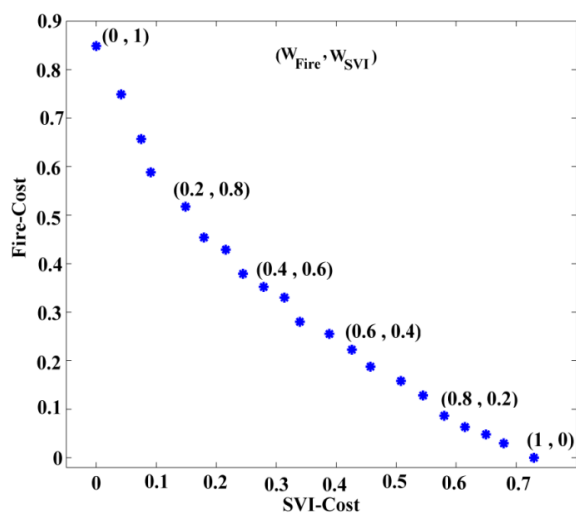
شکل ۳۰.۵ تغییرات ورودی کنترلی بر حسب زمان.

جدول ۳.۵ مقایسه معیارهای عملکردی در مسیرهای مختلف.

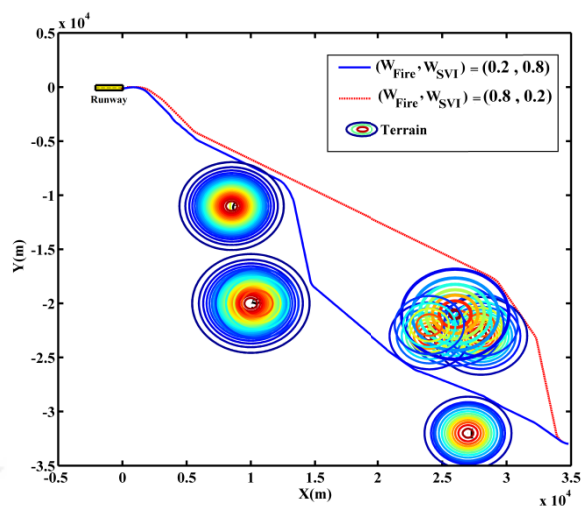
TRAJECTORY	Path Length	SVI	No. Pitch angle Change	No. Heading Change
$(W_{Hyd}, W_V) = (0, 1)$	49246	0.69	15	14
$(W_{Hyd}, W_V) = (1, 0)$	47145	0.78	24	27

۶.۱.۴.۵ تابع هزینه آتش

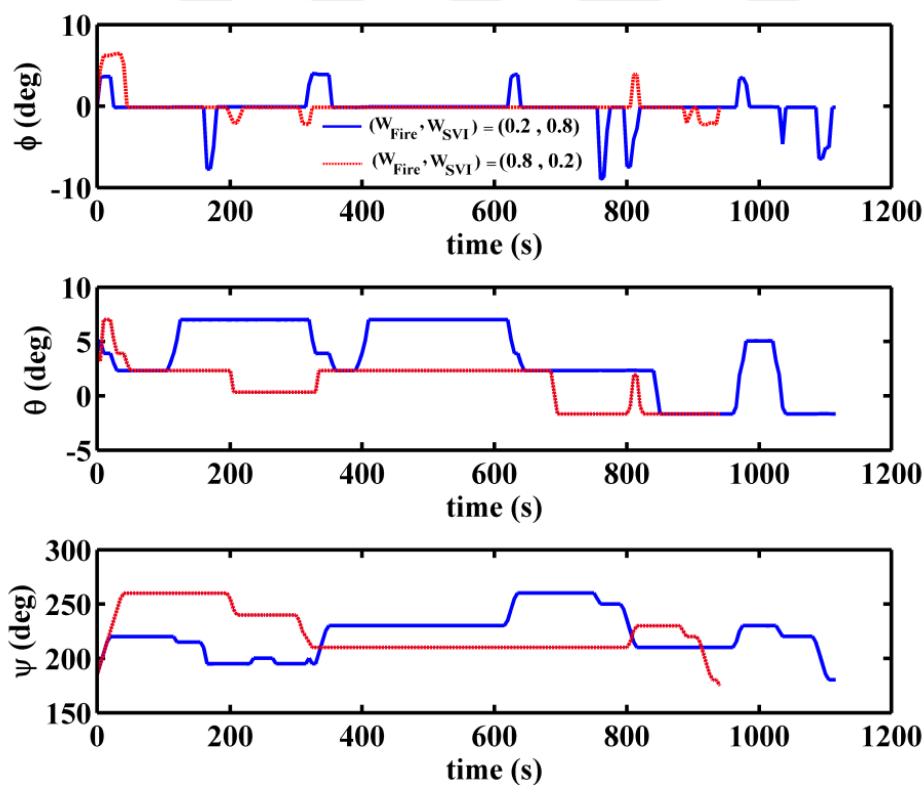
شکل ۳۱.۵، آنالیز جبهه پرتو برای تابع هزینه آتش و ایمنی را نشان می‌دهد. با تغییر وزن مربوط به تابع هزینه آتش از صفر تا یک، تابع هزینه آتش از ۰.۸۵ تا صفر تغییر کرده و از طرف دیگر تابع هزینه ایمنی بین صفر تا ۰.۷۴ تغییر می‌کند. در شکل ۳۲.۵، مسیرهای مرتبط با یک سناریو که در آن بال چپ دچار آتش‌گرفتگی شده است برای دو مقدار مختلف وزنی نشان داده شده است. تغییرات زوایای اوایلر برای دو مسیر استخراج شده در شکل ۳۳.۵ نشان داده شده است. مقادیر زوایای بدست آمده نشان می‌دهد که چرخش به سمت چپ (به سمت بال آتش‌گرفته)، در حالتی که وزن مربوط به آتش بزرگ‌تر است، به شدت محدود می‌شود. اعمال وزن ایمنی بزرگ‌تر زوایای رول منفی بزرگتری ایجاد می‌شود. مقایسه ویژگی‌های دو مسیر در، روشن‌کننده اختلاف بین مسیرها است.



شکل ۳۱.۵ جبهه پرتو برای SVI و آتش.



شکل ۳۲.۵ مسیرهای ایجاد شده در هزینه‌های مختلف آتش و SVI



شکل ۳۳.۵ تغییرات زوایای اویلر بر حسب زمان.

جدول ۴.۵ مقایسه معیارهای عملکردی در مسیرهای مختلف.

TRAJECTORY	Path Length	SVI	Roll angle Range	Mean Roll Angle in flight
$(W_{Fire}, W_{SVI}) = (0, 1)$	49896	0.79	[-9 4.3]	-0.16 Rad
$(W_{Fire}, W_{SVI}) = (1, 0)$	44576	0.64	[-2.4 7.3]	0.47 Rad

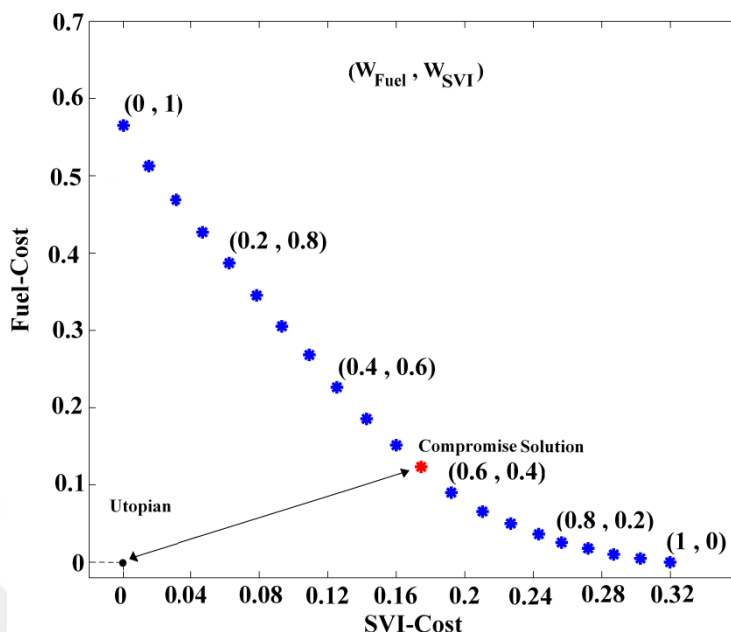
۱.۴.۵ استخراج وزن‌ها بر اساس آنالیز پرتو

برای استخراج وزن‌های مناسب در دیدگاه فاعلی که مقادیر وزنی به نظر طراح بستگی دارد، از آنالیز پرتو استفاده شده در بالا استفاده می‌شود. با استفاده از آنالیز دوبه‌دو توابع هزینه که در بالا بررسی شد، محدوده تغییرات توابع هزینه و تأثیر متقابل آن‌ها بر روی دیگر توابع هزینه قابل استخراج می‌باشد. در نمودارهای پرتو ارائه شده در قسمت قبل می‌توان برای هر جفت تابع هزینه با توجه به معلوم بودن مقادیر وزن‌ها و مقادیر توابع هزینه در هر نقطه، وزن‌هایی که در آن نقطه بهینه (Utopian) اتفاق می‌افتد را استخراج نمود [۱۰۵]. در واقع با این کار وزن‌هایی استخراج می‌شوند که به ازای آن‌ها مقادیر توابع هزینه دارای کمترین فاصله تا نقطه $(0, 0)$ خواهند بود.

برای مثال مطابق شکل ۳۴.۵ نقطه بهینه در فضای توابع هزینه ایمنی و تابع هزینه سوخت به ازای مقادیر وزنی $(W_{Fuel}, W_{SVI}) = (0.4, 0.6)$ بدست می‌آید. بنابراین می‌توان مقدار وزن‌های بهینه را از توابع هزینه دوبه‌دوی تحلیل پرتو استخراج نمود

جدول ۵.۵ مقایسه معیارهای عملکردی در مسیرهای مختلف.

	Path Length	SVI	Roll angle Range	Mean Roll Angle in flight
$(W_{Fire}, W_{SVI}) = (0, 1)$	49896	0.79	[-9 4.3]	-0.16 Rad
$(W_{Fire}, W_{SVI}) = (1, 0)$	44576	0.64	[-2.4 7.3]	0.47 Rad



شکل ۳۴.۵ تغییرات زوایای اوایلر بر حسب زمان.

برای استخراج مقادیر وزن بهینه از روش برنامه‌ریزی مصالحه‌ای مطابق رابطه زیر استفاده می‌شود [۱۰۷]:

$$U = \left\{ \sum_{i=1}^k w_i [F_i(x) - F_i^0]^2 \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (26.5)$$

با توجه به رابطه فوق، بهترین وزن‌ها از نقطه‌ای که در رابطه فوق صدق کند، استخراج می‌شود. با توجه به رابطه بالا، نقطه‌ای که کمترین فاصله تا نقطه ایده‌آل را داشته باشد، به عنوان جواب مصالحه انتخاب می‌شود و وزن‌های مربوطه به عنوان وزن‌های بهینه در نظر گرفته می‌شوند.

با توجه به توضیحات فوق مقادیر وزن بهینه نرمالیزه با توجه به تحلیل پرتو در جدول ارائه شده است.

جدول ۶.۵ وزن‌های استخراج شده از تحلیل پرتو

Weights	W_{Fuel}	W_{SVI}	W_V	W_{Hyd}	W_{glide}	W_{Loc}	W_{VL}	W_{ψ}	W_{Obs}	W_T	W_{Alt}	W_{Fire}
Value	.098	.078	0.1	.081	.073	.087	.082	.07	.065	.059	0.11	.098

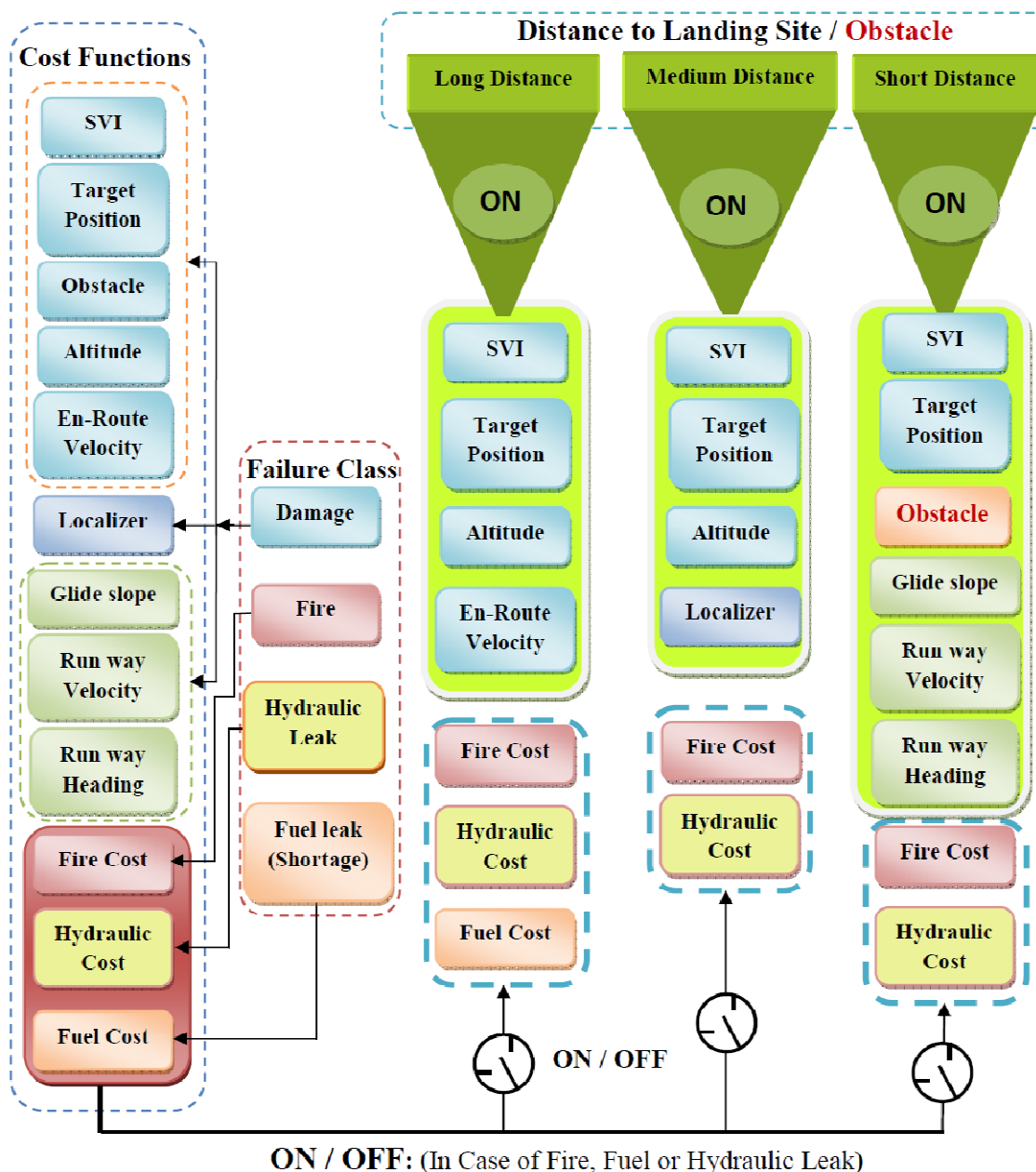
۲.۴.۵ ارائه مدل منطقی توابع هزینه

در این قسمت یک مدل منطقی^۱ برای اعمال توابع هزینه در طراحی مسیر ارائه می‌شود. در این مدل توابع هزینه بر اساس فاصله تا محل نشست، فاصله تا مانع و نوع شرایط اضطراری طبق‌بندی می‌شود. مطابق شکل ۳۵.۵، مدل منطقی شامل مجموعه نواقص (Failure Class) است که بر اساس آن توابع هزینه مختلف تعریف شده است. اعمال مدل منطقی معرفی شده در طراحی مسیر منجر به کاهش تعداد توابع هزینه و استفاده از توابع هزینه تأثیرگذار در هر قسمت از فاز طراحی مسیر می‌شود. کاهش تعداد توابع هزینه منجر به کاهش پیچیدگی محاسبات مربوط به استخراج وزن‌های بهینه و محاسبه تابع هزینه مربوطه می‌شود و بنابراین از طرف دیگر باعث کاهش زمان محاسبه می‌گردد. در واقع یکی از پیچیدگی‌های مسئله طراحی مسیر ارائه شده در این پژوهش، تعدد زیاد توابع هزینه مورد استفاده در طراحی مسیر است که از طریق مدل ارائه شده و تقسیم‌بندی پرواز به فازهای دور، متوسط و نزدیک اعمال توابع هزینه بر اساس یک مدل منطقی کاهش می‌یابد. در فصول قبل انواع توابع هزینه مربوط مجموعه نواقص به آسیب و شرایط اضطراری دیگر همچون آتش، نشت هیدرولیک و سوخت معرفی شدند. توابع هزینه مربوط به آسیب شامل تابع هزینه ایمنی، موقعیت هدف، ارتفاع و سرعت در مسیر، تابع هزینه لوکالایزر، تابع هزینه سرعت در محل نشست، هدینگ در محل نشست و شیب زاویه گلاید می‌شود. توابع هزینه آتش، هیدرولیک و سوخت نیز متناسب با شرایط اضطراری مرتبط تعریف شده است. با توجه به فاصله لحظه‌ای هواپیما تا محل نشست انواع توابع هزینه برای اعمال در طراحی مسیر تقسیم‌بندی می‌شوند. توابع هزینه مربوط به ایمنی، سرعت و ارتفاع پروازی و موقعیت هدف در فواصل دور در طراحی مسیر لحاظ می‌شوند. تابع هزینه مربوط به لوکالایزر در مسافت متوسط و توابع هزینه دیگر که مرتبط با الزامات نشست ایمن است در فواصل نزدیک به محل نشست در طراحی مسیر در نظر گرفته می‌شود. تابع هزینه مربوط به موانع تنها در نزدیکی مانع در طراحی لحاظ می‌شود.

با توجه به اینکه سیگنال‌های مربوط به لوکالایزر در اغلب هواپیماهای تجاری از فاصله ۱۵ کیلومتری و سیگنال‌های شیب گلاید از فاصله ۵ کیلومتری در اختیار هواپیما قرار دارد، در این پژوهش فواصل بیشتر از ۱۵ کیلومتر به عنوان فواصل دور، فواصل بیش از ۵ کیلومتر به عنوان فواصل متوسط و فواصل

^۱ Logic Model

کمتر به باند به عنوان فواصل نزدیک در نظر گرفته می‌شوند. همانطور که بیان شد، تابع هزینه مانع تنها در موقعیت نزدیک به مانع در طراحی لحاظ می‌شود. البته فاصله تا مانع به بزرگی مانع نیز بستگی دارد اما برای داشتن یک حاشیه ایمنی مناسب در این پژوهش فاصله نزدیک برای موانع ۵ کیلومتر در نظر گرفته شده است. در فواصل دورتر از ۵ کیلومتر مقدار تابع هزینه مانع صفر است.



شکل ۳۵.۵ مدل منطقی توابع هزینه.

مطابق مدل منطقی ارائه شده در شکل ۳۵.۵ توابع هزینه مربوط به آتش، هیدرولیک و سوخت در صورت رویداد شرایط اضطراری مربوطه به صورت سوییچ در طراحی مسیر لحاظ می‌شوند. یعنی در صورتی که شرایط اضطراری نامبرده برای هواپیما رخ داده باشد، این توابع هزینه در طراحی لحاظ نمی‌شوند.

۳.۴.۵ روش آنتروپی^۱

در صورتی که مجموعه‌ای از احتمال رویدادها را به صورت $P = \{p_1, p_2, \dots, p_n\}$ داشته باشیم، آنتروپی توزیع P ، به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$H(P) = \sum_{i=1}^n p_i * \log(1/p_i) \quad (۲۷.۵)$$

آنتروپی یک پدیده فیزیکی است که در علم ترمودینامیک مشخص کننده درجه اغتشاش یا بی‌نظمی معرفی می‌شود. Shannon از این مفهوم فیزیکی [۱۰۸] در تئوری اطلاعات برای تعیین وزن نسبی اطلاعات استفاده کرد. وزن دهی بر اساس این روش با استفاده از تعریف ماتریس اطلاعات به شرح زیر انجام می‌شود. ابتدا ماتریس تصمیم‌گیری که هر یک از درایه‌های آن مشخص کننده ارزش هر یک از انتخاب‌ها بر اساس معیار مشخص است، تشکیل می‌شود. در ماتریس تصمیم‌گیری (D) تعداد m انتخاب و n معیار وجود دارند که مقادیر هر درایه مشخص کننده ارزش هر انتخاب بر اساس معیار خاص است:

$$D = \begin{matrix} & \begin{matrix} X_1 & X_2 & \dots & X_n \end{matrix} \\ \begin{matrix} A_1 \\ A_2 \\ \vdots \\ A_m \end{matrix} & \begin{bmatrix} X_{11} & X_{12} & \dots & X_{1n} \\ X_{21} & X_{22} & \dots & X_{2n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ X_{m1} & X_{m2} & \dots & X_{mn} \end{bmatrix} \end{matrix} \quad (۲۸.۵)$$

در گام بعد با توجه به استخراج ماتریس تصمیم‌گیری، p_{ij} که وزن ویژه هر درایه (درایه i -ام) در معیار j -ام است مطابق رابطه زیر محاسبه می‌شود. به عبارت دیگر با انجام این کار مقادیر درایه‌های ماتریس در هر معیار با توجه به مقادیر موجود در معیار (انتخاب‌های دیگر) نرمال می‌شوند.

^۱ Entropy method

$$p_{ij} = X_{ij} / \sum_{i=1}^m X_{ij}, \quad \forall i, j \quad (29.5)$$

آنتروپی ستون j -ام که همان معیار j -ام است با توجه به تعریف آنتروپی به صورت زیر بدست می‌آید [۱۰۸]:

$$E_j = -k \sum_{i=1}^m p_{ij} * \ln(p_{ij}) \quad \forall j \quad (30.5)$$

مقادیر آنتروپی بدست آمده از رابطه فوق در محدوده صفر و یک ($0 \leq E_j \leq 1$) قرار دارند و $k = \frac{1}{\ln(m)}$ است. مقادیر وزن‌های بهینه برای هر معیار بر اساس آنتروپی با توجه به رابطه زیر استخراج می‌شود [۱۰۹]:

$$w_j = \frac{1 - E_j}{\sum_{i=1}^n (1 - E_j)} \quad (31.5)$$

مشاهده می‌شود که در رابطه فوق مقادیر وزن‌ها بین صفر و یک ($0 \leq w_i \leq 1$) و مجموع آن‌ها برابر یک است ($\sum_{i=1}^n w_i = 1$). استفاده از روش آنتروپی و تعیین مقادیر وزن‌ها از این طریق باعث می‌شود تا انتخاب‌های معیاری که دارای اعداد بزرگتری (نزدیک‌تر به یک) هستند، وزن بزرگتری داشته باشند که این امر در استراتژی نهایی انتخاب و تعیین وزن بهینه برای تصمیم‌گیرنده بسیار مفید است. بنابراین بردار وزن‌های تعیین شده بر اساس آنتروپی به صورت $W = (w_1, w_2, \dots, w_n)$ مشخص می‌شوند [۱۰۹].

۱.۳.۴.۵ استخراج وزن‌ها بر اساس اطلاعات مشترک و آنتروپی

در قسمت‌های قبلی انواع تابع هزینه برای اعمال در طراحی مسیر معرفی شد. برخی از توابع هزینه‌های معرفی شده از یکدیگر مستقل هستند و برخی دیگر با برخی اشتراک دارند. مثلاً تابع هزینه آتش با تابع هزینه هدف و یا تابع هزینه هیدرولیک با تابع هزینه سرعت ارتباط دارند. با توجه به استقلال و وابستگی توابع هزینه به یکدیگر برای استخراج اوزان مناسب برای هر یک از توابع هزینه، مقادیر با استفاده از تعریف اطلاعات و همبستگی بین داده‌های ماتریس تصمیم‌گیری اصلاح می‌شود.

اطلاعات دوجانبه اندازه عمومی از وابستگی بین دو مقدار تصادفی است. این تریم در واقع نشان‌دهنده مقدار اطلاعات بدست آمده از x با مشاهده y است. عبارت اطلاعات مشترک^۱ یک معیار مناسب برای شناسایی وابستگی آماری مرتبه بالای غیرخطی بین متغیرها می‌باشد. در صورتی که دو متغیر مستقل از هم باشند، اطلاعات مشترک بین آن‌ها صفر است. در صورتی که دو متغیر به شدت وابسته باشند، برای مثال یکی تابعی از دیگری باشد، اطلاعات مشترک بین آن‌ها بزرگ است. آنتروپی نسبی توزیع مشترک (I) به عنوان اطلاعات مشترک شناخته می‌شود و با توجه به تعریف آنتروپی به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۱۰]:

$$E(X) = -k \sum p(x) \log(p(x))$$

$$I(X, Y) = -k \sum p(x, y) \log\left(\frac{p(x, y)}{(p(x)p(y))}\right) \quad (32.5)$$

از MI تعابیر مختلف دیگری نیز وجود دارد، برای مثال به عنوان اطلاعات ذخیره شده در یک متغیر در مورد متغیر دیگر یا درجه قابلیت پیش‌بینی متغیر دوم با دانستن متغیر اول شناخته می‌شود. کاملاً واضح است که تمامی تعابیر بیان شده به وابستگی و هم‌بستگی مرتبط است. با توجه به تعاریف هم‌بستگی پیرسون^۲ بین دو متغیر تصادفی X و Y به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\rho = \text{cov}(x, y) / (\sigma_x \sigma_y) \quad (33.5)$$

که در آن σ انحراف معیار و cov کواریانس بین متغیرها است. MI وابستگی عمومی را اندازه‌گیری می‌کند و هم‌بستگی (ρ)، وابستگی خطی را اندازه‌گیری می‌کند بنابراین اطلاعات مشترک کیفیت بهتری از وابستگی را نسبت به هم‌بستگی ارائه می‌کند.

در ریاضیات تئوری اطاعات اثبات می‌شود در صورتی که توزیع مشترک بین دو متغیر تصادفی نرمال باشد، MI و ρ مطابق رابطه زیر با هم ارتباط دارند [۱۱۰]:

$$I(x, y) = -1/2 \sum (\log(1 - \rho^2)) , \rho : \text{Correlation} \quad (34.5)$$

^۱ Mutual Information (MI)

^۲ Pearson Correlation

معمولاً برای انتخاب ویژگی‌ها از تابع نرمال شده اطلاعات مشترک استفاده می‌شود که به آن عدم قطعیت متقارن^۱ گفته می‌شود. در واقع این ترم اطلاعات مشترک بین دو متغیر است که توسط جمع آنتروپی آن دو متغیر نرمال می‌شود، بنابراین:

$$SU(x, y) = I(x, y) / (E(x) + E(y)) \quad , \quad 0 \leq SU(x, y) \leq 1 \quad (35.5)$$

بر اساس تعریف ماتریس تصمیم‌گیری نرمال شده (ماتریس $m \times n$ که در آن m تعداد معیارها و n تعداد گزینه‌ها است)، ماتریس $M (m \times m)$ معرفی می‌شود. هر عضو از ماتریس M نشان دهنده اطلاعات نرمال شده (SU) بین معیارهای مختلف می‌باشد. برای مثال $M (1 \times 2)$ نشان دهنده وابستگی بین معیار اول و دوم است. این ماتریس متقارن بوده و تمامی عناصر روی قطر اصلی آن واحد می‌باشد. مقدار عدد صفر در عناصر این ماتریس نشان دهنده استقلال دو معیار از هم می‌باشد. بنابراین با استفاده از تعریف ماتریس M ، وزن‌های هر معیار مطابق رابطه زیر بدست می‌آید:

$$C_j = E_j \sum (1 - \text{sgn}(\rho) M_{kj}) \quad (36.5)$$

که در رابطه فوق E_j آنتروپی j -امین معیار و M_{kj} اطلاعات مشترک بین k -امین و j -امین معیار می‌باشد. با توجه به رابطه فوق، وزن هر معیار از رابطه زیر استخراج می‌شود:

$$W_j = C_j (\sum C_k)^{-1} \quad (37.5)$$

در روابط فوق در صورتی که دو معیار پاد همبسته^۲ باشند ($\rho < 0$) مقدار وزن محاسبه شده از روش فوق به دلیل استفاده از MI بزرگتر می‌شود و در صورتی که دو معیار همبسته ($\rho > 0$) باشند، وزن آنتروپی بدست آمده کوچکتر بدست می‌آید. در واقع با استفاده از فرایند فوق وابستگی بین معیارها در محاسبه وزن‌های معیارهای مؤثر در طراحی مسیر نشست در نظر گرفته شده است [۱۱۰].

۲.۳.۴.۵ محاسبه وزن‌ها با استفاده از مفهوم همبستگی

مطابق فرایند فوق، در این قسمت به جای استفاده از مفهوم آنتروپی (E_j) از انحراف معیار σ_i استفاده می‌شود و از طرف دیگر به جای استفاده از ماتریس $M (m \times m)$ که نشان دهنده اطلاعات مشترک بین

¹ Symmetric Uncertainty

² Anti Correlated

معیارهای مختلف است از ماتریس همبستگی $L(m \times m)$ استفاده می‌کنیم. بنابراین برای استخراج وزن‌های مختلف از روابط زیر استفاده می‌شود:

$$\begin{aligned} C_j &= \sigma_j \sum (1 - L_{kj}) \\ W_j &= C_j (\sum C_k)^{-1} \end{aligned} \quad (38.5)$$

که در رابطه فوق σ_j انحراف معیار j-امین معیار و L_{kj} همبستگی بین k-امین و j-امین معیار می‌باشد [۱۱۱].

۴.۴.۵ تعیین وزن کلی هر یک از توابع هزینه

با توجه به فرایند محاسباتی ارائه شده در بالا، واضح است که روش تعیین وزن آنتروپی یک روش وزن‌دهی هدف‌دار است که وزن معیارها با توجه به ارتباط میان داده‌ها در ماتریس تصمیم‌گیری تعیین می‌شود. اما این روش تعیین ممکن است در مواردی با نظر و قضاوت متخصص متفاوت باشد. اطلاعات موجود در ماتریس شرایط موجود را نشان می‌دهد و نظر متخصص نیز بر اساس تجربه عملی است. بنابراین برای اینکه نظر تصمیم‌گیرنده یا به عبارتی ترجیح متخصص نیز در انتخاب وزن‌ها دخالت داده شود، وزن کل به صورت ترکیبی از وزن آنتروپی و وزن مشخص شده توسط تصمیم‌گیرنده به صورت زیر مشخص می‌شود:

$$w'_j = \frac{w_j \lambda_j}{\sum_{j=1}^m (w_j \lambda_j)} \quad (39.5)$$

در رابطه بالا، مقادیر λ_j وزن‌های مشخص شده برای هر معیار توسط تصمیم‌گیرنده است. بنابراین بردار وزن نهایی بر اساس روش فوق به صورت $W' = (w'_1, w'_2, \dots, w'_n)$ تعیین می‌گردد [۱۱۲].

۱.۴.۴.۵ انتخاب نهایی بر اساس ارزیابی فازی مدل

آنچه در بالا ارائه شد، نحوه تعیین وزن مربوط به معیارهای مختلف بر اساس ارتباط بین داده‌ها و ترجیح طراح می‌باشد. برای مشخص شدن بهترین انتخاب از میان انتخاب‌های موجود و با توجه به معیارهای

مختلف برای انتخاب از تئوری ریاضیات فازی استفاده می‌شود. قبل از توضیح روش استفاده شده، برخی عملگرهای فازی در ادامه معرفی شده است:

عملگر فازی زاده^۱ $(\wedge, \vee)$: $x \wedge y = \text{Min}\{x, y\}$ و $x \vee y = \text{Max}\{x, y\}$

عملگر ضرب-ماکزیم^۲ $(\bullet, \vee)$: $x \bullet y = xy$ و $x \vee y = \text{Max}\{x, y\}$

عملگر جمع احتمالاتی و ضرب^۳ $(\bullet, \hat{+})$: $x \bullet y = xy$ و $x \hat{+} y = x + y - xy$

عملگر جمع محدود و ضرب^۴ $(\otimes, \oplus)$:

$$x \otimes y = \text{Max}\{0, x + y - 1\} \quad \text{و} \quad x \oplus y = \text{Min}\{x + y, 1\}$$

نرم تی^۵ : $T(\mu_A(x), \mu_B(x)) = \text{Min}(\mu_A(x), \mu_B(x))$

نرم اس^۶ : $S(\mu_A(x), \mu_B(x)) = \text{Max}(\mu_A(x), \mu_B(x))$

با توجه به عملگرهای فازی معرفی شده در بالا و با توجه به بردار وزن‌ها (W') و ماتریس تصمیم‌گیری، انتخاب نهایی بر اساس مدل فازی به صورت زیر تعیین می‌شود [۱۱۳]:

$$B = W' \circ D^T = (w'_1, w'_2, \dots, w'_n) \circ \begin{bmatrix} X_{11} & X_{12} & \dots & X_{1n} \\ X_{21} & X_{22} & \dots & X_{2n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ X_{m1} & X_{m2} & \dots & X_{mn} \end{bmatrix}^T = (b_1, b_2, \dots, b_m) \quad (4.5)$$

در عبارت فوق، “ $\circ$ ” مشخص کننده یکی از عملگرهای فازی تعیین شده در بالا است که طراح می‌تواند با توجه به نوع مسئله انتخاب نماید. با توجه به ماهیت مسئله مورد نظر در این رساله برای یافتن

¹ Zadeh Operator

² Max-Product

³ Probability sum and product operator

⁴ Bounded sum and product operator

⁵ T-Norm

⁶ S-Norm

بهترین انتخاب عملگر ضرب-ماکزیمم ($\bullet$, $\vee$) انتخاب می‌شود تا بردار B استخراج گردد. پس از استخراج بردار B برای یافتن جواب نهایی (انتخاب نهایی) از آن نرم تی گرفته می‌شود:

$$A = T(B) = \text{Min}(b_1, b_2, \dots, b_m) \quad (41.5)$$

همانطور که قبلاً نیز اشاره شد، ماتریس تصمیم‌گیری از روی جواب‌های موجود در پرتو انتخاب می‌شوند و سپس عملیات وزن‌دهی بر اساس آنتروپی و ترجیح تصمیم‌گیرنده بر روی آن انجام می‌شود. جواب نهایی نیز مینیمم ضرب فازی بین وزن‌ها و ماتریس تصمیم‌گیری است. تمامی مقادیر موجود در ماتریس تصمیم‌گیری قبلاً به صورت فازی نرمالیزه شده‌اند و در بازه بین صفر و یک قرار دارند.

فصل ششم

طراحی سیستم مدیریت پرواز در شرایط اضطراری



مقدمه

وظیفه اولیه سیستم‌های مدیریت پرواز در هواپیماهای امروزی کمک به خلبان در امر هدایت و کنترل و مدیریت طرح‌های پروازی بر اساس جداول استاندارد و مشاهده وضعیت عملکردی در طول پرواز است به گونه‌ای که فشار کاری خلبان به شدت کاهش یابد. با توجه به تغییرات ایجاد شده در هواپیما در شرایط اضطراری و نیاز به انتخاب و نشست در محل پیش‌بینی نشده و چالش‌های پیش‌روی خلبان برای تصمیم‌گیری سریع و ایمن برای نشست، می‌بایست سیستم مدیریت پرواز نسبت به وضعیت کنونی ارتقا یابد تا بتواند در شرایط اضطراری در انتخاب محل نشست و طرح‌ریزی مسیر ایمن به خلبان کمک نماید. بر همین اساس در این فصل در راستای افزایش ایمنی هواپیما و در چارچوب سیستم مدیریت پرواز، یک الگوریتم جهت انتخاب محل نشست طراحی می‌شود و طرح اینترفیس خلبان^۱ در شرایط اضطراری ارائه می‌گردد. شرایط اضطراری ممکن است در اثر وجود آتش روی هواپیما، نشت هیدرولیک یا بنزین، ایراد در موتور یا یکی از سیستم‌های حیاتی یا آسیب سازه‌ای رخ دهد. برای داشتن یک نشست ایمن در شرایط اضطراری عواملی همچون فاصله زمانی و مکانی تا محل نشست، امکانات باند، موانع موجود در مسیر، شرایط آب و هوایی، آشنایی خدمه با باند، ترافیک در باند و ... در انتخاب محل نشست، تأثیرگذار است. نوع ایراد یا نقص و کلیه عوامل تأثیرگذار ذکر شده، در الگوریتم انتخاب محل نشست لحاظ می‌شود.

اینترفیس یا رابط خلبان یک سیستم ارتباطی بین خلبان و سیستم اتوماتیک پرواز است. خلبان قادر است اطلاعات و هشدارهای لازم در شرایط اضطراری و پیشنهادات سیستم اتوماتیک را از طریق آن دریافت کند و در زمان کم بر اساس پیشنهادات ارائه شده در رابط خلبان و تجربه و دانش خود بهترین تصمیم را اتخاذ نماید. در این پیشنهاد خلبان قادر است مسیر طرح‌ریزی شده را مشاهده کند و از امکان‌پذیر بودن آن اطمینان حاصل نماید. باندها و محل‌های نشست اطراف محل سانحه به ترتیب اولویت، قابل مشاهده بر روی این سیستم است.

^۱ Pilot Interface

۱.۶ سیستم مدیریت پرواز^۱

این سیستم از دو قسمت اصلی، واحد کامپوتر و واحد نمایش گر^۲ (مطابق شکل ۱.۶) تشکیل شده است. سیستم مدیریت پرواز دارای یک پایگاه داده است که شامل عناصر سازنده طرح‌های پروازی و اطلاعاتی همچون نقاط مسیر، خطوط هوایی، فرودگاه‌ها، باندهای پروازی، طرح‌های تقرب به باند و تجهیزات کمک ناوبری رادیویی، داده‌های پروازی، نشان‌دهنده‌های موتور و سوخت و ... می‌شود. طرح‌های پروازی معمولاً بر روی زمین و قبل از پرواز با تایپ یا انتخاب مسیرها از روی داده‌های ذخیره شده مشخص می‌شوند (طرح‌ریزی استراتژیک). همچنین اطلاعات دیگری همچون موقعیت مرکز جرم، وزن سوخت، ارتفاع پرواز کروز و ... قبل از پرواز وارد می‌شود. این سیستم از این اطلاعات برای دادن پیشنهادات بهینه عملکردی در پرواز از قبیل سرعت بهینه، سرعت ماکزیمم مداومت، سرعت ماکزیمم برد، زمان رسیدن تا مقصد، ماکزیمم نرخ صعود و نزول، ارتفاع بهینه پروازی استفاده می‌کند [۱۱۴].



شکل ۱.۶ نمونه نمایشگر سیستم مدیریت پرواز .

^۱ Flight Management System(FMS)

^۲ Control Display Unit (CDU)

این سیستم که مغز مرکزی هواپیما است با سیستم‌های دیگر شامل کلیه سیستم‌های ناوبری، اتوپیلوت و اتوتراتل در ارتباط است. از مهمترین وظایف این سیستم، مدیریت طرح‌های پروازی و پیش‌بینی پروفیل مسیر از نقطه برخاست تا محل نشست است. علاوه بر این خلبان می‌تواند در پرواز به هر دلیل طرح پروازی را اصلاح نماید. پس از اعمال تغییرات بر روی طرح پروازی توسط خدمه پروازی، این سیستم بر روی مسیر اصلاح شده پیش‌بینی مسیر انجام می‌دهد و سپس خدمه پروازی تأثیر این اصلاح را ارزیابی می‌کنند. در بخش پیش‌بینی مسیر محدودیت‌های عملکردی، سوخت، زمان، مسافت، ارتفاع و سرعت در مسیر با توجه به مدل اتمسفر بارگذاری شده بر روی این سیستم، استخراج می‌شود. در صورت رضایت‌بخش بودن آن، مسیر اصلاح‌شده توسط خدمه فعال می‌شود. همچنین اطلاعات موقعیت وسیله بر روی سیستم مدیریت پرواز نشان داده می‌شود. علاوه بر این اطلاعات گرفته شده از سیستم‌های ناوبری مختلف، برای اطمینان از صحت موقعیت وسیله توسط این سیستم جمع‌آوری و مقایسه می‌شود. با توجه به معرفی نقاط مسیر پرواز این سیستم جهت و مسیر مطلوب را محاسبه می‌کند و خلبان به صورت دستی یا خودکار قادر به تعقیب مسیر خواهد بود.

۲.۶ سیستم مدیریت پرواز در شرایط اضطراری

هنگامی که شرایط اضطراری بر روی یک هواپیمای تجاری رخ می‌دهد انتخاب سریع محل نشست اهمیت به سزایی دارد. یکی از سوانح هوایی که اهمیت این موضوع را بیان می‌کند، سانحه هواپیمایی سوئیس‌ایر است. خلبان در پرواز از نیویورک به سمت جنورا با دود در کابین مواجه می‌شود که بلافاصله اعلام شرایط اضطراری می‌کند بعد از چرخش اولیه به سمت بُستون^۱ برج پیشنهاد می‌کند که هواپیما به سمت هالی‌فاکس^۲ تغییر مسیر دهد. بعد از چهار دقیقه که خلبان نزدیک باند هالی‌فاکس شد، متوجه می‌شود که ارتفاع هواپیما بسیار زیاد است و هواپیما نیاز به کاهش ارتفاع دارد. بنابراین پس از اینکه هواپیما از باند هالی‌فاکس جهت تخلیه بنزین و کاهش ارتفاع دور می‌شود، آتش گسترش یافته و برخی از سیستم‌های هواپیما را از کار می‌اندازد و نهایتاً منجر به سقوط هواپیما در آب می‌شود. در صورتی که

^۱ Boston

^۲ Hollyfax

خلبان در ابتدا متوجه شده بود که بهترین محل نشست هالی فاکس است و سپس به سرعت یک مسیر نشست به سمت آن طرح‌ریزی می‌کرد می‌توانست قبل از اینکه آتش به سیستم‌های حیاتی سرایت کند یک مسیر ایمن به سمت محل نشست مناسب طرح‌ریزی کند و هواپیما را به سلامت بنشانند [۱۱۵].

مسئولیت تکمیل یک پرواز ایمن بر عهده‌ی خلبان است. در طول شرایط اضطراری که برای هواپیماهای حمل و نقل هوایی اتفاق می‌افتد، این وظایف و مسئولیت‌ها می‌تواند خیلی سخت، طاقت‌فرسا و چالش برانگیز باشد؛ چراکه فاکتورها و وظایف زیادی هستند که خلبان باید به آن‌ها توجه کند. این وظایف شامل کشف و بررسی خطا در هواپیما و سیستم‌های آن، مشاهده سلامت هواپیما، هماهنگ‌شدن با خدمه‌ی پرواز و برج مراقبت، کنترل هواپیما و تصمیم‌گیری روی یک سری از امور که منجر به یک نشست ایمن می‌شود. حال تمامی این سختی‌ها که از ویژگی‌های ذاتی شرایط اضطراری است، با عوامل استرس‌زای قابل توجهی که شامل خطرات فیزیکی، محیط فیزیکی ناراحت (حرارت، دود، آتش، اغتشاشات صوتی)، حجم زیادی از اطلاعات که باید در نظر گرفته شود و در زمان کمی بر اساس آن‌ها تصمیم‌گیری شود و ... ترکیب می‌شود. به عبارت دیگر خلبان باید در زمان کمی با توجه به قرار گرفتن در شرایط اضطراری، حجم زیادی از اطلاعات سیستم‌های مختلف را در کمترین زمان دریافت و پردازش و سپس بر اساس آن‌ها تصمیم‌گیری نماید. ضمن اینکه خلبان در وضعیتی قرار گرفته است که فشار کاری زیادی نیز متوجه اوست. علاوه بر این ممکن است که عملکرد و خوشدستی هواپیما نیز افت کرده باشد و محدودیت‌هایی را از نظر عملکردی بر خلبان اعمال نماید. بنابراین برای کمک به خلبان در شرایط اضطراری، سیستم مدیریت پرواز می‌بایست نسبت به وضعیت کنونی ارتقا یابد [۱۱۵] و [۱۱۶].

با توجه به مطالب بیان شده در بالا، وجود یک سیستم مدیریت نشست در شرایط اضطراری که بتواند در این شرایط به خلبان در کشف و شناسایی آسیب، تصمیم‌گیری در انتخاب محل نشست مناسب، طرح‌ریزی مسیر به محل نشست مناسب و کنترل هواپیما کمک نماید، ضروری است. در نتیجه محققان به طراحی سیستم‌های مدیریت پرواز که دارای توانایی کمک به خلبان در شرایط اضطراری است، پرداختند

مرجع [۱۲] یک روش کلی اتوماتیک برای تولید مسیر پرواز پس از رویداد نقص (سطح کنترلی قفل‌شده) به محل نشست مناسب ارائه می‌دهد. انتخاب محل نشست بر اساس امکانات موجود در باند و

شرایط آب‌وهوایی انجام می‌شود. در مرجع [۲۰] مشابه با مرجع [۱۲]، طراحی مسیر برای یک هواپیما با آسیب سازه‌ای انجام شده است. در این دو مرجع اگرچه به لزوم وجود سیستم مدیریت در شرایط اضطراری اشاره شده است اما هدف ارائه یک الگوریتم جهت طراحی مسیر نشست به باند انتخابی توسط خلبان است.

در مرجع [۱۱۷] نیاز به تعامل بین خلبان و سیستم طرح‌ریزی خودکار در شرایط اضطراری مورد بررسی قرار گرفته است. در طرح پیشنهادی در این مرجع یک سیستم ارتباطی بین خلبان و سیستم اتوماتیک پرواز به عنوان رابط خلبان در شرایط اضطراری معرفی شده است. در طرح ارائه شده در این مرجع مشخصات مسیر مطلوب به صورت یک لیست از عملکردها در اختیار خلبان قرار می‌گیرد. البته در این طرح، تمرکز بر تعامل بین سیستم اتوماتیک و خلبان است. به طور کلی، در طرح‌های پیشنهادی قابلیت‌های اصلی اضافه شده به سیستم مدیریت پرواز برای مدیریت در شرایط اضطراری شامل: سیستم شناسایی، تولید مسیر و اتوپایلوت است که بتواند در صورت تغییر عملکرد هواپیما خود را تطبیق دهد.

۱.۲.۶ طبقه‌بندی ارتباط بین کاربر و سیستم در سطوح اتوماسیون

سهیم شدن در اطلاعات و همکاری بین انسان و سیستم‌های اتوماتیک به منظور افزایش کیفیت اطلاعات و آگاهی از وضعیت، یکی از اهداف مهم در طراحی اینترفیس است. یکی از نگرانی‌ها در این زمینه چگونگی طبقه‌بندی، فیلترکردن حجم زیادی از اطلاعات فراهم شده توسط سنسورها است تا از این طریق بتوان در زمان کوتاه با وجود عدم قطعیت تصمیم مناسب اتخاذ گردد. سیستم خودکار می‌تواند به سرعت اطلاعات را تقسیم‌بندی و فیلتر نماید و چند تابع هزینه را بهینه‌سازی کند. یک محدودیت واضح در سیستم‌های اتوماتیک هوشمند عدم انعطاف‌پذیری آن‌ها است. با همکاری مؤثر بین انسان و کامپیوتر، آن‌ها می‌توانند راه‌حل‌های بهتری را اتخاذ نمایند. در موارد تصمیم‌گیری به خصوص در سناریوهایی که زمان بحرانی است و خطر مرگ وجود دارد، داشتن یک راه حل خوب، مقاوم و سریع بر راه‌حل‌های زمان‌بر و محاسبات پیچیده که ممکن است بر فرضیات نادرست استوار باشد، ارجحیت دارد [۱۱۸]. در جدول زیر بر اساس تقسیم‌بندی شریدن و وریلانک، سطوح مختلف اتوماسیون به ده سطح مختلف تقسیم‌بندی می‌شود. در سطح یک از سطوح اتوماسیون، کامپیوتر هیچ کمکی به کاربر نمی‌کند و تمامی تصمیمات بر عهده کاربر است. در سطح دهم که سطح اتوماتیک کامل است، سیستم به صورت تمام

اتوماتیک برنامه را اجرا کرده و کاربر را در نظر نمی‌گیرد. به بیان دیگر هر چه از سطح یک به سطح ده می‌رویم سیستم اتوماتیک‌تر شده و دخالت کاربر در امور تصمیم‌گیری و اجرا کاهش می‌یابد [۱۱۹].

جدول ۱.۶ سطوح مختلف اتوماسیون در ارتباط کاربر و سیستم.

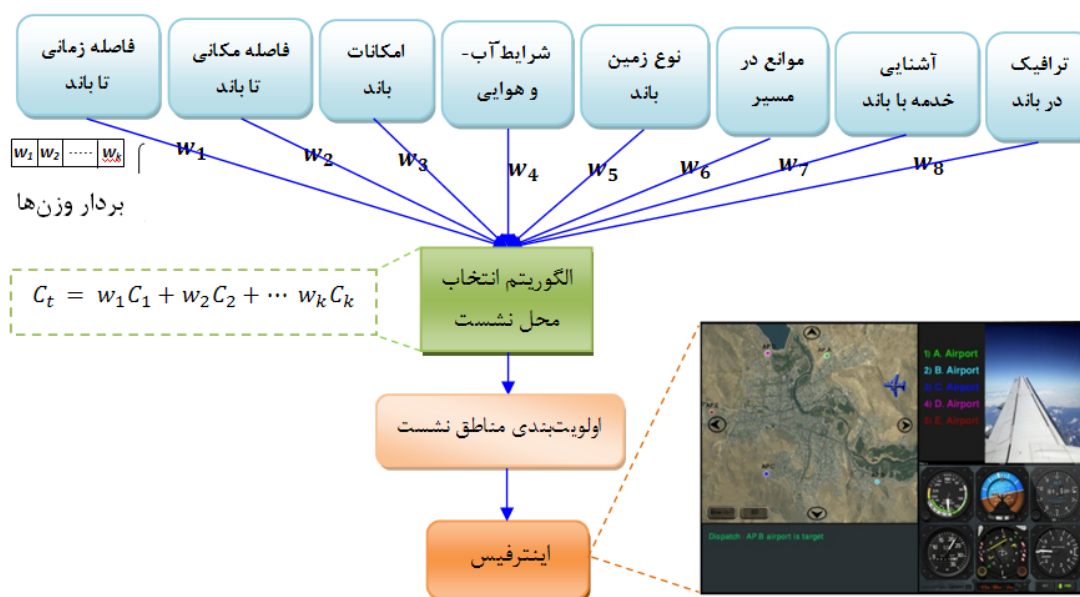
سطح اتوماسیون	توضیح اتوماسیون
۱	سیستم هیچ کمکی ارائه نمی‌کند و خلبان خود تمامی تصمیم‌گیری‌ها و اقدامات را انجام می‌دهد.
۲	سیستم مجموعه‌ی کاملی از تصمیم‌ها و فعالیت‌های را ارائه می‌کند.
۳	محدود کردن انتخاب به کمترین مقدار
۴	پیشنهاد یک راه حل
۵	اجرای پیشنهاد در صورت تایید خلبان
۶	زمان کمی به خلبان جهت رد پیشنهاد داده می‌شود و سپس سیستم به طور اتوماتیک اجرا می‌کند.
۷	تصمیم به صورت خودکار اجرا شود، در صورت لزوم خلبان را آگاه سازد.
۸	تنها در صورت درخواست خلبان نمود به او اطلاع دهد.
۹	فقط زمانی که کامپیوتر تصمیم بگیرد خلبان را آگاه سازد.
۱۰	سیستم کاملاً اتوماتیک بدون در نظر گرفتن خلبان تصمیم‌گیری نماید.

با توجه به سطوح مختلف اتوماسیون، ارتباط بین خلبان و سیستم اتوماتیک از طریق اینترفیس برقرار می‌شود و می‌تواند در فازهای مختلف پروازی، در یکی از سطوح اتوماسیون قرار گیرد. در طراحی اینترفیس سیستم در هر فاز یا مرحله از تصمیم‌گیری پیشنهاداتی به خلبان ارائه می‌کند و خلبان از میان پیشنهادات بر اساس منطق خود یکی از پیشنهادات را انتخاب کرده و سیستم به صورت اتوماتیک پیشنهاد تایید شده توسط خلبان را اجرا می‌نماید. بنابراین بر اساس جدول ۱.۶، روند تصمیم‌گیری در اینترفیس خلبان معمولاً در سطح چهارم یا پنجم قرار می‌گیرد. البته در برخی فازهای تصمیم‌گیری مثلاً دنبال کردن مسیر مطلوب توسط کنترلر، سیستم به صورت اتوماتیک مسیر انتخاب شده را توسط کنترلر دنبال می‌کند و بنابراین در سطح تصمیم‌گیری ده قرار می‌گیرد.

۲.۲.۶ انتخاب محل نشست

پس از شناسایی نقص یا ایراد در هواپیما که منجر به شرایط اضطراری می‌شود، اولین اولویت خلبان انتخاب محل مناسب برای نشست است. البته انتخاب بهترین محل برای فرود هواپیمای سانحه‌دیده به عوامل زیادی بستگی دارد. در واقع الگوریتم انتخاب محل نشست با توجه به اطلاعات دریافتی از شرایط پروازی و نوع نقص و آسیب وارده به هواپیما (اطلاعات از سنسورها و زیرسیستم شناسایی نقص و بررسی سلامت هواپیما بدست می‌آید)، فاصله محل نشست تا محل کنونی هواپیما، شرایط آب‌وهوایی محل نشست به خصوص جهت وزش باد در محل فرود، جهت باند فرود، نوع باند (خاکی، آسفالت و ...) و امکانات شرایط اضطراری موجود در محل نشست (امکانات پزشکی، آمبولانس، آتش‌نشانی، نزدیکی به بیمارستان و ...) بهترین محل برای فرود را انتخاب می‌کند.

در شکل ۲.۶ دیاگرام مراحل و جزئیات انتخاب و اولویت‌بندی محل‌های نشست تا ارائه آن به خلبان نشان‌داده شده است. می‌توان در این زمینه الگوریتم انعطاف‌پذیری طراحی نمود تا با آنالیز محل‌های نشست کاندید در محدوده قابل دسترسی از هواپیما، بهترین محل نشست به خلبان پیشنهاد گردد. البته قبل از بررسی شرایط محل‌های نشست، می‌بایست توانایی هواپیما از لحاظ عملکردی، توانایی پیشران‌ش و سوخت هواپیما مورد بررسی قرار گیرد.



شکل ۲.۶ فاکتورهای تأثیر گذار بر انتخاب محل نشست.

در این تحقیق به منظور تعیین وزن و اهمیت هر یک از فاکتورهای تأثیرگذار بر انتخاب محل نشست، نقص و ایرادات هواپیما در دو دسته شرایط اضطراری، بررسی می‌گردد. این دو دسته شامل شرایط اضطراری که در آن ویژگی‌های عملکردی هواپیما تغییر می‌کند و شرایط اضطراری که ویژگی‌های عملکردی هواپیما تغییر نمی‌کند. برای استخراج اهمیت هر یک از فاکتورهای تأثیرگذار در دو دسته شرایط اضطراری نامبرده از ۲۴ خلبان که همگی در مقام کاپیتان و استاد خلبان بودند، مشارکت به عمل آمد و فرمی مطابق شکل پ.۳ (پیوست) در اختیار آن‌ها قرار داده شد. بر اساس شکل پ.۳ تهیه شده، برای هر یک از فاکتورها وزنی بین صفر تا یک در نظر گرفته می‌شود و سپس مقادیر برای هر یک از فاکتورها نرمالیزه می‌شود. برای استخراج وزن هر یک از فاکتورها نسبت به فاکتورهای دیگر، از رابطه زیر استفاده می‌شود:

$$w_k = \frac{\sum_i^n \left(\frac{scores}{n} \right)}{\sum_i^n \sum_{i_i} \left(\frac{n \cdot scores}{n} \right)}, \quad \sum_i^k w_k = 1 \quad (۱.۶)$$

وزن هر یک از معیارهای معرفی شده با استفاده از داده‌های آماری استخراج شده از شکل پ.۳، از رابطه فوق محاسبه می‌شود. مقدار عددی وزن هر یک از معیارها به طور میانگین نشان‌دهنده اهمیت آن فاکتور از دید خلبان است. با توجه به مقادیر وزن استخراج شده از داده‌های آماری مطابق شکل ۳.۶ و شکل ۴.۶، در هر دو سناریوی (تغییردهنده و غیرتغییردهنده عملکرد) معرفی شده نزدیکی زمانی به محل نشست دارای بیشترین اهمیت از دید خلبان است. پس از آن به ترتیب فاصله زمانی تا باند، شرایط آب‌وهوایی و فاصله مکانی دارای بیشترین اهمیت است. در ایرادات تغییردهنده عملکرد، اهمیت شرایط آب‌وهوایی نسبت به ایرادات غیرتغییردهنده بیشتر است. در هر دو سناریو، نوع باند و ترافیک در محل نشست از کمترین اهمیت برخوردار است. پس از تعیین وزن فاکتورها، باندهای مورد بررسی جهت ارائه به خلبان اولویت‌بندی می‌شوند. برای در نظر گرفتن کلیه فاکتورها و وزن مربوط به آن‌ها از روش "جمع وزن‌دار"^۱ مطابق رابطه زیر استفاده می‌شود.

$$C_t = w_1 C_1 + w_2 C_2 + \dots + w_k C_k \quad (۲.۶)$$

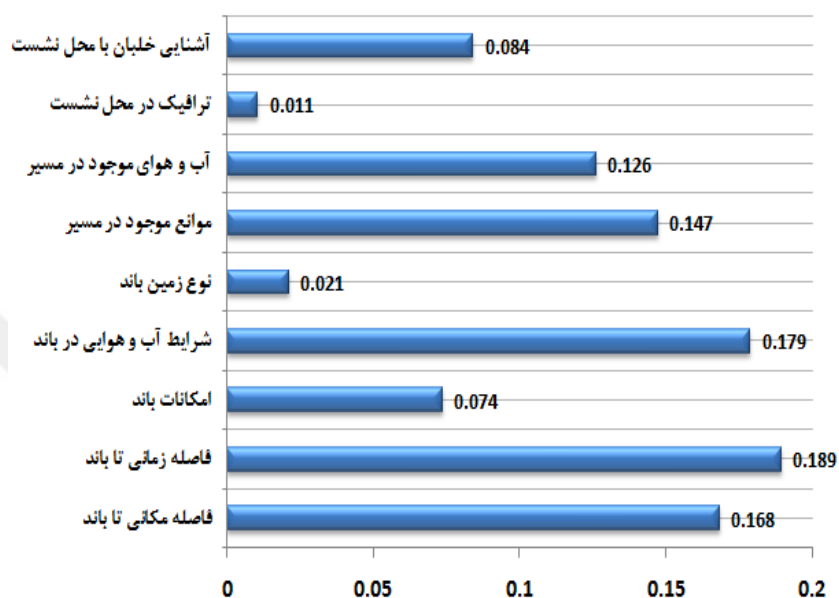
که در رابطه فوق، C_k مقادیر نرمالیز شده بین صفر تا یک است که با توجه به کیفیت فاکتور مورد نظر مشخص می‌شود. در این تحقیق هر یک از معیارهای محل نشست بر اساس اولویت (زیاد، متوسط، کم و ناچیز) تعیین می‌شود. در این بخش برای هر یک از معیارها یک عدد در نظر گرفته می‌شود. اگر اولویت بالا باشد به آن عدد ۳ را اختصاص می‌دهیم ($C_k = 3$)، اگر اولویت متوسط باشد به آن عدد ۲ اختصاص داده می‌شود و عدد ۱ برای کیفیت کم و صفر برای اولویت ناچیز است. پاسخ‌ها براساس مقادیر تعیین شده، جمع می‌شوند و یک مقدار کلی برای هر کدام در نظر گرفته می‌شود. برای نرمال کردن این مقادیر، هر کدام از آن‌ها به مجموع کل نمرات برای تمام معیارها تقسیم می‌شود و رابطه زیر حاصل می‌گردد.

$$C_k = \frac{C_i}{\sum_{i=1}^9 C_i} \quad (3.6)$$

مقادیر w_k نیز مقادیر وزنی مربوط به یک فاکتور است که اهمیت آن فاکتور را نشان می‌دهد. مقادیر وزن‌ها همانطور که قبلاً توضیح داده شد بر اساس میانگین نمرات خلبان طبق رابطه (۳.۶) محاسبه می‌شود. اولویت‌بندی باندها، بر اساس مقدار C_i انجام می‌شود به گونه‌ای که هر چه مقدار آن بیشتر باشد در اولویت بالاتری قرار می‌گیرد. مطابق شکل ۳.۶ در سناریوهایی که عملکرد هواپیما تغییر می‌کند نسبت به سناریوهایی که عملکرد تغییر نمی‌کند، دانش و تجربه‌ی خلبان دارای کارایی کمتری است. یعنی در شرایطی که عملکرد تغییر نمی‌کند (شکل ۴.۶) معمولاً خلبان بر اساس قضاوت و تجربه خویش نزدیک‌ترین باند را انتخاب کرده و به سمت آن تغییر مسیر می‌دهد اگر چه تغییر مسیر را به ایستگاه‌های کنترل زمینی نیز خبر می‌دهد اما در سناریوهایی که عملکرد هواپیما تغییر می‌کند معمولاً خلبان یک مسیر به سمت محل مناسب طرح‌ریزی می‌کند و سپس در ذهن خود امکان‌پذیر بودن مانورهای مورد نیاز را بررسی می‌نماید که البته خلبان در این امر از مشاوره‌های ایستگاه‌های کنترل زمینی و یا کتابچه‌های پروازی نیز کمک می‌گیرد. بنابراین در شرایطی که عملکرد هواپیما تغییر می‌کند وجود یک سیستم کمکی خودکار در داخل کابین بسیار مفید خواهد بود. نتایج حاصل از تحقیقات فوق نشان می‌دهد که اهمیت فاکتورهای مختلف از دیدگاه خلبان بستگی به نوع نقص و ایراد دارد. زمان رسیدن به باند برای هر دو دسته نقص بیشترین اهمیت و نوع باند و ترافیک در محل نشست دارای کمترین اهمیت است. همچنین مشاهده می‌شود که در ایرادات تغییر دهنده عملکرد، خلبان نیاز بیشتری

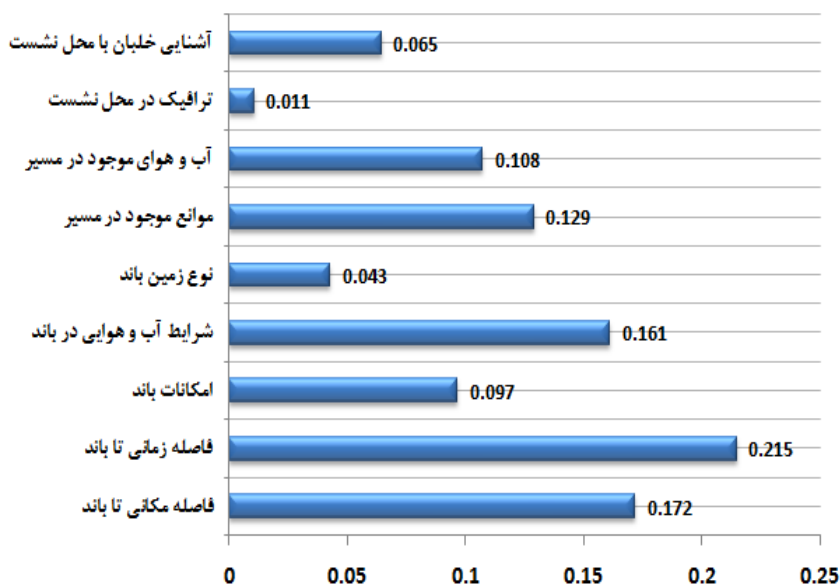
به یک سیستم مدیریت پرواز در شرایط اضطراری و وجود یک الگوریتم جهت کمک در انتخاب محل نشست مناسب، دارد.

ایرادات تغییر دهنده عملکرد



شکل ۳.۶ مقدار وزن ها در ایرادات تغییر دهنده عملکرد.

ایرادات غیر تغییر دهنده عملکرد



شکل ۴.۶ مقدار وزن ها در ایرادات غیر تغییر دهنده عملکرد.

۳.۲.۶ طراحی اینترفیس

با توجه به اینکه در شرایط اضطراری خلبان دچار استرس و بارکاری زیادی است و همچنین ممکن است ایراد به گونه‌ای باشد که منجر به تغییر پکت پروازی هواپیما شده باشد، نیاز به یک ابزار اتوماتیک در داخل کابین جهت کمک به خلبان در شرایط اضطراری کاملاً محسوس است [۱۱۷]. هدف اصلی از طراحی اینترفیس ارائه یک ابزار کمکی در داخل کابین در شرایط اضطراری است، اگرچه در شرایط نرمال این ابزار وظایف متعارف سیستم مدیریت پرواز را انجام می‌دهد.

در شرایط نرمال، اینترفیس همانند شکل ۵.۶ عمل می‌کند. به گونه‌ای که در قسمت «شماره‌ی ۱»، موقعیت هواپیما به صورت جی‌پی‌اس ارائه می‌شود. قسمت «شماره‌ی ۲» محل نمایش تصاویر ارائه شده توسط دوربین‌های نصب‌شده در نقاط مختلف هواپیما است. در این قسمت این امکان برای خلبان وجود دارد که تصویر هر چهار دوربین را بر روی صفحه نمایش مشاهده کند و در صورت نیاز قادر است با لمس تصویر هر یک از دوربین‌ها بر روی آن، تصویر را بزرگ یا کوچک کند. با لمس دکمه بازگشت توسط خلبان که در پایین این قسمت قرار دارد، وضعیت نمایش تصاویر به حالت اولیه بازمی‌گردد. در قسمت «شماره‌ی ۳» پارامترهای کلیدی پرواز نمایش داده می‌شود و نهایتاً قسمت «شماره‌ی ۴» محل نمایش اطلاعات و دستورها و یا هشدارها در شرایط اضطراری است.

کارایی اصلی اینترفیس در شرایط اضطراری است. برای مثال، در صورتی که بال چپ هواپیما دچار آسیب شود، پس از آن که فرآیند کشف و شناسایی عیب انجام شد، اینترفیس به صورت خودکار از حالت اولیه‌ی خود (یعنی زمانی که آسیبی نداریم) جهت مطلع کردن خلبان از ایراد رخ داده، خارج شده و به شکل ۶.۶ درمی‌آید. در قسمت «شماره‌ی ۱» این شکل، شماتیک کلی از نمای بالای هواپیما با نشان دادن محل ایراد یا آسیب با مشخصه‌های رنگ‌بندی خاص آن ایراد، به خلبان ارائه می‌شود. با لمس قسمت «شماره‌ی ۲» قابلیت بزرگ‌نمایی و چرخش دوربین‌ها به سمت محل ایراد (مثلاً آسیب یا آتش‌گرفتگی) فراهم می‌شود. در قسمت «شماره‌ی ۴» پیام‌هایی هشدار و ارائه‌ی مختصات دقیق و نوع آسیب، به صورت نوشتاری نمایش داده می‌شود. قابل توجه است که این مرحله در دومین سطح از جدول ۱.۶ توصیف می‌شود.

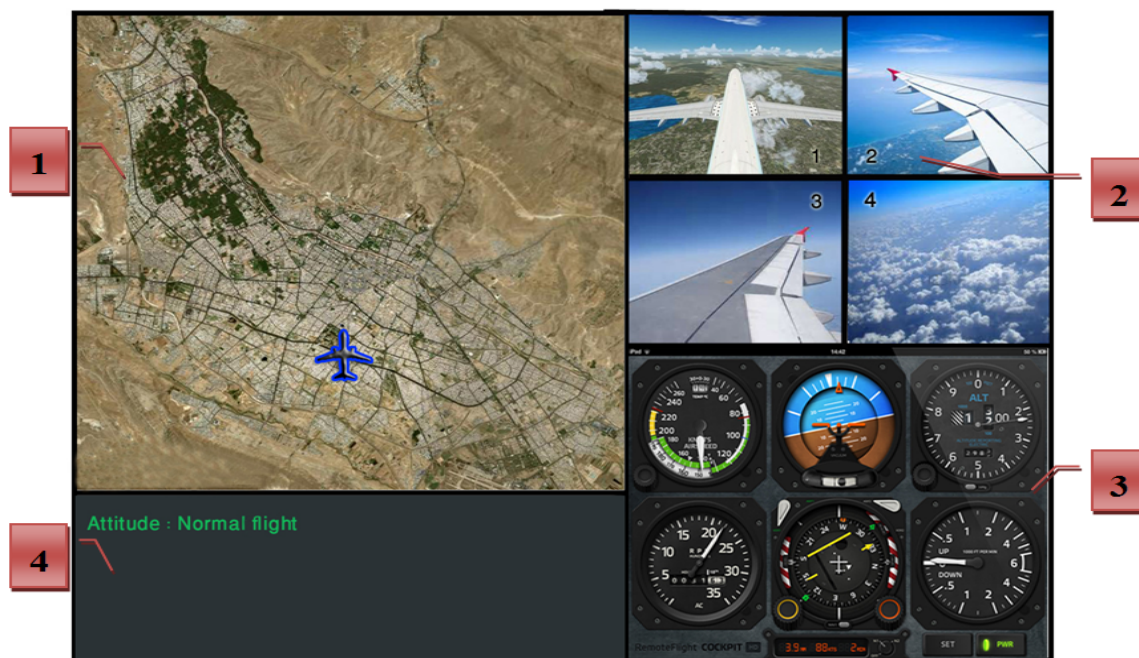
گام بعدی، نشست سریع هواپیما در یک باند مناسب است. خلبان برای مشاهده‌ی محل‌های نشست و همچنین مسیرهای پیشنهادی توسط سیستم، باید دکمه “Suggestion Runway” را لمس کند. با زدن این دکمه، سیستم نزدیک‌ترین باندها را با در نظر گرفتن تمامی شرایط و محدودیت‌های پروازی اعم از مقدار سوخت، درصد آسیب، موانع موجود در مسیر، شرایط آب و هوایی، محدوده‌ها و مسیرهای ممنوعه‌ی پروازی و ... را مطابق شکل ۷.۶ بر روی صفحه اینترفیس به ترتیب اولویت‌بندی ارائه می‌کند [۱۲]. در قسمت «شماره‌ی ۱» باندها و محل‌های نشست پیشنهادی به تفکیک رنگ نمایش داده می‌شود، به گونه‌ای که باند پیشنهاد شده در اولویت اول با رنگ سبز و اولویت آخر با رنگ قرمز ارائه می‌شود. برای آنکه خلبان ترتیب اولویت‌بندی باندها را به صورت یکجا ببیند، باندها بر اساس اولویت در قسمت «شماره‌ی ۲» به صورت نوشتاری ارائه می‌شوند. از طریق اینترفیس، خلبان قادر است، باند مورد نظر جهت فرود اضطراری را انتخاب کند چراکه در طراحی اینترفیس همواره تأکید بر این است که تصمیم‌گیرنده‌ی نهایی در هواپیما خلبان می‌باشد. به عنوان مثال ممکن است خلبان تا کنون تجربه فرود در باندی را که سیستم پیشنهاد کرده‌است، را نداشته ولی مثلاً سابقه نشست در باند AP.C را داشته باشد و خلبان ترجیح دهد باند AP.C را به عنوان اولویت اول جهت نشست انتخاب نماید. طبق جدول شماره ۱ این قسمت از ارتباط بین خلبان و سیستم اتوماسیون در سطح ۴ یا ۵ قرار می‌گیرد.

حال خلبان برای انتخاب محل نشست مورد نظر، باند مطلوب را از صفحه اینترفیس انتخاب می‌کند و با زدن دکمه‌ی Enter سیستم را از تصمیم خود مطلع می‌سازد. در این مرحله خلبان برای داشتن بهترین تصمیم نه تنها از سیستم اتوماتیک کمک می‌گیرد، بلکه از اطلاعات و پیشنهادات ایستگاه زمینی نیز استفاده می‌کند. پیشنهادات یا هشدارها به صورت نوشتاری در قسمت «شماره‌ی ۴» ارائه می‌گردد. پس از انتخاب باند مناسب (مثلاً AP.A) در مرحله‌ی بعد سیستم به طور خودکار با توجه به موقعیت کنونی هواپیما شرایط آب‌وهوایی و موقعیت عوارض زمینی، مسیرها و طرح تقرب‌های مناسب را ارائه می‌کند. البته این سیستم قادر است مسیرهای پیشنهادی را اولویت‌بندی کرده و اولویت‌های خود را با ارائه‌ی رنگ‌ها روی مسیرها پیشنهاد دهد. شمای کلی اینترفیس در این مرحله همانند شکل ۸.۶ است. قسمت «شماره‌ی ۱» مسیرهای پیشنهاد شده را به همراه رنگ‌بندی مسیرها نمایش می‌دهد. قسمت «شماره‌ی ۲» اولویت مسیرهای پیشنهادی را یکجا و به ترتیب از بالا به پایین نمایش می‌دهد.

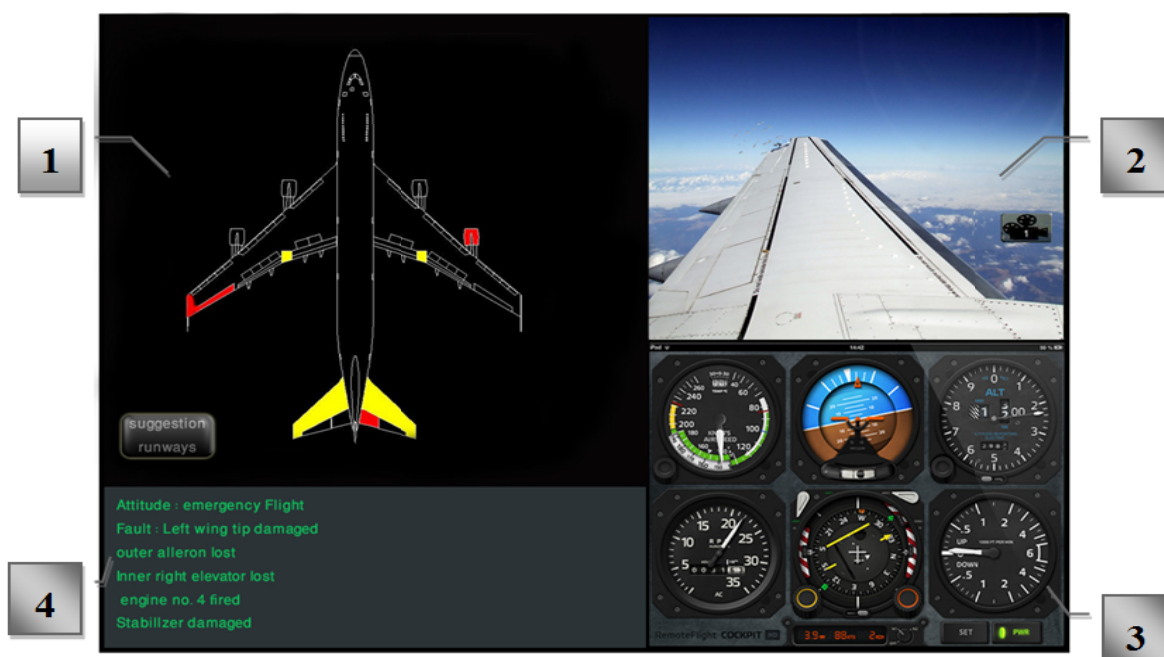
البته باز این امکان برای خلبان وجود دارد که چنانچه در طی مسیر در انتخاب خود تردید کند و یا بخواهد باند دیگری را انتخاب نماید با زدن دکمه‌ی Exit ادامه‌ی مراحل جهت فرود، لغو و به مرحله‌ی قبل ارجاع داده می‌شود تا خلبان باند جدید را انتخاب کند و مرحله‌ی بعد عملی شود. حال همانطور که در بالا بیان شد، در این مرحله با توجه به محل نشست انتخاب‌شده توسط خلبان، مسیرهایی با در نظر گرفتن موقعیت هواپیما و عوارض زمین، بر روی صفحه‌ی اینترفیس با ویژگی‌های گفته شده ارائه می‌گردد. در اینجا باز هم یک یا چند مسیر نیز توسط مرکز پشتیبانی زمینی ارائه می‌شود، که مسیر پیشنهادی آن‌ها به صورت چشم‌کزن است تا با مسیرهای ارائه‌شده توسط سیستم اتوماتیک اشتباه نشود. از آنجایی که سیستم‌ها احتمال خطا در هیچ سیستمی صفر نیست و ممکن است که کلیه عوامل مؤثر در تولید مسیر در نظر گرفته نشده باشد، تصمیم گیرنده نهایی خلبان است. با انتخاب مسیر مناسب توسط خلبان و لمس دکمه‌ی Enter مسیر دلخواه انتخاب می‌شود. در این لحظه خلبان خودکار وارد عمل شده و هواپیما را برای یک فرود اضطراری طبق مسیر انتخاب‌شده هدایت می‌کند. در اینترفیس قسمتی وجود دارد که مشخصات عملکردی مسیر انتخاب شده را در اختیار خلبان قرار دهد و چنانچه به هر دلیلی هواپیما از وضعیت اتوپایلو خارج شد، خلبان بتواند هواپیمای آسیب دیده را جهت فرود به باند مورد نظر هدایت کند (شکل ۹.۶).

همانطور که قبلاً اشاره شد، یکی از اهداف مهم طرح اینترفیس تبادل اطلاعات و تعامل مناسب بین خلبان و سیستم است. بر این اساس چنانچه هیچ‌کدام از مسیرهای فوق، مسیر مطلوب خلبان نباشد، این امکان وجود دارد که خلبان با زدن دکمه‌ی "Way Point" مطابق شکل ۱۰.۶ می‌تواند با لحاظ نمودن مسیر مورد نظر، نقاط مسیر مطلوب را از طریق اینترفیس با لمس صفحه نمایش یا از طریق صفحه کلید تعریف کند و در ادامه جهت تایید، دکمه‌ی Enter را لمس کند. با انجام این کار سیستم، مسیر گذرنده از نقاط مطلوب خلبان را با لحاظ شرایط اضطراری (شرایط عملکردی جدید) هواپیما محاسبه کرده و جهت تایید از طریق صفحه نمایش‌دهنده به خلبان ارائه می‌کند. نکته‌ای که باید به آن توجه داشت این است که در تمامی مراحل قابلیت بزرگ‌نمایی و نمایش سه بعدی وجود دارد. در نهایت خلبان برای تأیید مسیر پیشنهادی خود دکمه‌ی Enter را انتخاب و در ادامه خلبان خودکار وارد عمل می‌شود. در این مرحله نیز همانند بخش گذشته قسمتی در اینترفیس طراحی شده است که نحوه‌ی پیمودن مسیر را به خلبان نشان می‌دهد، تا چنانچه به هر دلیلی هواپیما از وضعیت خلبان خودکار خارج شد، خلبان بتواند

هواپیمای آسیب دیده را جهت فرود به باند مورد نظر هدایت کند. در اینجا باز هم اگر خلبان پس از تأیید مسیر و زدن دکمه‌ی Enter ناگهان تصمیمش عوض شود و بخواهد مسیر دیگری را انتخاب کند، بلافاصله با زدن دکمه‌ی Exit فرآیند متوقف شده و یک گام به عقب ارجاع داده می‌شود تا خلبان، مسیر بهتر و مدنظرش را انتخاب کند. همچنین این امکان برای خلبان وجود دارد که ویژگی هر نقطه از مسیر را که بخواهد، با مکث انگشت خود روی نقطه‌ی مورد نظر ویژگی‌های عملکردی شامل سرعت، ارتفاع، زاویه‌ی پیچ و رول مسیر را به صورت شماتیکی در نمایش‌دهنده مشاهده کند.



شکل ۵.۶ اینترفیس در حالت نرمال پروازی.



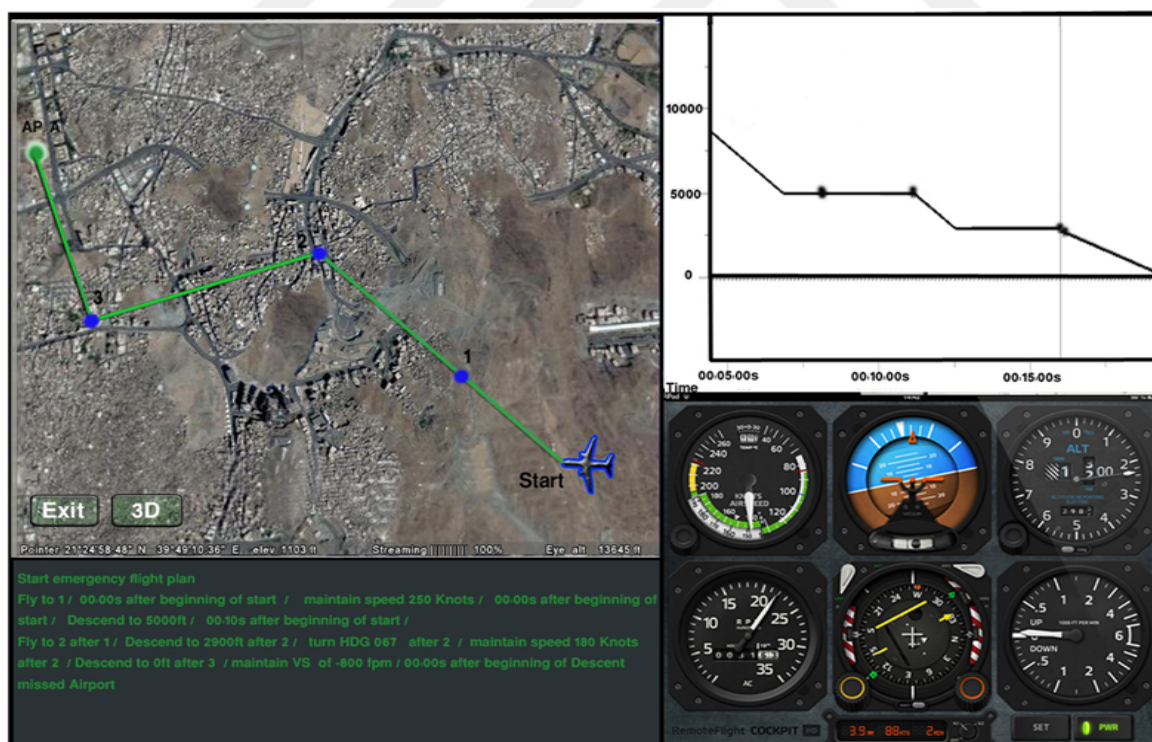
شکل ۶.۶ نمایی از اینترفیس در لحظه رویداد ایراد.



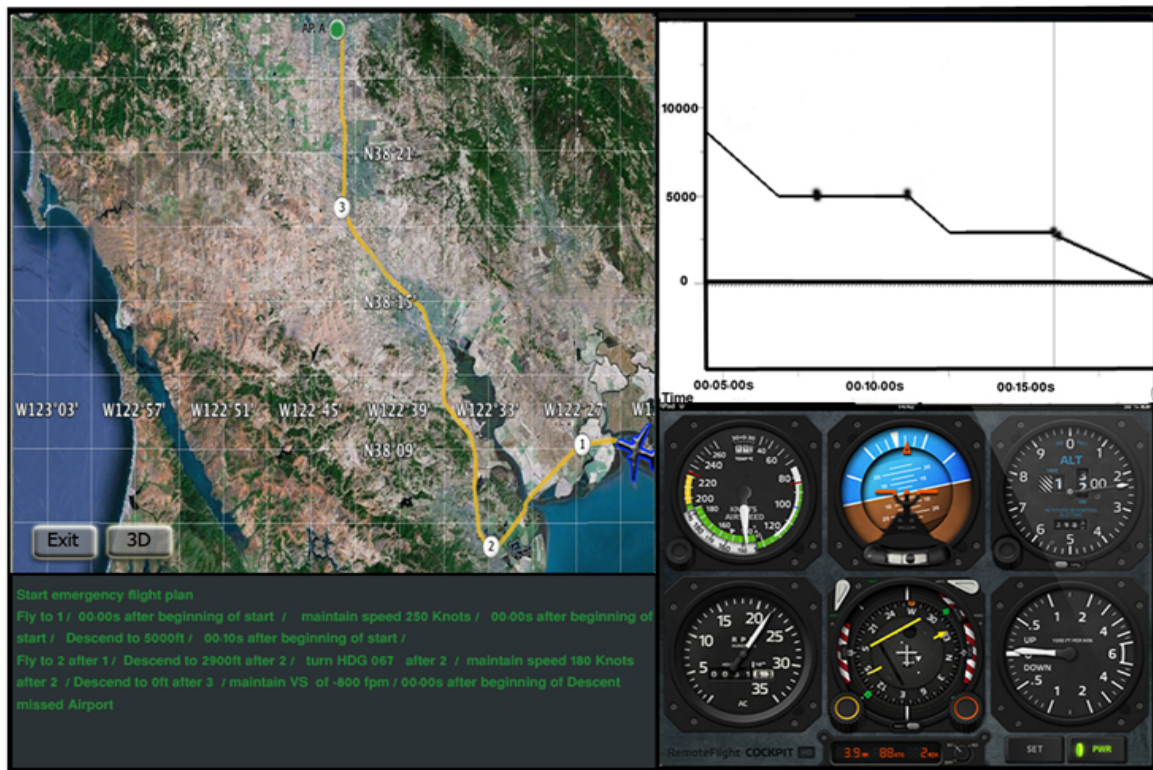
شکل ۷.۶ باندهای پیشنهادی به خلبان بر اساس اولویت.



شکل ۸.۶ مسیرهای پیشنهادی به باند مطلوب بر اساس اولویت.



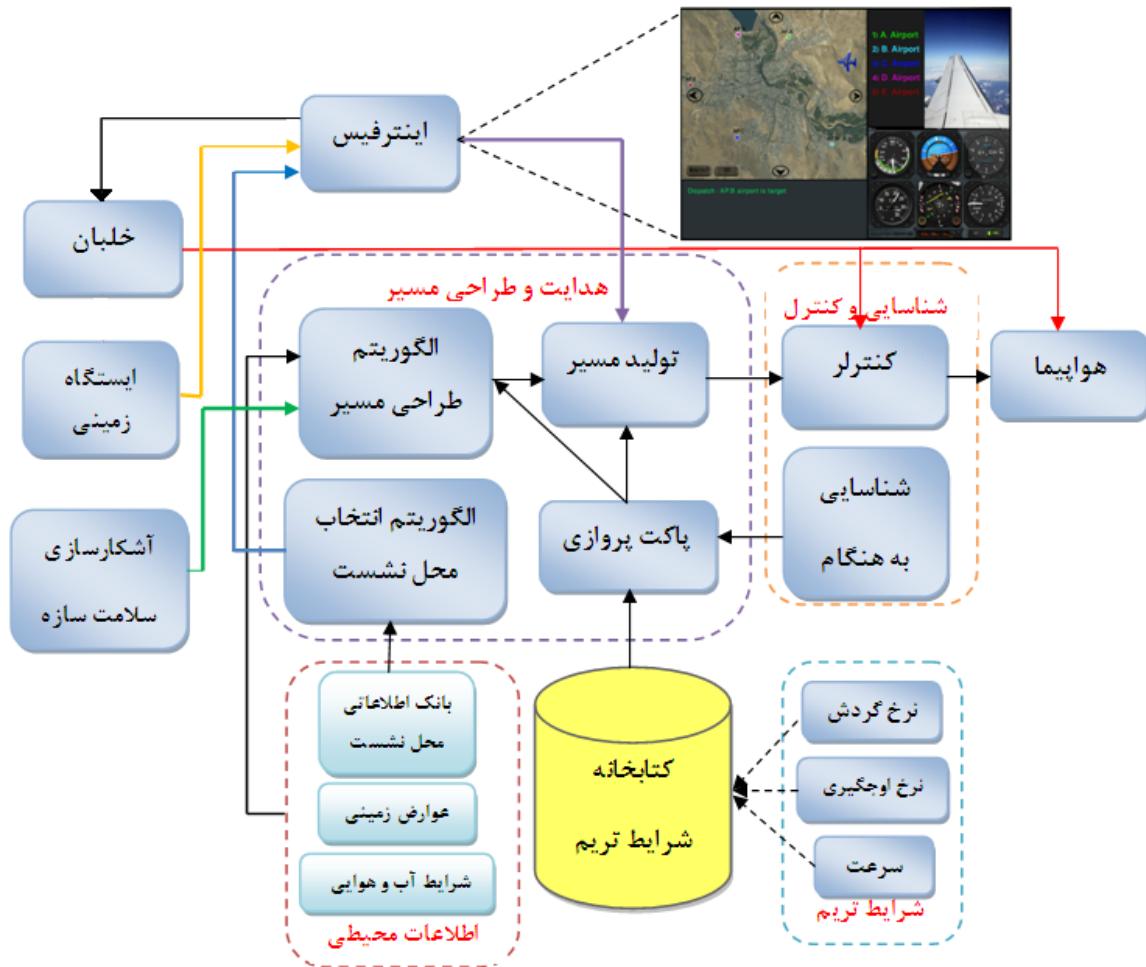
شکل ۹.۶ انتخاب بهترین مسیر پیشنهادی سیستم.



شکل ۱۰.۶ وارد کردن نقاط مسیر توسط خلبان به باند مطلوب.

۴.۲.۶ زیر سیستم‌های درگیر در نشست اضطراری

با توجه به مطالب بیان شده در فصول قبل در مورد مفاهیم مرتبط با بازیابی هواپیمای آسیب‌دیده (لزوم وجود زیرسیستم‌های شناسایی، کنترل و طراحی مسیر نشست) و همچنین نیاز به انتخاب سریع محل نشست مناسب و نحوه تبادل اطلاعات بین خلبان و اینترفیس، بلوک دیاگرام کلی زیر سیستم‌های درگیر در طرح نشست اضطراری و ارتباط آن‌ها به یکدیگر مطابق شکل ۱۱.۶ در این ساختار، ابتدا زیرسیستم کنترل به خلبان کمک می‌کند تا کنترل هواپیما را بدست بگیرد. به خصوص در شرایط آسیب یا ایرادات سازه‌ای، وجود یک کنترلر که پایداری و کنترل اولیه هواپیما را تضمین کند، ضروری است. در همین زمان اطلاعات مربوط به شرایط ترمیم شامل نرخ گردش، نرخ اوجگیری و سرعت هواپیما بر اساس شناسایی به‌هنگام، به عنوان پکت پروازی هواپیما بارگذاری می‌شود. زیرسیستم پکت پروازی هواپیما اطلاعات مربوط به محدودیت‌های کنترلی هواپیما را جهت طراحی مسیر نشست بارگذاری می‌کند.



شکل ۱۱.۶ بلوک دیاگرام کلی زیرسیستم‌های درگیر در نشست اضطراری.

علاوه بر این زیر سیستم کشف سلامت سازه کلیه اطلاعات مربوط به بررسی سلامت سازه را بارگذاری می‌کند و کلیه ایرادات کشف شده از سازه و سیستم‌های هواپیما از طریق اینترفیس به اطلاع خلبان و ایستگاه زمینی (به صورت مخابره پیام) می‌رسد.

از طرف دیگر زیرسیستم مربوط به اطلاعات محیطی، اطلاعات مربوط به محل‌های نشست اطراف و شرایط فیزیکی آن‌ها، اطلاعات مربوط به عوارض زمینی و شرایط آب و هوایی را جمع می‌کند. بنابراین در مدت زمان کوتاهی پس از آسیب در حالی که سیستم کنترل، پایدرای و کنترل هواپیما را بدست گرفته است، کلیه اطلاعات مورد نیاز و تأثیرگذار بر تصمیم‌گیری جهت نشست ایمن بر روی سیستم بارگذاری می‌شود. پس از بارگذاری کلیه اطلاعات محیطی و شناسایی ایراد و استخراج محدودیت‌های جدید، محل‌های نشست مناسب اطراف هواپیما در محدوده برد قابل قبول بر روی سیستم بارگذاری می‌شود.

الگوریتم انتخاب محل نشست با توجه به فاکتورهای تأثیرگذار بر انتخاب محل نشست و نوع ایراد یا نقص رخ داده در هواپیما، محل‌های نشست مطلوب را بر اساس اولویت مشخص کرده و در اختیار خلبان قرار می‌دهد. خلبان بر اساس پیشنهاد اولویت‌بندی شده سیستم و بر اساس تجربه و دانش خود یکی از باندهای اطراف را انتخاب می‌کند. به محض انتخاب باند مطلوب جهت نشست توسط خلبان، زیرسیستم تولید مسیر بر اساس محدودیت‌های عملکردی، موانع موجود در مسیر، شرایط آب و هوایی در مسیر، یک مسیر امکان‌پذیر منطبق با ویژگی‌های عملکردی جدید هواپیما به سمت محل نشست طرح‌ریزی می‌کند. تعقیب مسیر طراحی شده برای هواپیما امکان‌پذیر است چرا که بر اساس دینامیک و محدودیت‌های جدید هواپیما طراحی شده است. پس از طراحی مسیر توسط زیر سیستم طراحی مسیر، سیستم کنترلی به صورت اتوماتیک مسیر مطلوب را دنبال می‌کند.

طراحی سیستم کنترلی که بتواند مسیر مطلوب استخراج شده در مرحله تولید مسیر را دنبال کند، موضوع مورد بررسی در فصل بعد می‌باشد.

فصل هفتم

طراحی کنترلر



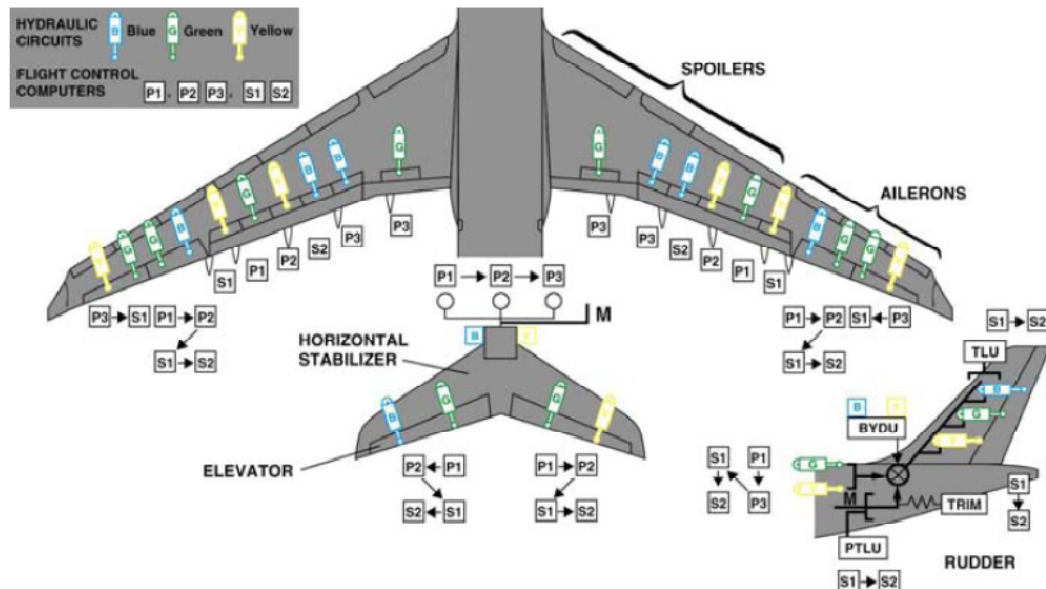
در فصل قبل نحوه طراحی مسیر نشست در حضور آسیب توضیح داده شد. پس از استخراج مسیر مناسب جهت نشست ایمن نیاز است که مسیر طراحی شده برای رساندن هواپیما به باند به نحو مطلوب تعقیب شود. برای این منظور کنترلر طراحی شده باید مجموعه شرایط تریم استخراج شده در طراحی مسیر را تعقیب نماید. کنترلر پیشنهادی در این تحقیق در برابر مقدار مشخصی آسیب بال، اغتشاشات اتمسفر و نویز مقاوم بوده و دارای عملکرد مناسب در تعقیب مقادیر شرایط تریم است. در این فصل پس از بیان مقدمه و بررسی پژوهش‌های مرتبط، فرایند طراحی کنترلر برای تعقیب کردن شرایط تریم مطلوب توضیح داده می‌شود و در نهایت نتایج حاصل از عملکرد کنترلر ارائه می‌گردد.

۱.۷ مقدمه

تمام پیشرفت‌ها و توسعه‌ها در صنعت هوانوردی بر بهبود ایمنی و کاهش ریسک در زیر سیستم‌های حیاتی هواپیما متمرکز شده است. در بسیاری از هواپیماهای تجاری غیرنظامی، سیستم‌های مهم به صورت افزون‌گی چندگانه^۱ طراحی می‌شوند. در هواپیماهای سری جدید بوئینگ و ایرباس از کارافتادن سیستم کنترل بسیار غیرمحتمل است چرا که از سیستم‌های مکانیکی، الکتریکی اضافی ذخیره استفاده می‌کنند. به منظور افزایش ایمنی در هواپیماهای مدرن، از سیستم‌های ذخیره اضافی در کنترل‌ها، سنسورها و پردازنده‌ها استفاده می‌شود. برای کنترل‌ها از سطوح کنترلی با عملگرهای مجزا برای کنترل هواپیما در کانال پیچ، رول و یاو استفاده می‌شود اگرچه استفاده از یکی، الزامات عملکردی هواپیما را برآورده می‌کند. در همین راستا از سنسورهای اضافی که ساخت شرکت‌های مختلفی هستند برای افزایش ایمنی اندازگیری پارامترهای کلیدی پرواز مورد استفاده قرار می‌گیرد. استفاده از چند کامپوتر کنترل که به صورت مجزا کار می‌کنند و برنامه نرم‌افزاری آن‌ها توسط تیم‌های مختلف با زبان‌های مختلف برنامه‌نویسی شده است از دیگر نمونه‌هایی از سیستم‌های ذخیره اضافی می‌باشد که جهت افزایش ضریب ایمنی پرواز و جلوگیری از سانحه در هواپیماهای مدرن مورد استفاده قرار می‌گیرد. در شکل زیر

^۱ Multiple Redundancy

سیستم‌های اضافی ذخیره و سیستم کنترل "پرواز با سیم"^۱ یک هواپیمای ایرباس A340 نشان داده شده است.



شکل ۱.۷ سیستم‌های اضافی چندگانه در هواپیمای ایرباس.

اگرچه استفاده از سیستم‌های اضافی چندگانه ضریب ایمنی سیستم‌های حیاتی و به خصوص سیستم کنترل را افزایش داده است ولی همچنان سوانح هوایی به دلیل رویداد نقص در هواپیما هر ساله منجر به کشته شدن انسان‌های بسیاری می‌شود. علاوه بر استفاده از سیستم‌های اضافی ذخیره، برای جلوگیری از سانحه بسیاری از محققان بر روی روش‌های کنترلی مدرن جهت کنترل هواپیما در صورت ایجاد نقص در سیستم متمرکز شده‌اند.

هواپیما ذاتاً یک سیستم غیرخطی است. سیستم‌های کنترل پرواز متداول از روش جدول‌بندی بهره^۲ برای کنترل هواپیما استفاده می‌کنند. در این روش معادلات حالت هواپیما در شرایط مختلف پروازی خطی می‌شود. برای هر شرایط پروازی یک کنترلر خطی با بهره‌های ثابت طراحی می‌شود به طوری که کارایی مطلوب برآورده شود. بهره‌های همه کنترلرها باید به عنوان تابعی از عدد ماخ و یا فشار

^۱ Fly-By-Wire (FBW)

^۲ Gain Scheduling

دینامیکی جدول‌بندی شوند. در حین پرواز با اندازه‌گیری عدد ماخ و یا فشار دینامیکی و با استفاده از میان‌یابی، بهره‌های کنترلی انتخاب می‌شود. از معایب این روش این است که تحت شرایط پروازی خاص مانند اغتشاش شدید هوا، خطای حسگرها و یا عملگرها، خرابی موتور، و یا آسیب سازه‌ای کارایی خود را از دست می‌دهد. بنابراین در این موارد نیاز به یک کنترلر مقاوم در برابر خطا و یا کنترلی که به سرعت خود را با خطا وفق دهد، احساس می‌شود. در ادامه به نمونه‌هایی از کنترلرهای طراحی شده در مراجع مختلف برای کنترل هواپیما در حضور خطا یا نقص (به خصوص نقص‌های سازه‌ای) اشاره می‌شود.

در اثر آسیب، مشتقات پایداری و کنترل هواپیما به طور قابل ملاحظه‌ای تغییر می‌کند و در نتیجه دینامیک هواپیما نسبت به حالت سالم انحراف زیادی خواهد داشت. همانطور که قبلاً اشاره شد، در سیستم‌های کنترل پرواز متداول که از روش جدول‌بندی بهره استفاده می‌کنند تغییرات در مشتقات پایداری و کنترل با استفاده از لوله پیتو و جداول از قبل آماده‌شده تعیین می‌شود. بنابراین هنگام آسیب این سیستم‌ها به شدت کارایی خود را از دست می‌دهند و توانایی کنترل هواپیمای آسیب‌دیده را ندارند.

در سال‌های اخیر روش‌های کنترل پرواز تطبیقی مختلفی مورد پژوهش قرار گرفته‌اند. کنترل پرواز تطبیقی با داشتن توانایی تطبیق با عدم قطعیت‌های سیستم، امکان برقراری پایداری هواپیمای آسیب‌دیده را فراهم می‌کند. قوانین کنترل تطبیقی را می‌توان به دو روش مستقیم و غیرمستقیم دسته‌بندی کرد. در کنترل تطبیقی مستقیم، پارامترهای کنترلر با استفاده از سیگنال خطای بین دستگاه و مدل مرجع و بدون شناسایی صریح پارامترهای سیستم، به طور مستقیم تنظیم می‌شود. در کنترل تطبیقی غیرمستقیم ابتدا پارامترهای دستگاه شناسایی می‌شود و سپس پارامترهای کنترلر بر اساس این شناسایی تنظیم می‌شود [۱۲۰].

کنترل پرواز تطبیقی مدل-مرجع مستقیم با استفاده از شبکه‌های عصبی مورد علاقه بسیاری از محققین قرار گرفته است. در مرجع [۱۲۱] کیم و کالایز با استفاده از یک شبکه عصبی برون خط وارون تقریبی مدل هواپیما را بدست آورده‌اند. سپس با استفاده از یک شبکه عصبی برخط خطای وارون‌سازی را جبران کرده‌اند. در مرجع [۱۲۲] جانسون و همکاران یک روش تطبیقی برای اصلاح مدل مرجع به منظور جلوگیری از مواجه شدن با اشباع عملگر و محدودیت‌های عملگر ارائه کرده‌اند. در مرجع [۱۲۳] آیدان و همکاران یک روش کنترل تطبیقی با استفاده از شبکه عصبی سلسله مراتبی را ارائه کرده‌اند که از عملگرهای ثانویه مانند نیروی پیشران موتور برای جبران خرابی‌های عملگرهای اصلی استفاده

می‌کند. در تمامی این روش‌های کنترل تطبیقی، تئوری پایداری لیاپانف یک ابزار ضروری برای ساختن قوانین تطبیقی پایدار و مقاوم است.

از طرف دیگر محققین بسیار دیگری روش کنترل تطبیقی غیرمستقیم را انتخاب کرده‌اند. در مرجع [۱۲۲] لمبارتس یک کنترلر پرواز تطبیقی به روش وارون‌سازی دینامیک غیرخطی^۱ طراحی کرده است. سپس با استفاده از یک روش شناسایی دو مرحله‌ای شامل تخمین حالت هواپیما به روش فیلتر کالمن توسعه‌یافته تکراری^۲ و شناسایی مدل ایرودینامیکی به روش حداقل مربعات بازگشتی^۳، پارامترهای کنترلر در زمان واقعی و بلادرنگ تنظیم می‌شود. روش‌های کنترل غیرخطی اخیر امکان کنترل دینامیک غیرخطی هواپیما را در شرایط مختلف پروازی توسط یک کنترلر واحد فراهم می‌سازد. کنترلر به روش وارون‌سازی دینامیک غیرخطی در طراحی سیستم‌های کنترل پرواز در چند سال گذشته بسیار مورد توجه قرار گرفته است. وارون‌سازی دینامیک غیرخطی یک روش مستقیم برای طراحی کنترلر چند متغیره برای سیستم‌های غیرخطی است. این روش در کاربردهای هوافضایی بسیاری مورد استفاده قرار گرفته است. از این روش برای طراحی کنترلر به خصوص در رژیم‌های پروازی به شدت غیرخطی همانند استال استفاده شده است. روش تنظیم بین مدل‌های چندگانه، برای اولین بار در اوایل دهه ۱۹۹۰ ارائه شد. این روش بر اساس تعداد محدود از مدل‌های سیستم به ازای عیب یا ایراد مختلف تعیین شده از قبل می‌باشد. در مرجع [۵۶]، با استفاده از روش کنترل تطبیقی غیرمستقیم و استفاده از شبکه عصبی و استخراج شرایط تریم هواپیما به صورت تحلیلی، برای هواپیما با آسیب بال کنترلر نرخ‌های زاویه‌ای طراحی شده است.

هدف اصلی در این فصل طراحی یک اتوپایلوت غیرخطی برای هواپیمای آسیب‌دیده (با فرض ثابت بودن میزان آسیب و عدم پیشروی آن) جهت تعقیب مقادیر تریم مطلوب (V, ψ, γ, β) است. در واقع، با توجه به اینکه مقادیر سرعت، نرخ گردش، زاویه مسیر و سرش جانبی توسط زیر سیستم طراحی مسیر در هر لحظه از مسیر مشخص می‌شود، تعقیب مقادیر مطلوب منجر به رسیدن به محل نشست مطلوب

^۱ Nonlinear Dynamic Inversion (NDI)

^۲ Iterative Extended Kalman Filter (IEKF)

^۳ Recursive Least Square (RLS)

می‌شود. در واقع در صورت تعقیب مطلوب متغیرهای V, ψ, γ, β ، هواپیما مسیر طراحی شده توسط الگوریتم طراحی مسیر را تعقیب می‌کند و با طی یک مسیر ایمن و امکان‌پذیر به سلامت به محل نشست می‌رسد. پیچیدگی طراحی کنترلر مورد نظر را می‌توان از چند دیدگاه مورد بررسی قرار داد.

تعقیب کردن ورودی‌های مطلوب در هر دو کانال طولی و عرضی به گونه‌ای که کل پакت پروازی هواپیما را پوشش دهد، مستلزم طراحی کنترلر غیرخطی چند ورودی و چند خروجی است. همانطور که قبلاً نیز اشاره شد، در طراحی مسیر هواپیمای آسیب‌دیده به ازای درصدهای مختلف آسیب از صفر درصد تا ۴۰ درصد بال شرایط تریم هواپیمای به ازای هر ۵ درصد آسیب بر روی کامپوتر هواپیما ذخیره می‌شود. بنابراین با توجه به بانک اطلاعاتی ذخیره شده بر روی هواپیما، کنترلر مورد نظر می‌بایست در برابر ۲.۵ درصد آسیب (بال) مقاوم باشد. با توجه به خطای موجود در شناسایی برای شناسایی میزان آسیب در بال در این پژوهش میزان مقاوم بودن در برابر آسیب، ۵ درصد در نظر گرفته می‌شود. علاوه بر این در پرواز با عواملی همچون اغتشاشات خارجی (اغتشاشات اتمسفر) و نویز بر روی سنسورها مواجه هستیم. با توجه به مباحث فوق، مقاوم بودن کنترلر طراحی شده در برابر اغتشاشات، نویز و تغییر در ضرایب آیرودینامیکی به ازای ۵ درصد آسیب بدیهی به نظر می‌رسد. همچنین از آنجا که مدل آیرودینامیکی (ضرایب آیرودینامیکی) به ازای هر ۵ درصد آسیب تغییر می‌کند، نیاز است که به ازای هر ۵ درصد آسیب یک مدل استخراج شود و برای مقادیر میانی آسیب، میانبایی کنیم. تغییر مدل در مباحث کنترلی با نام تنظیم بین مدل‌های چندگانه^۱ شناخته می‌شود. علت انتخاب میزان ۵ درصد آسیب به حاشیه پایداری سیستم حلقه بسته مرتبط است که در قسمت معیار اختلاف^۲ توضیح داده می‌شود.

با توجه به مطالب فوق، در این فصل به طراحی یک کنترلر غیرخطی مقاوم با تنظیم بین مدل‌های چندگانه پرداخته می‌شود. ابتدا دینامیک هواپیما به دو دسته تند و کند تقسیم‌بندی شده و سپس برای خطی‌سازی دینامیک غیرخطی هواپیما از روش دینامیک وارون استفاده می‌شود. جهت مقاوم کردن کنترلر غیرخطی مورد نظر، روش H_∞ در حلقه خارجی دینامیک وارون مورد استفاده قرار می‌گیرد. از آنجا که مدل سیستم به ازای مقادیر مختلف آسیب تغییر می‌کند و کنترلر مقاوم طراحی شده در حلقه

^۱ Multiple Model Switching and Tuning

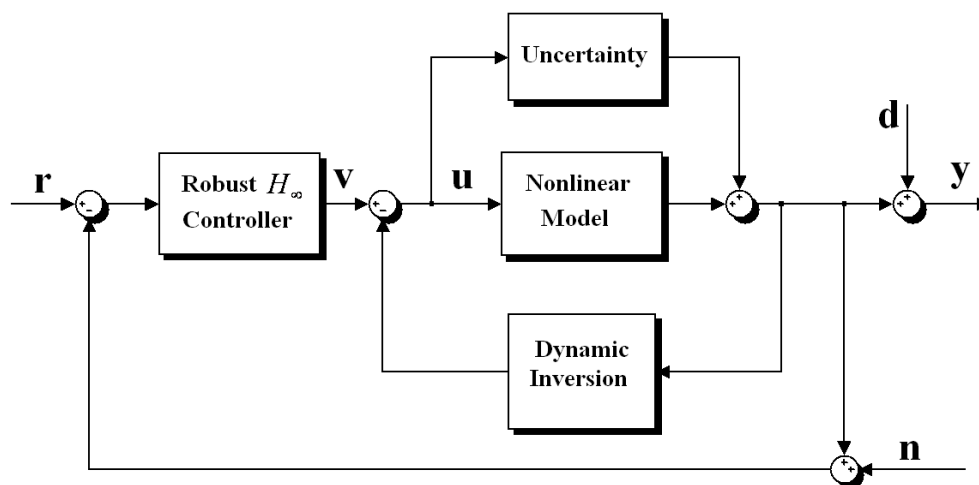
^۲ Gap Metric

خارجی دینامیک وارون به ازای ۵ درصد آسیب بال مقاوم است، به ازای آسیب‌های از صفر تا ۴۰ درصد برای هر ۵ درصد یک مدل و برای هر مدل کنترلر جداگانه طراحی می‌شود و در مقادیر دیگر آسیب، کنترلر بین مدل‌های مختلف تنظیم می‌شود.

۲.۷ طراحی کنترلر مقاوم غیرخطی

در این بخش توسعه یک اتوپایلوت غیرخطی خاص بر اساس روش‌های کنترل مقاوم غیرخطی مطابق شکل ۲.۷ ارائه خواهد شد. در این شیوه طراحی، ابتدا دینامیک غیرخطی سیستم، با استفاده از وارون دینامیک خطی می‌شود و سپس یک قانون کنترلی با استفاده از روش شکل‌دهی حلقه با H_∞ طراحی می‌شود. استفاد از دینامیک وارون غیرخطی امکان استفاده از کنترلر موردنظر در تمامی پیکت پروازی وسیله را فراهم می‌کند. فرایند طراحی سیستم کنترل غیرخطی مقاوم دارای مراحل زیر است:

- بازفرموله کردن معادلات حرکت
- وارون‌سازی پلنت غیرخطی
- یافتن بهره‌های وارون‌سازی دینامیک
- استخراج ماتریس‌های الحاقی A, B, C, D
- طراحی کنترلر مقاوم



شکل ۲.۷ سیستم کنترل مقاوم غیرخطی به صورت شماتیک.

در این بخش پس از استخراج معادلات مناسب وسیله پرنده، از روش مقیاس زمانی^۱ برای استخراج دو سری معادلات حرکت، استفاده می‌شود. در قسمت بعد، قانون کنترل به روش وارون‌سازی دینامیک برای فرموله کردن معادلات حرکت با مقیاس زمانی اعمال می‌شود، سپس در قسمت بعد، ماتریس‌های الحاقی A, B, C, D توسعه داده می‌شود و نهایتاً کنترلر مقاوم بر اساس ساختار یک کنترلر دو درجه آزادی طراحی می‌شود. در قسمت آخر، نتایج شبیه‌سازی و بحث روی آن ارائه می‌گردد.

۱.۲.۷ استخراج معادلات حرکت غیرخطی

در این قسمت معادلات غیرخطی هواپیما برای استخراج معادلات مناسب جهت خطی‌سازی در روش دینامیک وارون بازفرموله می‌شوند. از آنجا که چهار ورودی کنترل وجود دارد ($\delta_T, \delta_a, \delta_e, \delta_r$) و قانون کنترل به روش وارون‌سازی دینامیک انتخاب شده است، معادلات حرکت غیرخطی استاندارد نمی‌توانند به طور مستقیم در طراحی استفاده شوند. این موضوع به این دلیل است که ماتریس A مربعی نیست و وارون پذیر نیز نیست. بنابراین شش معادله حرکت اصلی (با متغیرهای حالت U, V, W, P, Q, R) به هشت معادله حرکت با متغیرهای حالت متفاوت (β) بازفرموله می‌شوند. سپس روش دینامیک کند و تند اعمال می‌شود. بنابراین متغیرهای حالت به متغیرهای حالت کند و متغیرهای حالت تند تقسیم می‌شوند. یکی از مراحل اساسی در طراحی اتوپایلوت هواپیما انتخاب متغیرهای اصلی کنترل شونده و در ادامه انتخاب معادلات حرکت مناسب است. یک مسیر سه‌بعدی می‌تواند با سه مختصات x, y, z بیان شود. یک انتخاب معادل که پیاده‌سازی معادلات حرکت را ساده‌تر می‌کند، انتخاب سرعت، زاویه مسیر، و نرخ گردش (V, γ, ψ) است. از آنجا که پاکت پروازی استخراج شده برای هواپیمای آسیب‌دیده بر اساس سه متغیر پروازی معرفی شده در بالا استخراج شده است، تعقیب مقادیر مطلوب سرعت، زاویه مسیر و نرخ گردش منجر به ایجاد مسیر طراحی شده می‌شود. از طرف دیگر، از آنجا که هواپیمای مورد نظر دارای چهار ورودی کنترل است ($\delta_T, \delta_a, \delta_e, \delta_r$)، یک متغیر دیگر برای داشتن چهار متغیر فرمان اضافه می‌شود. این متغیر زاویه سرش جانبی (β) است. استخراج پاکت پروازی هواپیمای مورد نظر می‌تواند با

^۱ Time Scale

مقدار زاویه سرش جانبی صفر استخراج شود که در واقع منجر به ایجاد دور موزون می‌شود. در نتیجه چهار متغیر فرمان برای طراحی کنترلر در این تز γ, ψ, V و β انتخاب می‌شوند.

۱.۱.۲.۷ جداسازی مقیاس زمانی

دو شیوه اصلی که برای پیاده‌سازی روش وارون‌سازی دینامیک غیرخطی به کار می‌رود جداسازی مقیاس زمانی و دیفرانسیل‌گیری مستقیم است. در این تحقیق، شیوه اول با کمی اصلاح به کار گرفته می‌شود. بر اساس جداسازی مقیاس زمانی، ایده طراحی کنترلر دینامیک وارون چند حلقه‌ای مطرح می‌شود. اصول کلی جداسازی مقیاس زمانی به این صورت بیان می‌شود: هنگامی که گشتاوری بر یک جسم اعمال می‌شود، نرخ‌های زاویه‌ای اصلی تغییر می‌کنند در حالی زوایای تعیین کننده وضعیت وسیله در بازه زمانی کوچک تقریباً ثابت و بدون تغییر خواهند بود. استفاده از این ایده برای طراحی کنترلر در هواپیما رایج. بر اساس اصول جداسازی مقیاس زمانی، استخراج ورودی کنترلی مربوطه برای هر زیر سیستم تنها با گرفتن مشتق مرتبه اول لی^۱ امکان پذیر است و درجه نسبی^۲ محلی برابر یک خواهد بود. پهنای باند نرخ‌ها و زوایای وضعیت هواپیما به اندازه کافی جدا هستند به طوری که در عمل مانع از رویداد ناپایداری ناشی از تعامل بین آن‌ها خواهد شد. مدل دینامیک اصلی هواپیمای مورد نظر به صورت دو سیستم مرتبه پایین‌تر با استناد به جداسازی مقیاس زمانی بین دینامیک انتقالی و دورانی وسیله پرنده، بازفرموله می‌شود.

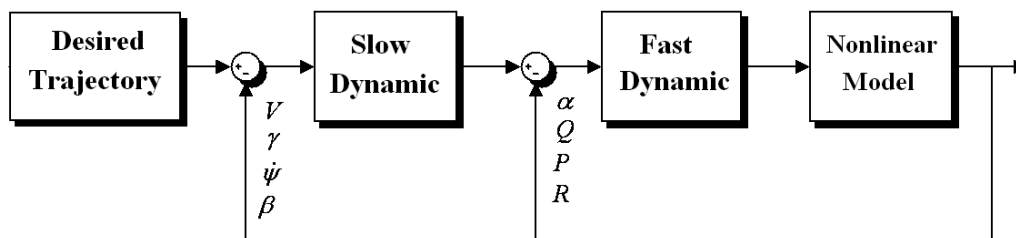
جزئیات این ایده در مرجع [۱۲۴] معرفی شده‌است، اما با توجه به داشتن چهار ورودی کنترلی، ایده معرفی شده با کمی تغییر در این تز با اعمال چهار متغیر در هر مقیاس زمانی به متغیرهای تند و کند جداسازی می‌شوند. متغیرهای کنترل‌شونده کند یا اولیه شامل سرعت، زاویه مسیر، نرخ چرخش و زاویه سرش جانبی (β, γ, ψ, V) هستند. متغیرهای کنترل‌شونده تند یا ثانویه شامل سه نرخ زاویه‌ای و زاویه حمله (α, P, Q, R) می‌باشند.

حلقه کنترل خارجی شامل دینامیک انتقالی است. در پاسخ به فرمان موقعیت و یا سرعت، این حلقه فرمان δ را به همراه یک سیگنال مرجع وضعیت برای ره‌گیری حلقه داخلی تولید می‌کند. حلقه کنترل

¹ Lie Derivative

² Relative Degree

داخلی شامل دینامیک دورانی است، و سیگنال مرجع وضعیت را با تعیین فرمان‌های $\delta_r, \delta_a, \delta_e, \delta_r$ تعقیب می‌کند. ساختار سیستم حاصل شده مانند بلوک دیاگرام شکل ۳.۷ است.



شکل ۳.۷ ساختار سیستم کنترل پرواز با مقیاس زمانی.

مطابق توضیحات بیان شده قبلی دینامیک هواپیما به دو دسته دینامیک کند و تند تقسیم می‌شود. دینامیک کند که در حلقه خارجی قرار دارد شامل چهار متغیر معرفی شده V, γ, ψ و β است. دینامیک تند که در حلقه داخلی قرار دارد شامل متغیرهای زاویه حمله، نرخ پیچ، نرخ غلتش و نرخ گردش است. بر اساس انتخاب‌های بیان شده در بالا، معادلات دیفرانسیل کوپل غیرخطی حرکت با شش درجه آزادی به صورت زیر بازفرموله می‌شوند:

دینامیک کند:

$$\begin{aligned}\dot{V} &= \frac{1}{m} [-D + Y \sin \beta - mg \sin \gamma + T \cos \beta \cos \alpha] \\ \dot{\gamma} &= \dot{\theta} - \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} &= [Q \cos \varphi + R \sin \varphi] \\ \dot{\alpha} &= Q - \tan \beta [P \cos \alpha + R \sin \alpha] \\ &\quad + \frac{1}{mV \cos \beta} [-L + mg \cos \gamma \cos \varphi - T \sin \alpha] \\ \dot{\psi} &= [Q \sin \varphi + R \cos \varphi] / \cos \theta \\ \dot{\beta} &= P \sin \alpha - R \cos \alpha + \frac{1}{mV} [mg \cos \gamma \sin \varphi + Y \cos \beta - T \sin \beta \cos \alpha]\end{aligned}\tag{۱.۷}$$

دینامیک تند:

$$\begin{aligned}\dot{\alpha} &= Q - \tan \beta [P \cos \alpha + R \sin \alpha] \\ &\quad + \frac{1}{mV \cos \beta} [-L + mg \cos \gamma \cos \varphi - T \sin \alpha] \\ \dot{P} &= (c_1 R + c_2 P)Q + c_3 \bar{L} + c_4 N \\ \dot{Q} &= c_5 PR - c_6 (P^2 - R^2) + c_7 M \\ \dot{R} &= (c_8 P - c_2 R)Q + c_4 \bar{L} + c_9 N\end{aligned}\tag{۲.۷}$$

در اینجا فرض می‌شود نیروها و گشتاورهای ایرودینامیکی $(N, M, \bar{L}, Y, D, L)$ توابعی از متغیرهای حالت و ورودی‌های کنترل هستند.

$$\begin{aligned}D &= \bar{q} S C_D \\ Y &= \bar{q} S C_y \\ L &= \bar{q} S C_L \\ \bar{L} &= \bar{q} S C_{\bar{L}} b \\ M &= \bar{q} S C_m C \\ N &= \bar{q} S C_n b\end{aligned}\tag{۳.۷}$$

علاوه بر این فرض می‌شود نیروی پیشرانش موتور (TT) یک تابع خطی از موقعیت دسته‌گاز باشد:

$$T = X_{\delta_t} \delta_T\tag{۴.۷}$$

که S مساحت مرجع بال، C وتر ایرودینامیکی میانگین بال، b دهانه بال و $\bar{q}$ فشار دینامیکی است. با بیان نیروها و گشتاورها به صورت توابع خطی از متغیرهای حالت و کنترل، وارون غیرخطی می‌تواند بر اساس این توابع خطی و سینماتیک غیرخطی ساخته شود. از آنجا که مشتقات پایداری و کنترلی که برای تعریف توابع خطی استفاده شده‌اند مستقل از متغیرهای حالت هستند، وارون غیرخطی مدل نیز مستقل از متغیرهای حالت است. ضرایب ایرودینامیکی و تابعیت آن از متغیرهای حالت قبلاً در بخش مدل ایرودینامیکی هواپیمای آسیب‌دیده به تفصیل بیان شده است.

۲.۱.۲.۷ معادلات مورد استفاده در روش دینامیک وارون

برای استفاده از روش کنترلی دینامیک وارون لازم است هریک از خروجی‌های کنترل‌شونده y_i نسبت به زمان دیفرانسیل‌گیری شود تا زمانی که یک ترم از بردار کنترل u به طور صریح ظاهر گردد. با

دیفرانسیل گیری از معادله $\ddot{\psi}$ در معادله ((۱.۷)) برای ایجاد متغیر کنترل شونده صریح، و چشم پوشی از اثرات وضعیت ماندگار ورودی های کنترل بر دینامیک کند، نتیجه می دهد:

$$\ddot{\psi} = \frac{\dot{Q} \sin \varphi + \dot{\varphi} \cos \varphi Q + \dot{R} \cos \varphi - R \dot{\varphi} \sin \varphi}{\cos \theta} + \dot{\psi} \tan \theta \dot{\theta} \quad (۵.۷)$$

در نتیجه با استفاده از روش های ساده سازی، معادلات زیر استخراج می شود:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= Q - \tan \beta [P \cos \alpha + R \sin \alpha] \\ &\quad + \frac{1}{mV \cos \beta} [-L + mg \cos \gamma \cos \varphi - T \sin \alpha] \\ \dot{\gamma} &= [Q \cos \varphi + R \sin \varphi] + Q - \tan \beta [P \cos \alpha + R \sin \alpha] \\ &\quad + \frac{1}{mV \cos \beta} [-L + mg \cos \gamma \cos \varphi - T \sin \alpha] \\ \dot{\beta} &= P \sin \alpha - R \cos \alpha + \frac{1}{mV} [mg \cos \gamma \sin \varphi + Y \cos \beta] \end{aligned} \quad (۶.۷)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{\dot{Q} \sin \varphi + \dot{\varphi} \cos \varphi Q + \dot{R} \cos \varphi - R \dot{\varphi} \sin \varphi}{\cos \theta} + \dot{\psi} \tan \theta \dot{\theta}$$

$$\dot{V} = \frac{1}{m} [-D + Y \sin \beta - mg \sin \gamma + T \cos \beta \cos \alpha]$$

$$\dot{Q} = c_5 PR - c_6 (P^2 - R^2) + c_7 M$$

$$\dot{P} = (c_1 R + c_2 P) Q + c_3 \bar{L} + c_4 N$$

$$\dot{R} = (c_8 P - c_2 R) Q + c_4 \bar{L} + c_9 N$$

با جایگذاری $\dot{P}$ و $\dot{R}$ از معادلات (۶.۷) در معادله $\ddot{\psi}$ نتیجه می دهد:

$$\begin{aligned} \ddot{\psi} &= \frac{1}{\cos \theta} ((c_5 PR - c_6 (P^2 - R^2)) \\ &\quad + c_7 (c_7 \bar{q} SC \{ C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_\alpha} \dot{\alpha} \frac{C}{2V_0} + C_{m_q} Q \frac{C}{2V_0} + C_{m_u} \frac{u}{V_0} \\ &\quad + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \})) \sin \varphi + ((P + (Q \sin \varphi + R \cos \varphi) \tan \theta) \cos \varphi Q \end{aligned} \quad (۷.۷)$$

$$\begin{aligned}
& +((c_8P - c_2R)Q \\
& + c_4(c_3\bar{q}Sb\left\{C_{l_\beta}\beta + C_{l_p}P\frac{b}{2V_0} + C_{l_r}R\frac{b}{2V_0} + C_{l_{\delta_a}}\delta_a + C_{l_{\delta_r}}\delta_r\right\}) \\
& + c_9(c_4\bar{q}Sb\left\{C_{n_\beta}\beta + C_{n_p}P\frac{b}{2V_0} + C_{n_r}R\frac{b}{2V_0} + C_{n_{\delta_a}}\delta_a \right. \\
& \left. + C_{n_{\delta_r}}\delta_r\right\}))\cos\varphi - R(P + (Q\sin\varphi + R\cos\varphi)\tan\theta)\sin\varphi \\
& + \left(\frac{[Q\sin\varphi + R\cos\varphi]}{\cos\theta}\right)\tan\theta(Q\cos\varphi - R\sin\varphi)
\end{aligned}$$

در نتیجه:

$$\begin{aligned}
\dot{\alpha} = & Q - \tan\beta[P\cos\alpha + R\sin\alpha] \\
& + \frac{1}{mV\cos\beta}\left[-\bar{q}S\left\{C_{L_\alpha}\alpha + C_{L_\alpha}\dot{\alpha}\frac{C}{2V_0} + C_{L_q}Q\frac{C}{2V_0} + C_{L_u}\frac{u}{V_0} \right. \right. \\
& \left. \left. + C_{L_{\delta_e}}\delta_e\right\} + mg\cos\gamma\cos\varphi - X_{\delta_t}\delta_T\sin\alpha\right] \quad (۸.۷)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\dot{\gamma} = & [Q\cos\varphi + R\sin\varphi] + Q - \tan\beta[P\cos\alpha + R\sin\alpha] \\
& + \frac{1}{mV\cos\beta}\left(-(-\bar{q}S\left\{C_{L_\alpha}\alpha + C_{L_\alpha}\dot{\alpha}\frac{C}{2V_0} + C_{L_q}Q\frac{C}{2V_0} + C_{L_u}\frac{u}{V_0} + C_{L_{\delta_e}}\delta_e\right\}) \right. \\
& \left. + mg\cos\gamma\cos\varphi - T\sin\alpha\right) \quad (۹.۷)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\dot{\beta} = & P\sin\alpha - R\cos\alpha \\
& + \frac{1}{mV}\left[mg\cos\gamma\sin\varphi \right. \\
& \left. + \bar{q}S\left\{C_{Y_\beta}\beta + C_{Y_p}P\frac{b}{2V_0} + C_{Y_r}R\frac{b}{2V_0} + C_{Y_{\delta_a}}\delta_a + C_{Y_{\delta_r}}\delta_r\right\}\cos\beta\right] \quad (۱۰.۷)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\dot{P} = & (c_1R + c_2P)Q + c_3\bar{q}Sb\left\{C_{l_\beta}\beta + C_{l_p}P\frac{b}{2V_0} + C_{l_r}R\frac{b}{2V_0} + C_{l_{\delta_a}}\delta_a + C_{l_{\delta_r}}\delta_r\right\} \\
& + c_4\bar{q}Sb\left\{C_{n_\beta}\beta + C_{n_p}P\frac{b}{2V_0} + C_{n_r}R\frac{b}{2V_0} + C_{n_{\delta_a}}\delta_a + C_{n_{\delta_r}}\delta_r\right\} \quad (۱۱.۷)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\dot{Q} = & c_5PR - c_6(P^2 - R^2) \\
& + c_7\bar{q}SC\left\{C_{m_\alpha}\alpha + C_{m_\alpha}\dot{\alpha}\frac{C}{2V_0} + C_{m_q}Q\frac{C}{2V_0} + C_{m_u}\frac{u}{V_0} + C_{m_{\delta_e}}\delta_e\right\} \quad (۱۲.۷)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\dot{R} = (c_8 P - c_2 R) Q + c_4 \bar{q} S b \left\{ C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} P \frac{b}{2V_0} + C_{l_r} R \frac{b}{2V_0} + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r \right\} \\ + c_9 \bar{q} S b \left\{ C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} P \frac{b}{2V_0} + C_{n_r} R \frac{b}{2V_0} + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r \right\}\end{aligned}\quad (13.7)$$

$$\begin{aligned}\dot{V} = \frac{1}{m} \left[-\bar{q} S \left\{ C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha + C_{D_\dot{\alpha}} \dot{\alpha} \frac{C}{2V_0} + C_{D_q} Q \frac{C}{2V_0} + C_{D_u} \frac{u}{V_0} + C_{D_{\delta_e}} \delta_e \right\} \right. \\ \left. - mg \sin \gamma + X_{\delta_t} \delta_T \cos \beta \cos \alpha \right] \\ + \frac{1}{m} \left[\bar{q} S \left\{ C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} P \frac{b}{2V_0} + C_{Y_r} R \frac{b}{2V_0} + C_{Y_{\delta_a}} \delta_a \right. \right. \\ \left. \left. + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r \right\} \sin \beta \right]\end{aligned}\quad (14.7)$$

این معادلات در یک فرم فشرده‌تر به صورت زیر ارائه می‌شوند:

$$\begin{aligned}\dot{V} &= f_1(x) + [g_1 \delta_T + g_2 \delta_e + g_3 \delta_a + g_4 \delta_r] \\ \dot{\gamma} &= f_2(x) + [g_5 \delta_e] \\ \ddot{\psi} &= f_3(x) + [g_6 \delta_a + g_7 \delta_r] \\ \dot{\beta} &= f_4(x) + [g_8 \delta_a + g_9 \delta_r] \\ \dot{\alpha} &= f_5(x) + [g_{10} \delta_T + g_{11} \delta_e] \\ \dot{Q} &= f_6(x) + [g_{12} \delta_e] \\ \dot{P} &= f_7(x) + [g_{13} \delta_a + g_{14} \delta_r] \\ \dot{R} &= f_8(x) + [g_{15} \delta_a + g_{16} \delta_r]\end{aligned}\quad (15.7)$$

که در روابط بالا توابع f_1 تا f_8 و توابع g_1 تا g_{16} با توجه به معادلات (۷-۱۴) بالا استخراج می‌شوند. برای مثال توابع مربوط به معادلات $\ddot{\psi}$ و $\dot{\alpha}$ به صورت زیر استخراج می‌شوند:

$$\begin{aligned}f_5 = Q - \tan \beta [P \cos \alpha + R \sin \alpha] \\ + \frac{1}{mV \cos \beta} \left[-\bar{q} S \left\{ C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\dot{\alpha}}} \dot{\alpha} \frac{C}{2V_0} + C_{L_q} Q \frac{C}{2V_0} + C_{L_u} \frac{u}{V_0} \right\} \right. \\ \left. + mg \cos \gamma \cos \varphi \right]\end{aligned}\quad (16.7)$$

$$\begin{aligned}g_{10} &= \frac{1}{mV \cos \beta} [-X_{\delta_t} \sin \alpha] \\ g_{11} &= \frac{1}{mV \cos \beta} [-\bar{q} S C_{L_{\delta_e}}]\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
f_3 = & (c_1 R + c_2 P) Q + c_3 \bar{q} S b \left\{ C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} P \frac{b}{2V_0} + C_{l_r} R \frac{b}{2V_0} \right\} \\
& + c_4 \bar{q} S b \left\{ C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} P \frac{b}{2V_0} + C_{n_r} R \frac{b}{2V_0} \right\} \\
& + \tan \theta \left[Q \dot{\varphi} \cos \varphi \right. \\
& + \left. \left((c_8 P - c_2 R) Q + c_4 \bar{q} S b \left\{ C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} P \frac{b}{2V_0} + C_{l_r} R \frac{b}{2V_0} \right\} \right. \right. \\
& + \left. \left. c_9 \bar{q} S b \left\{ C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} P \frac{b}{2V_0} + C_{n_r} R \frac{b}{2V_0} \right\} \right) \cos \varphi - R \dot{\varphi} \sin \varphi \right]
\end{aligned}$$

$$g_6 = \bar{q} S b \left\{ c_3 C_{l_{\delta_a}} + c_4 C_{n_{\delta_a}} + \tan \theta \cos \varphi \left(c_4 C_{l_{\delta_a}} + c_9 C_{n_{\delta_a}} \right) \right\}$$

$$g_7 = \bar{q} S b \left\{ c_3 C_{l_{\delta_r}} + c_4 C_{n_{\delta_r}} + \tan \theta \cos \varphi \left(c_4 C_{l_{\delta_r}} + c_9 C_{n_{\delta_r}} \right) \right\}$$

فرم سایر ترم‌های f_i و g_i مشابه f_1, g_1 و g_2 هستند، و مورد بحث قرار نمی‌گیرند. در فرم ماتریسی خواهیم داشت:

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{V} \\ \dot{\gamma} \\ \ddot{\psi} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} g_1 & g_2 & g_3 & g_4 \\ 0 & g_5 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & g_6 & g_7 \\ 0 & 0 & g_8 & g_9 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_T \\ \delta_E \\ \delta_A \\ \delta_R \end{bmatrix} \Rightarrow \dot{x}_1 = F_1 + G_1 \delta \quad (17.7)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} \dot{x}_2 \\ \dot{\alpha} \\ \dot{Q} \\ \dot{P} \\ \dot{R} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} f_5 \\ f_6 \\ f_7 \\ f_8 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} g_{10} & g_{11} & 0 & 0 \\ 0 & g_{12} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & g_{13} & g_{14} \\ 0 & 0 & g_{15} & g_{16} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_T \\ \delta_E \\ \delta_A \\ \delta_R \end{bmatrix} \Rightarrow \dot{x}_2 = F_2 + G_2 \delta \quad (18.7)
\end{aligned}$$

همانطور که در رابطه بالا مشاهده می‌شود معادلات غیرخطی سیستم به شکل استاندارد مطابق رابطه زیر تبدیل تبدیل شده است:

$$\Sigma: \quad \dot{x} = f(x) + G(x)u \quad (19.7)$$

که در آن

$x \in R^n$ بردار حالت‌های سیستم

$u \in R^m$ بردار حالت‌های ورودی‌های کنترلی

$f(x) \in R^n$ و $G(x) \in R^{m \times m}$ توابع غیرخطی بیان کننده حالت‌های هواپیما است.

۳.۱.۲.۷ پایداری دینامیک داخلی

هنگامی که روش خطی‌سازی ورودی - خروجی انجام می‌شود، دینامیک غیرخطی سیستم به دو قسمت خارجی (قسمت ورودی - خروجی) و قسمت داخلی (غیرقابل مشاهده) تقسیم می‌شود. در واقع، قسمتی از معادله سیستم که خطی‌سازی نمی‌شود دینامیک داخلی سیستم نام دارد. از آنجا که دینامیک خارجی شامل ارتباط خطی بین ورودی و خروجی است، رسیدن به طراحی مطلوب ورودی u به گونه‌ای که خروجی y به نحو مطلوب عمل کند، ساده است. بنابراین در این جا این سؤال مطرح می‌شود که وضعیت دینامیک داخلی به چه صورت است، آیا دینامیک داخلی محدود می‌ماند. در واقع، برای اطمینان از پایداری کل سیستم لازم است از پایداری داخلی سیستم اطمینان حاصل شود.

بررسی پایداری داخلی سیستم نسبتاً پیچیده است. برای ساده‌تر شدن این امر، به جای سیستم داخلی دینامیک صفر سیستم در نظر گرفته می‌شود. دینامیک صفر سیستم برای دینامیک داخلی تعریف می‌شود هنگامی که خروجی‌های سیستم توسط ورودی‌ها صفر نگه‌داشته می‌شود. بنابراین پایداری دینامیک داخلی از پایداری دینامیک صفر استنباط می‌شود.

با توجه به معادلات استفاده شده در این رساله و با توجه به تعاریف فوق از دینامیک داخلی و خارجی، معادله دینامیک داخلی به صورت زیر استخراج می‌شود:

$$\dot{\phi} = p + \dot{\psi} \sin \theta \quad (۲۰.۷)$$

دینامیک خارجی شامل کلیه معادلات (۱۵.۷) است که با استفاده از روش فیدبک ورودی - خروجی خطی‌سازی شده اند. حال برای اثبات محدود بودن پایداری دینامیک داخلی، از راه حل ساده‌تر یعنی استخراج دینامیک صفر و اثبات محدود بودن آن استفاده می‌شود. با توجه به تعریف، دینامیک صفر از دینامیک داخلی به صورت زیر استخراج می‌شود:

$$\begin{aligned}
 x &= [V, \gamma, \psi, \beta, \alpha, P, Q, R]^T \\
 y &= x
 \end{aligned}$$

$$\begin{array}{c}
 \xrightarrow[\text{Feedback Linearization}]{\text{External Dynamics}} \left\{ \begin{array}{l} \dot{V} = v_1 \\ \dot{\gamma} = v_2 \\ \ddot{\psi} = v_3 \\ \dot{\beta} = v_4 \\ \dot{\alpha} = v_5 \\ \dot{P} = v_6 \\ \dot{Q} = v_7 \\ \dot{R} = v_8 \end{array} \right. \rightarrow \dot{y} = g
 \end{array} \quad (21.7)$$

$$\xrightarrow{\text{Internal Dynamics}} \dot{\phi} = p + \psi \sin \theta \xrightarrow[\substack{y=0 \rightarrow p=\psi=0}]{\text{Zero Dynamics}} \dot{\phi} = 0$$

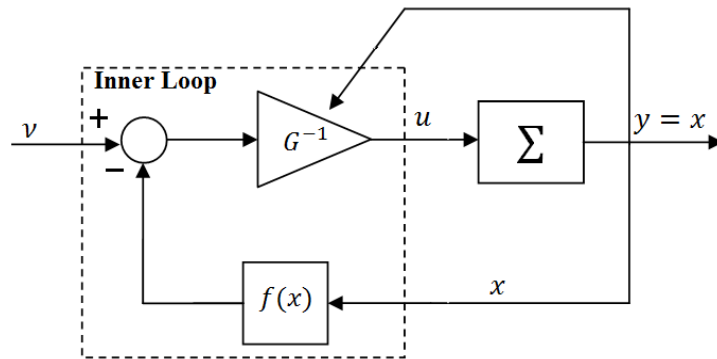
بنابراین با توجه به دینامیک صفر سیستم $\dot{\phi}=0$ می‌توان نتیجه گرفت که ϕ محدود است و کل سیستم (مجموع دینامیک داخلی و خارجی پایدار است).

۲.۲.۷ اعمال روش کنترل دینامیک وارون

روش وارون سازی دینامیک غیرخطی با استفاده از فیدبک از حالت، سیستم غیرخطی را به یک سیستم خطی و دیکوپله تبدیل می‌کند. اصول عمومی در طراحی کنترلر به روش دینامیک وارون بر استفاده از توابع $f(x)$ و $G(x)$ برای حذف دینامیک غیرخطی سیستم و اعمال رفتار خطی بر سیستم حلقه بسته استوار است. در طراحی کنترلر وارون دینامیک فرض بر این است که تمامی حالت‌های سیستم برای طراحی کنترلر در دسترس است. طراحی کنترلر معمولاً در دو گام به شرح زیر انجام می‌شود: حذف دینامیک غیرخطی سیستم به استفاده از توابع $f(x)$ و $G(x)$ با اعمال ورودی $u(x)$ مطابق زیر:

$$u(x) = G^{-1}(x)[-f(x) + v] \quad (22.7)$$

شکل کلی فیدبک غیرخطی $u(x)$ در شکل زیر ارائه شده است:



شکل ۴.۷ ساختار استاندارد حلقه داخلی در روش کنترلر دینامیک وارون.

با تعریف کنترلر معکوس دینامیک داخلی به سیستم غیرخطی، سیستم خطی Σ مطابق رابطه زیر استخراج می‌شود:

$$u(x) = G^{-1}(x)[-f(x) + v] \quad (23.7)$$

$$\Sigma: \quad \dot{x} = v(x_c, x)$$

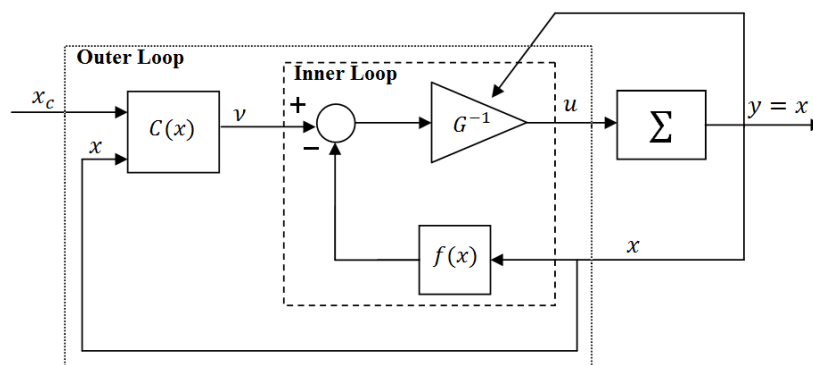
سیستم خطی شده در حالت ایده‌آل قابل نمایش به صورت زیر خواهد بود:

$$x = \Sigma(s)v(x_c, x), \quad \Sigma(s) = \frac{I}{s} \quad (24.7)$$

تعریف کنترلر حلقه خارجی $C(s)$ با استفاده از روش‌های خطی به گونه‌ای که حلقه داخلی خطی شده را پایدار نماید و عملکرد مناسبی در تعقیب فرمان x_c داشته باشد:

$$v(x_c, x) = C(s) \begin{bmatrix} x_c \\ x \end{bmatrix} \quad (25.7)$$

روش‌های کنترلی زیادی برای طراحی کنترلر خطی در حلقه خارجی قابل پیش‌بینی است. انتخاب کنترلر $C(s)$ می‌تواند بر اساس معیارهای ساده‌ای از قبیل: داشتن فراجش کوچک در پاسخ‌گذاری سیستم، تضمین پهنای باند خاصی برای سیستم حلقه بسته و یا استفاده از مکان‌یابی ریشه‌ها باشد. بنابراین با اضافه کردن گام دوم در طراحی کنترلر به گام اول، شکل استاندارد ساختار کنترلر مطابق شکل زیر خواهد شد:



شکل ۵.۷ ساختار استاندارد کلی طراحی کنترلر وارون دینامیک غیرخطی.

قانون کنترلی استخراج شده از فرایند بالا به صورت زیر خواهد بود:

$$u(x) = G^{-1}(x)(-f(x) + C(s) \begin{bmatrix} x_c \\ x \end{bmatrix}) \quad (۲۶.۷)$$

با توجه به توضیحات فوق در مورد روش کنترل وارون سازی دینامیک و با توجه به مدل دینامیک غیرخطی استخراج شده برای سیستم مورد نظر، ورودی‌های کنترل برای هر مقیاس زمانی به صورت زیر استخراج می‌شوند (u_1, u_2, u_3, u_4 کنترل‌های مستقیم هستند):

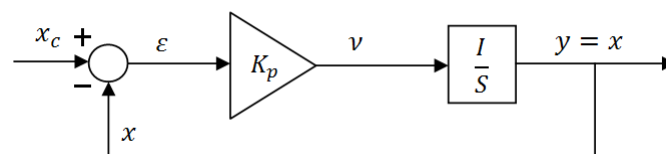
$$\begin{aligned} \dot{x}_2 = F_2 + G_2 \delta &\Rightarrow \delta = G_2^{-1}(\dot{x}_{2d} - F_2) \\ \dot{x}_2 = \dot{x}_{2d} &\Rightarrow \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{Q} \\ \dot{P} \\ \dot{R} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\alpha}_d \\ \dot{Q}_d \\ \dot{P}_d \\ \dot{R}_d \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} v_5 \\ v_6 \\ v_7 \\ v_8 \end{bmatrix}}_{\mathcal{G}_2} \Rightarrow \dot{x}_2 = \mathcal{G}_2 \Rightarrow \\ \delta_T &= \frac{g_{11}(f_6 - v_6)}{g_{10} g_{12}} - \frac{(f_5 - v_5)}{g_{10}} \\ \delta_E &= \frac{-(f_6 - v_6)}{g_{12}} \\ \Rightarrow \delta_A &= \frac{g_{14}(f_8 - v_8)}{(g_{13} g_{16} - g_{14} g_{15})} - \frac{g_{16}(f_7 - v_7)}{(g_{13} g_{16} - g_{14} g_{15})} \\ \delta_R &= \frac{g_{15}(f_7 - v_7)}{(g_{13} g_{16} - g_{14} g_{15})} - \frac{g_{13}(f_8 - v_8)}{(g_{13} g_{16} - g_{14} g_{15})} \end{aligned} \quad (۲۷.۷)$$

ورودی‌های کنترل به دینامیک تند خروجی‌های قانون کنترل وارون‌سازی دینامیک حلقه داخلی هستند و به مدل غیرخطی هواپیما برای ایجاد متغیرهای حالت داده می‌شوند. با در نظر گرفتن بهره تناسبی^۱ به عنوان کنترل خطی برای تنظیم دینامیک سیستم خطی شده با استفاده از ورودی $v(x_c, x)$ داریم:

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_1 &= F_1 + G_1 \delta \Rightarrow \dot{x}_1 = F_1 + G_1 (G_2^{-1} (\vartheta_2 - F_2)) \\
 \dot{x}_1 &= F_1 - G_1 G_2^{-1} F_2 + G_1 G_2^{-1} \vartheta_2 \\
 \dot{x}_1 = \dot{x}_{1d} &\Rightarrow \begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\gamma} \\ \ddot{\psi} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{V}_d \\ \dot{\gamma}_d \\ \ddot{\psi}_d \\ \dot{\beta}_d \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \\ v_4 \end{bmatrix}}_{\vartheta_1} \Rightarrow \dot{x}_1 = \vartheta_1 \Rightarrow \\
 \vartheta_1 &= \underbrace{F_1 - G_1 G_2^{-1} F_2}_{F'_1} + \underbrace{G_1 G_2^{-1}}_{G'_1} \vartheta_2 \Rightarrow \\
 \dot{x}_1 &= F'_1 + G'_1 \vartheta_2 \\
 \vartheta_1 &= F'_1 + G'_1 \vartheta_2 \Rightarrow \vartheta_2 = G_1'^{-1} (\vartheta_1 - F'_1) \Rightarrow \\
 &\Rightarrow \dot{x}_1 = \vartheta_1
 \end{aligned} \tag{۲۸.۷}$$

با توجه به روابط فوق و مدل خطی مطابق رابطه فوق، در ادامه هدف طراحی کنترلر برای حلقه خارجی است.

بهره‌های معرفی شده در کنترلر تناسبی تعیین کننده ثابت زمانی برای هر حالت سیستم است. تنظیم ثابت زمانی تعیین کننده زمان نشست برای سیستم می‌باشد.



شکل ۶.۷ ساختار تناسبی در حلقه خارجی دینامیک وارون.

^۱ Proportional Gain

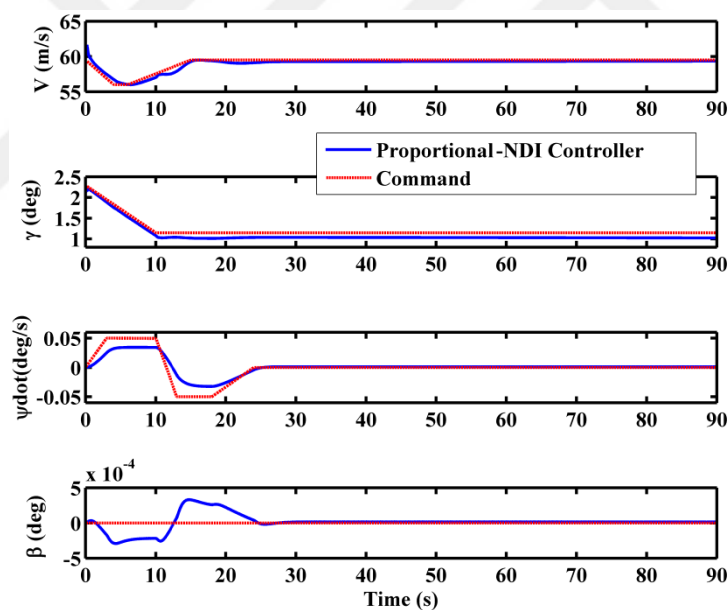
۱.۲.۲.۷ ساختار تناسبی برای حلقه خارجی

مقادیر عددی به صورت زیر بدست می‌آید. پاسخ حلقه بسته سیستم برای آسیب ۳۰٪ بال با استفاده از کنترلر تناسبی در حلقه خارجی در شکل زیر ارائه شده است.

جدول ۱.۷ مقادیر گین‌های کنترلر تناسبی.

حلقه خارجی	
$k_v = 0.15$	$k_{\dot{\psi}} = 0.3$
$k_\gamma = 0.6$	$k_\beta = 0.5$

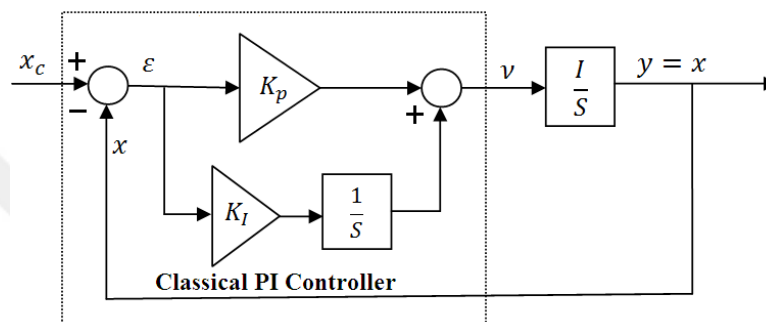
همانطور که در شکل نشان داده شده است، به دلیل عدم وجود انتگرال گیر در مسیر خطای بین ورودی مطلوب و خروجی هواپیما، یک خطای حالت ماندگار بین ورودی و خروجی وجود دارد.



شکل ۷.۷ عملکرد کنترلر تناسبی در حلقه خارجی و ارون دینامیک.

۲.۲.۲.۷ ساختار تناسبی-انتگرالی^۱

حذف اغتشاش ورودی یکی از مسائل رایج در کنترل خطی است. ساختار تناسبی-انتگرالی با توجه به ویژگی‌های مقاوم بودن یک راه حل عملی برای این نوع مسائل است. علاوه بر این، این ساختار کنترلی به دلیل وجود انتگرال‌گیر در مسیر خطا، مقدار خطای ماندگار را نیز صفر می‌کند. انتخاب مقادیر بهره مطابق شکل زیر، برای بهره‌های K_p و K_I که به ترتیب بهره تناسبی و انتگرالی می‌باشند، بر اساس تعادل بین زمان نشست حلقه بسته و فراجهدش پاسخ گذرا انتخاب می‌شود.



شکل ۸.۷ کنترلر تناسبی-انتگرالی کلاسیک در حلقه خارجی.

۳.۲.۲.۷ ساختار تناسبی انتگرالی اصلاح‌شده در حلقه خارجی

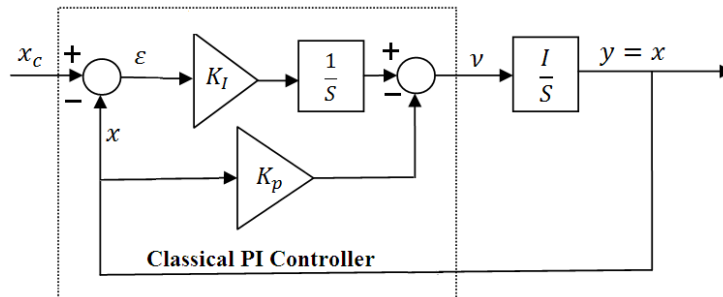
دو ویژگی مهم در طراحی کنترلر انتگرالی - تناسبی وجود دارد. اول اینکه در صورت انتخاب مقادیر مثبت برای بهره‌های تناسبی و انتگرالی یک سیستم حلقه بسته پایدار مرتبه دوم حاصل می‌شود که می‌توان میرایی و فرکانس قطع تمام حالت‌های سیستم را بر اساس مقادیر بهره به شکل زیر بدست آورد:

$$\begin{aligned} P(s) &= s^2 + 2S\xi\omega_c + \omega_c^2 \\ k_p &= 2\xi\omega_c \\ k_I &= \omega_c^2 \end{aligned} \quad (29.7)$$

دوم اینکه استفاده از ساختار انتگرالی - تناسبی استاندارد مطابق شکل فوق منجر به ایجاد یک صفر در صورت (سیستم مینیمم فاز) در هر یک از حالت‌ها در فرکانس $\omega = \frac{K_I}{K_p}$ می‌شود. بنابراین ساختار کنترلی انتگرالی - تناسبی در حلقه خارجی ایجاد تاخیر فازی و در نتیجه باعث کاهش حاشیه پایداری

^۱ Proportional Integral (PI)

سیستم حلقه بسته می‌شود. به همین منظور ساختار انتگرالی - تناسبی برای حلقه خارجی به صورت زیر استخراج می‌شود:



شکل ۹.۷ کنترلر تناسبی - انتگرالی اصلاح شده.

توابع تبدیل حلقه بسته ساختار پیسنهادی و ساختار کلاسیک در زیر ارائه شده است. در ساختار ارائه شده بر خلاف ساختار کلاسیک انتگرالی - تناسبی، صفر سیستم حلقه بسته حذف می‌شود بنابراین از ایجاد فراجش و تاخیر فازی در طراحی کنترلر جلوگیری می‌شود.

$$\frac{x}{x_c} = \frac{k_p s + k_I}{s^2 + k_p s + k_I} \quad (30.7)$$

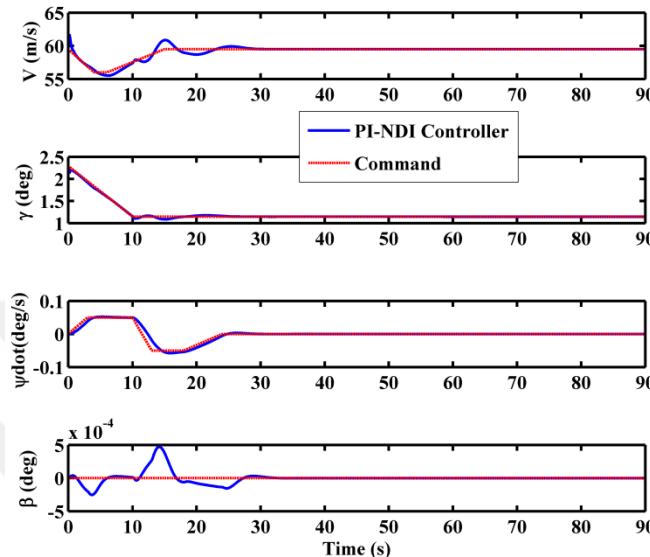
$$\frac{x}{x_c} = \frac{k_I}{s^2 + k_p s + k_I}$$

مقادیر گین‌های استخراج شده بر اساس پاسخ فرکانسی و میرایی مطلوب مطابق جدول زیر استخراج شده است:

جدول ۲.۷ مقادیر گین‌های کنترلر تناسبی - انتگرالی.

گین‌های PI در حلقه خارجی	
$k_v = 0.15$	$k_{Iv} = 0.02$
$k_\gamma = 0.6$	$k_{I\gamma} = 0.07$
$k_{\ddot{\psi}} = 0.3$	$k_{I\ddot{\psi}} = 0.01$
$k_\beta = 0.5$	$k_{I\beta} = 0.03$

اصل جداسازی مقیاس زمانی در انتخاب مقادیر بهره در حلقه‌های داخلی و خارجی کاملاً مشهود است. نحوه پاسخ سیستم به ورودی‌های مطلوب با حضور کنترلر با ساختار انتگرالی - تناسبی پیشنهادی در شکل زیر ارائه شده است.



شکل ۱۰.۷ عملکرد کنترلر تناسبی - انتگرالی.

۴.۲.۲.۷ نیاز به کنترلر مقاوم در حلقه خارجی روش دینامیک وارون

ارائه ساختار استاندارد PI یا PID برای حلقه خارجی دارای ویژگی‌های مقاومت مناسبی است که می‌تواند تا حد قابل قبولی تأثیرات خطای وارون‌پذیری را جبران نماید. اما از آنجا که مدل ارائه شده برای کنترلر در این تز می‌بایست علاوه بر مقاوم بودن در برابر خطای وارون‌پذیری، در برابر ۵٪ آسیب نیز مقاوم باشد نیاز به استفاده از روش‌های کنترلی مقاوم است. در این تز برای مقاوم‌سازی کنترلر در برابر آسیب و نویز در خروجی از روش طراحی H_∞ برای حلقه خارجی استفاده می‌شود.

تا کنون، فرضیات زیادی در فرایند طراحی NDI انجام شده است. برای مثال در طراحی کنترلر در این روش فرض بر این است که تمامی حالت‌های سیستم قابل اندازه‌گیری است و می‌توان بر اساس اندازه‌گیری‌های بیان شده، توابع غیرخطی $f(x)$ ، $G(x)$ را به طور دقیق استخراج کرد. در حقیقت بر روی فرضیات ایده‌آل بیان شده محدودیت‌های متنوعی وجود دارد:

- مدل ارائه شده برای سیستم (Σ) یک نمایش ساده شده از فرایند واقعی و محیط اطراف است.

- اندازه‌گیری تمامی حالت‌های سیستم در دسترس نیست و نیاز به تخمین برخط دارد. علاوه بر این، اندازه‌گیری‌های انجام شده معمولاً با نویز و بایاس‌های معین و تصادفی همراه است. ورودی‌های اغلب سیستم‌ها در دنیای واقعی توسط عملگرها انجام می‌شود که دارای محدودیت‌های فیزیکی و دینامیک خاص خود هستند و معمولاً با تاخیر زمانی همراه هستند.
- محدودیت‌های اصلی روش‌های استاندارد NDI این است که کنترل سیستم نیاز به موارد زیر دارد:
 - دسترسی کامل به تمام حالت‌های سیستم
 - مدل با دقت بالا به گونه‌ای که ترم‌های توابع غیرخطی $f(x)$ ، $G(x)$ مطابق واقعیت باشند.
 - عملگرهایی با پهنای باند بالا که قادر به تولید ورودی‌های بزرگ و سریع باشند.
- با صرف نظر از تأثیر عملگرها و محدودیت‌های ذاتی آن‌ها و با تمرکز بر روی محدودیت‌های موجود بر دسترسی به مدل غیرخطی، قانون کنترلی خطی ساز به صورت زیر استخراج می‌شود:

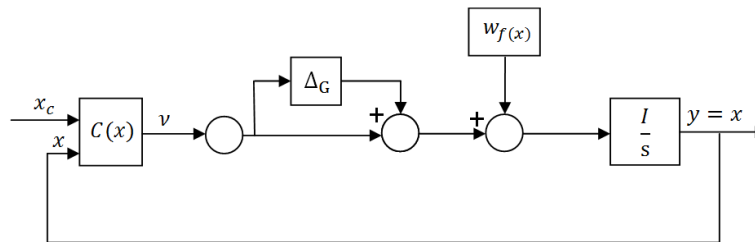
$$u(x) = \hat{G}^{-1}(x)[- \hat{f}(x) + v] \quad (31.7)$$
- که در رابطه فوق $\hat{f}(x)$ و $\hat{G}(x)$ به ترتیب مشخص‌کننده تخمین برخط از توابع غیرخطی $f(x)$ ، $G(x)$ می‌باشند. با اعمال ورودی معرفی شده در بالا به مدل غیرخطی سیستم، معادله حالت سیستم به صورت زیر استخراج می‌شود:

$$\dot{x} = f(x) - G(x)\hat{G}^{-1}(x)\hat{f}(x) + G(x)\hat{G}^{-1}(x)v(x, x_c) \quad (32.7)$$
- حال مدل سیستم بر اساس عدم قطعیت ΔG و ورودی غیرخطی اغتشاش w_f ، به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\begin{aligned} \Delta_G &= G(x)\hat{G}^{-1}(x) - I \\ \omega_f(x) &= f(x) - (I + \Delta_G)\hat{f}(x) \end{aligned} \quad (33.7)$$

$$\tilde{\Sigma}: \quad \dot{x} = \omega_f(x) + (I + \Delta_G)v(x_c, x)$$

با توجه به مدل سیستم ارائه شده در بالا و با توجه به وجود خطاهای ایجاد شده در هنگام وارون کردن سیستم، نیاز است که کنترلر خطی در حلقه خارجی مطابق شکل زیر نسبت به این خطاها مقاوم باشد.



شکل ۱۱.۷ بلوک دیاگرام مدل معکوس شده در حضور عدم قطعیت.

با توجه به شکل ۱۱.۷ مشاهده می‌شود که با استفاده از فرایند ذکر شده در بالا، مدل دینامیکی سیستم با استفاده از روش وارون دینامیک به مدل خطی تبدیل شد که در حالت ایده‌آل به صورت یک انتگرال گیر عمل می‌کند. علاوه بر این عوامل غیرخطی به صورت ترم‌های $\omega_f(x)$ ، Δ_G از مدل سیستم بیرون کشیده می‌شود. با توجه به ماهیت مسئله پیش‌رو در این فرض بر این است که آسیب سازه‌ای تنها بر روی سطوح برآزا (بال) اعمال می‌شود. بنابراین تابع $f(x)$ تغییر می‌کند و می‌بایست در طراحی کنترلر به روش وارون دینامیک تخمین آن $\hat{f}(x)$ مورد استفاده قرار بگیرد. با فرض اینکه آسیب بر روی سطوح کنترلی رخ نداده است، می‌توان $G(x)$ را در صورت داشتن تمامی حالت‌ها دانسته فرض نمود. به عبارت دیگر با این فرض مقدار $\Delta_G = 0$ در نظر گرفته می‌شود. بنابراین با اعمال فرض اخیر، معادلات سیستم به صورت زیر تبدیل می‌شود:

$$\begin{aligned}\dot{x} &= \omega_f(x) + v(x_c, x) \\ \omega_f(x) &= f(x) - \hat{f}(x) \simeq \Delta f(x)\end{aligned}\quad (۳۴.۷)$$

با توجه به رابطه فوق، تابع $\Delta f(x)$ که اختلاف بین تابع واقعی و تخمینی است، یک تابع غیرخطی از حالت‌های سیستم است. در صورتی که این تابع در یک شرایط پروزای خاص خطی شود، ماتریس ΔA بوجود می‌آید. در واقع ماتریس ΔA در این تحقیق از تغییر ماتریس A به میزان ۵٪ آسیب بال استخراج می‌شود. در زیر ماتریس ΔA کلی هواپیما (برای ۸ معادله طولی و عرضی وزوایای اوایلر) برای آسیب ۵٪ بال چپ استخراج شده است. برای این منظور ماتریس حالت به ازای ۵٪ بال چپ استخراج شده و از ماتریس حالت هواپیمای سالم کم می‌شود:

$$A_k = \left(\frac{\partial \bar{f}}{\partial \bar{z}} \right)_{\mu_k^*, \bar{z}_k^*} \Rightarrow \Delta A|_{5\%} = A|_{5\%} - A|_{0\%} \Rightarrow$$

$$\Delta A|_{5\%} = \begin{bmatrix} -0.011 & -0.214 & 0.046 & -0.002 & 0.738 & -0.0031 & -0.015 & -0.29 \\ 0 & 0.085 & -0.0003 & 0.001 & 0.0318 & 0.033 & 0.0041 & 0.0097 \\ 0 & 0 & 0 & -0.006 & 0 & 0 & 0.033 & 0 \\ -0.0008 & 0.88 & 0 & -0.053 & 1.36 & -0.023 & 0 & 0 \\ 0.0005 & 0.0021 & -0.0087 & -0.002 & 0.0087 & 0.0041 & 0 & -0.004 \\ 0 & -7.56 & 0 & -0.058 & 2.4 & 0.47 & -0.055 & 0 \\ -0.003 & -1.17 & 0 & -0.0025 & -0.207 & 0.007 & -0.04 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -0.0041 & 0 & 0 & 0.0052 & 0 \end{bmatrix} \quad (35.7)$$

مطابق فرایند فوق به ازای هر ۵٪ آسیب ماتریس‌های ΔA قابل استخراج است. نحوه استخراج ماتریس‌های الحاقی و طراحی کنترلر H_∞ برای مدل خطی استخراج شده در ادامه توضیح داده می‌شود. از آنجا که در حلقه خارجی چهار معادله سرعت، زاویه مسیر، نرخ تغییرات زاویه سمت و زاویه سرش جانبی وجود دارد، بنابراین ماتریس ΔA یک ماتریس 4×4 خواهد بود که با خطی‌سازی استخراج می‌شود. در ادامه برای طراحی کنترلر حلقه خارجی ماتریس‌های الحاقی استخراج می‌شوند.

۵.۲.۲.۷ استخراج ماتریس‌های الحاقی با اعمال دینامیک وارون

تا اینجا وارون‌سازی دینامیک برای طراحی حلقه داخلی استفاده شده است و در ادامه کنترلر حلقه خارجی توسط شکل‌دهی حلقه با H_∞ طراحی خواهد شد. برای اعمال روش شکل‌دهی حلقه با H_∞ برای یک سیستم غیرخطی، ماتریس‌های A ، B ، C ، D مدل خطی‌سازی شده پس‌خور باید تعریف شوند. اگر وارون غیرخطی یک وارون کامل سیستم باشد، سیستم آبشاری^۱ مانند ماتریس همانی (I) رفتار خواهد کرد. بر اساس نتایج قانون کنترلی وارون‌سازی دینامیک، اگر خطی‌سازی کامل باشد:

$$x_1 = \mathcal{Q}_1 \Rightarrow \begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\gamma} \\ \ddot{\psi} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \\ v_4 \end{bmatrix} \quad (36.7)$$

^۱ Cascade

اگرچه به دلیل تقریب‌های معرفی‌شده در مدل طراحی در نتیجه عدم دقت محاسبات و مدل‌سازی، کنترلر وارون در خنثی کردن عوامل غیرخطی سیستم اصلی کامل نیست. به عبارت دیگر در حضور خطاهای مدل‌سازی اجتناب‌ناپذیر، وارون‌سازی دینامیک دقیق نیست. مطابق آنچه در بالا توضیح داده شد، سیستم خطی‌سازی‌شده به عنوان یک اغتشاش دینامیک ΔA (عدم قطعیت) مدل می‌شود. عدم قطعیت مدل برای کل وسیله و مدل وارون غیرخطی به یک فرم افزاینده در نظر گرفته می‌شوند. در زیر ماتریس حالت مطابق آنچه قبلاً گفته شد، برای آسیب ۲۵٪ بال چپ استخراج شده است:

$$\dot{x}_1 = F_1' + G_1' \vartheta_2 \Rightarrow \dot{x} = \Delta A x + I u$$

$$\Delta A|_{5\%} = \begin{bmatrix} -0.011 & -0.09 & 0.012 & 0.046 \\ 0.01 & 0.086 & 0.021 & -0.048 \\ 0 & -1.29 & 0.35 & 0.042 \\ 0 & -0.006 & 0.04 & 0.39 \end{bmatrix} \quad (37.7)$$

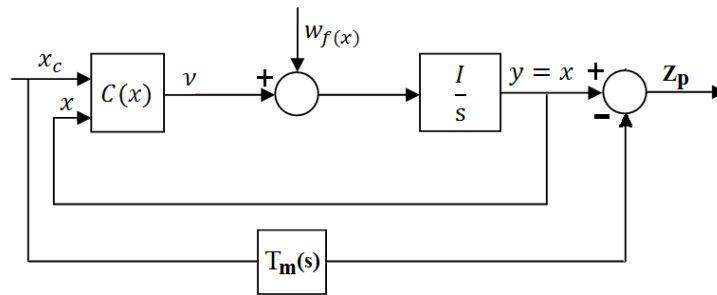
که در آن ΔA ماتریس عدم قطعیت است.

اکنون که مدل غیرخطی هواپیما خطی‌سازی شده است، روش شکل‌دهی حلقه H_∞ برای طراحی یک کنترلر مقاوم برای حلقه خارجی شکل ۲۰۷ استفاده می‌شود.

۳.۲.۷ طراحی کنترلر مقاوم به روش H_∞

طراحی کنترلر H_∞ یک روش بهینه‌سازی در فضای فرکانسی است که خطاهای مدل‌سازی و اغتشاشات نامعین را در طراحی لحاظ می‌کند. فلسفه اصلی در این روش در نظر گرفتن بدترین مورد است و بهینه‌سازی بر روی نرم بی‌نهایت^۱ انجام می‌شود. در این روش می‌توان با استفاده از توابع وزنی بر اساس فرکانس، پهنای باند حلقه بسته سیستم را کنترل نمود و یا ویژگی‌های حذف را در فرکانس‌های معین اعمال کرد. استفاده از این روش در طراحی کنترلر حلقه خارجی دینامیک وارون تضمین‌کننده حذف خطاهای موجود در وارون‌پذیری است. مطابق شکل ۱۲.۷ رفتار مطلوب سیستم حلقه بسته در فرایند بهینه‌سازی را می‌توان با استفاده از یک مدل مرجع $(T_m(s))$ اعمال کرد:

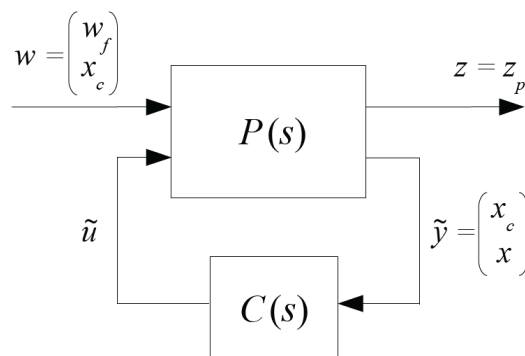
^۱ Infinity Norm



شکل ۱۲.۷ بلوک دیاگرام کنترلر و مدل مرجع.

شماتیک طراحی کنترلر ارائه شده در شکل ۱۲.۷ در مرحله بعد به شکل استاندارد مطابق شکل زیر تبدیل می‌شود. در این شکل ۱۳.۷ که مدل استاندارد (LFT)^۱ است:

$P(s)$ ، مدل آگمنت خطی سیستم است که شامل مدل سیستم $\tilde{G}$ ، مدل مطلوب $T_m(s)$ و توابع وزنی $W(s)$ می‌باشد. بردار W بردار تمامی ورودی‌های سیستم شامل اغتشاش d ، نویز n و سیگنال مرجع x_c می‌شود. بردار z شامل خروجی‌های وزن دار مانند خطای بین خروجی از سیستم و مدل مرجع می‌باشد.



شکل ۱۳.۷ فرم استاندارد استفاده شده برای طراحی H_∞ .

در واقع، سیگنال‌های بردار z توسط یک سری توابع $W(s)$ وزن دار می‌شوند تا اطلاعات لازم را جهت فرایند بهینه‌سازی فراهم کنند. توابع وزنی قسمتی از فرایند شکل‌دهی حلقه است که بیان‌کننده ویژگی‌های فرکانسی است که کنترلر می‌بایست بر اساس آن بهینه باشد. صرفه نظر کردن از این توابع مستلزم طراحی بهینه در تمامی فرکانس‌ها است که غیرقابل انجام است. سیستم آگمنت $P(s)$ به گونه‌ای فرموله می‌شود که سیستم حلقه‌بسته با عبارت تبدیل خطی زیر مطابقت داشته باشد:

^۱ Linear Fractional Transformation

$$\begin{aligned} \mathcal{T}_{w \rightarrow z} &= \mathcal{F}_l(P(s), C(s)) \\ &= P_{11}(s) + P_{12}(s)C(s)[I - P_{12}(s)C(s)]^{-1}P_{21}(s) \end{aligned} \quad (38.7)$$

که در آن P_{ij} مشخص کننده المان‌های سیستم آگمت $P(s)$ است.

در مسئله بهینه‌سازی H_∞ ، تابع عملکرد مطابق رابطه زیر مینیمم می‌شود:

$$J = \|\mathcal{T}_{wz}\|_\infty = \sup_{\omega} \bar{\sigma}[\mathcal{T}_{wz}(j\omega)] \leq \gamma \quad (39.7)$$

برای حل مسئله فوق یک فرایند تکراری لازم است که در آن از γ به عنوان پارامتر تکرار استفاده می‌شود. اگرچه برای سیستم چند ورودی چند خروجی، فرایند پیدا کردن کنترلر H_∞ بسیار پیچیده است و هیچ راه حل حلقه بسته‌ای برای آن وجود ندارد. بنابراین مسئله کنترل H_∞ به شکل دیگری تعریف می‌شود: برای $\gamma > 0$ در صورت وجود، کنترلر $K(s)$ به گونه‌ای استخراج شود که $\|T_{zw}\|_\infty < \gamma$ باشد. این مسئله، کنترل زیر-بهینه¹ H_∞ نامیده می‌شود. هرچه مقدار γ به صفر نزدیک‌تر باشد، مقاومت کنترلر طراحی شده بیشتر خواهد بود و در واقع حاشیه پایداری کنترلر طراحی شده بیشتر است. همانطور که بیان شد در روش بهینه‌سازی H_∞ دسته کنترلر پایدار ساز استخراج می‌شود ولی برای اینکه کنترلر طراحی شده در حضور عدم قطعیت مقاوم باشد، می‌بایست $\gamma < 1$ باشد. در این روش معادلات سیستم شامل مدل سیستم و توابع وزنی در فضای حالت به شکل زیر نشان داده می‌شود:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + B_1 w + B_2 u \\ z &= C_1 x + D_{12} u \\ y &= C_2 x + D_{21} w \end{aligned} \quad (40.7)$$

در صورتی که شروط زیر برآورده شوند، آن‌گاه وجود دارد یک کنترلر به گونه‌ای که $\|T_{zw}\|_\infty < \gamma$ باشد. شرایط مورد نیاز شامل:

$$\begin{aligned} X_\infty A + A^* X_\infty + X_\infty \left(\frac{1}{\gamma^2} B_1 B_1^* - B_2 B_2^* \right) X_\infty + C_1^* C_1 &= 0 \\ AY_\infty + Y_\infty A^* + Y_\infty \left(\frac{1}{\gamma^2} C_1^* C_1 - C_2^* C_2 \right) Y_\infty + B_1 B_1^* &= 0 \end{aligned} \quad (41.7)$$

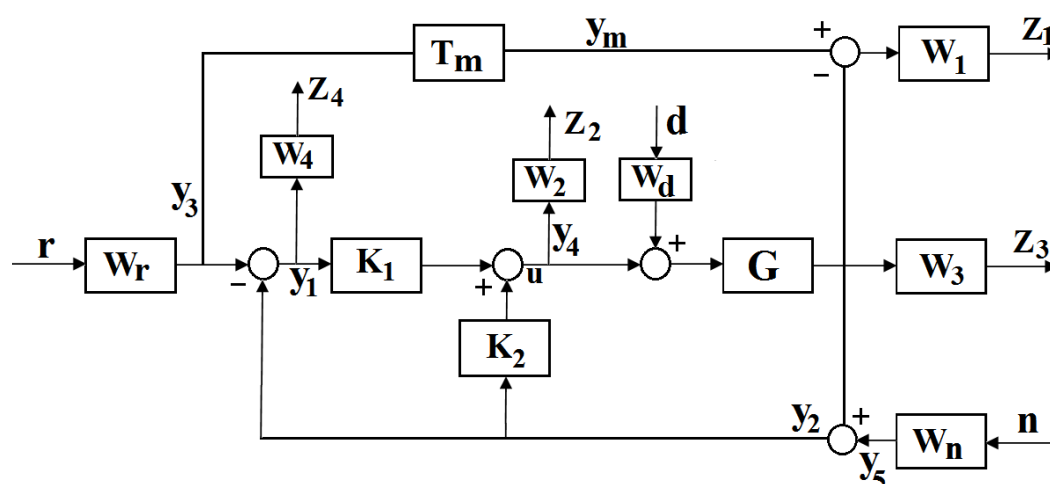
$$\rho(X_\infty, Y_\infty) < \gamma^2$$

¹ Suboptimal

$$K(s) = \begin{bmatrix} A_\infty & -Z_\infty L_\infty \\ F_\infty & 0 \end{bmatrix} \quad (42.7)$$

$$A_\infty = A + \frac{1}{\gamma^2} B_1 B_1^* X_\infty + B_2 F_\infty + Z_\infty L_\infty C_2^*$$

جزئیات بیشتر راجع حل مسئله H_{∞} را می‌توان در مرجع [۱۲۵] یافت. فرایند طراحی شکل‌دهی حلقه استفاده شده در مرجع [۱۲۵] یک درجه آزادی است. ساختار یک درجه آزادی برای مسائل که نیاز به عملکرد مطلوب تعقیب کردن ورودی‌های مطلوب دارد کافی نیست. به منظور ارضا همزمان کنترل مقاوم و الزامات عملکردی مقاوم، یک ساختار کنترلی مرتبه دوم [۱۲۶] و [۱۲۷] مطابق شکل ۱۴.۷ ارائه می‌شود. مطابق شکل ۱۴.۷، این ساختار شامل یک کنترلر در فیدبک (K_2) برای ایجاد پایداری مقاوم و حذف اغتشاش و یک کنترلر در مسیر پیش‌خورد (K_1) برای فراهم کردن عملکرد مقاوم و فراهم کردن الزامات تعقیب مطلوب، می‌باشد. در واقع خطای بین خروجی و ورودی مطلوب را مینیمم می‌کند.



شکل ۱۴.۷ بلوک دیاگرام کنترلر دو درجه آزادی.

۱.۳.۲.۷ استخراج معادلات خروجی

در طراحی کنترلر به روش H_∞ مطابق شکل فوق یک سری توابع وزنی برای هر سیگنال استفاده می‌شود. خروجی‌های کنترلی (y_1 ، y_2 و y_G) و بردار خروجی‌ها (z) مطابق روابط زیر استخراج می‌شوند:

$$\begin{aligned}
 y_G &= G(u + W_d d) = Gu + GW_d d \\
 y_2 &= W_n n + y_G = W_n n + Gu + GW_d d \\
 y_1 &= W_r r - y_2 = W_r r - W_n n - Gu - GW_d d \\
 z_1 &= W_1(T_m W_r r - y_G) = W_1 T_m W_r r - W_1 Gu - W_1 GW_d d \\
 z_2 &= W_2 u \\
 z_3 &= W_3 y_G = W_3 Gu + W_3 GW_d d \\
 z_4 &= W_4 y_1 = W_4 W_r r - W_4 W_n n - W_4 Gu - W_4 GW_d d
 \end{aligned} \tag{۴۳.۷}$$

با توجه به روابط فوق، شکل تابع تبدیلی معادلات به صورت زیر استخراج می‌شود:

$$\begin{bmatrix} r \\ d \\ n \\ u \end{bmatrix} \text{ to } \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ z_3 \\ z_4 \\ y_1 \\ y_2 \end{bmatrix} \text{ as } \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ z_3 \\ z_4 \\ y_1 \\ y_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} W_1 T_m W_r & -W_1 G W_d & 0 & -W_1 G \\ 0 & 0 & 0 & W_2 \\ 0 & W_3 G W_d & 0 & W_3 G \\ W_4 W_r & -W_4 W_n & -W_4 W_n & -W_4 G \\ W_r & -W_d G & -W_n & -G \\ 0 & W_d G & W_n & G \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r \\ d \\ n \\ u \end{bmatrix} \tag{۴۴.۷}$$

به منظور یافتن کنترلر پایدار کننده با استفاده از روش H_∞ ، مطابق شکل استاندارد این روش تابع تبدیل P مطابق فرایند زیر به فرم LFT تبدیل می‌شوند:

$$\begin{aligned}
 z &= p_{11}w + p_{12}u \\
 y &= p_{21}w + p_{22}u \\
 P_{11} &= \begin{bmatrix} W_1 T_m W_r & -W_1 G W_d & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & W_3 G W_d & 0 \\ W_4 W_r & -W_4 W_n & -W_4 W_n \end{bmatrix}, P_{12} = \begin{bmatrix} -W_1 G \\ W_2 \\ W_3 G \\ -W_4 G \end{bmatrix}, P_{21} \\
 &= \begin{bmatrix} W_r & -W_d G & -W_n \\ 0 & W_1 G & W_n \end{bmatrix}, P_{22} = \begin{bmatrix} -G \\ G \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{۴۵.۷}$$

مسئله استاندارد بهینه‌سازی H_∞ ، استخراج کنترلر پایدار کننده‌ای است که عبارت $\|F_1(P, K)\|_\infty$ کمینه شود:

$$F_1(P, K) = P_{11} + P_{12}K(I - KP_{22})^{-1}P_{21} \quad , \quad K = [K_1 \quad K_2] \quad (۴۶.۷)$$

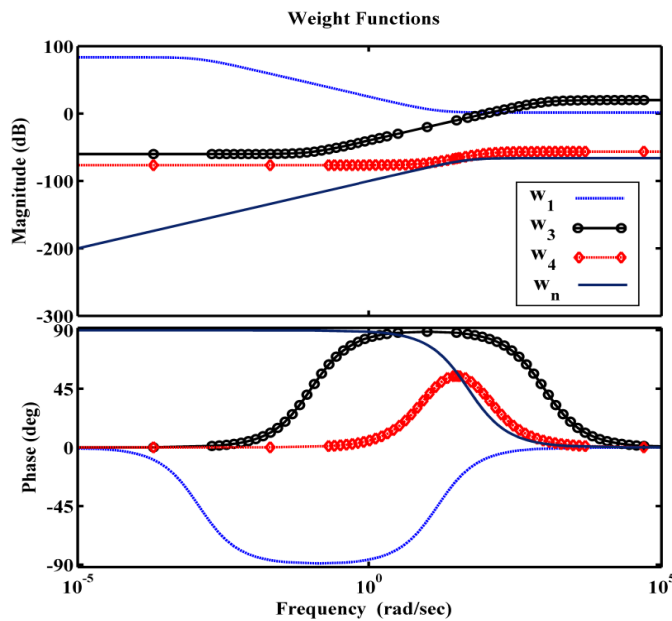
معادله فوق شامل مدل سیستم، تمامی توابع ماتریس وزنی و مدل مطلوب سیستم است.

۲.۳.۲.۷ طراحی مدل حلقه بسته و توابع وزنی:

در این بخش، با استفاده از الگوریتم دوپل-گلوور ([۱۲۵]) برای هر یک از ورودی‌ها یک کنترلر دو درجه آزادی طراحی می‌شود. الگوریتم دوپل یک روش ساده برای استخراج کنترلر پایدار کننده در فضای حالت ارائه می‌کند. در فرایند طراحی نیاز به انتخاب توابع وزنی مناسب می‌باشد. در توضیحات بیان شده جزئیات مربوط به انتخاب توابع وزنی برای الویتور بیان می‌شود و برای سایر ورودی‌های کنترلی با منطق مشابه، توابع وزنی انتخاب می‌شوند. مدل حلقه بسته مطلوب برای تمامی کانال‌ها یکسان در نظر گرفته شده است. مدل حلقه بسته مطلوب $T_m(s)$ به صورت یک تابع تبدیل مرتبه دوم با $\omega_n = 15 \text{ rad/s}$ و $\zeta = 0.8$ مطابق رابطه زیر انتخاب می‌شود:

$$T_m(s) = \frac{225}{s^2 + 24s + 225} \quad (۴۷.۷)$$

ماتریس‌های وزنی به گونه‌ای انتخاب می‌شوند که پایدار و مربع باشند. عملکرد و پایداری سیستم فیدبک به انتخاب توابع وزنی بستگی دارد. برای داشتن دقت خوب در تعقیب و حذف اغتشاش، یک فیلتر پایین گذر با گین بالا (گین یک) برای W_1 انتخاب می‌شود. تابع جریمه عملگر W_2 مقدار ورودی کنترلی و محدودیت‌های پهنای باند را منعکس می‌کند و به صورت یک تابع بالا گذر در نظر گرفته می‌شود. W_3 مرتبط با دینامیک مدل نشده سیستم می‌باشد که به صورت عدم قطعیت ضربی ظاهر شده است و به صورت بالا گذر در نظر گرفته می‌شود. خطای تعقیب توسط W_4 اعمال می‌شود و به صورت پایین گذر در نظر گرفته می‌شود. ورودی اغتشاش با یک تابع وزنی پایدار و مینیمم فاز W_d مدل می‌شود. تمامی سیگنال‌های موجود در فیدبک تحت تأثیر نویز قرار می‌گیرند. در فرکانس‌های پایین مقدار آن کم و در فرکانس‌های بالا سطح نویز بزرگ است. بنابراین تابع وزنی نویز W_n به صورت یک فیلتر بالا گذر در نظر گرفته می‌شود. در ادامه توابع وزنی و دیگرام اندازه بر حسب فرکانس توابع وزنی ارائه شده است.



شکل ۱۵.۷ دیاگرام اندازه و فاز توابع وزنی.

$$W_4 = 0.15 \frac{0.01s + 0.1}{s + 100}$$

$$W_r = 1$$

$$W_3 = \frac{10s + 1}{s + 1000}$$

$$W_d = 0.01$$

$$W_2 = 57.3$$

$$W_1 = \frac{1.2s + 18}{s + 0.0012}$$

۳.۳.۲.۷ نمایش فرم فضای حالت:

برای بدست آوردن کنترلر H_∞ مطابق روش توضیح داده شده در بالا، فرم فضای حالت سیستم استخراج می‌شود. در این قسمت، مدل فضای حالت تمامی اجزا معرفی شده در مدل استاندارد سیستم استخراج می‌شود. بر اساس ساختار سیستم کنترلی و با توجه به ورودی و خروجی هر یک از المان‌ها، مدل فضای حالت آن‌ها به صورت زیر استخراج می‌شود:

$$G = \begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix}, \dot{x} = Ax + B(u + y_4), y_G = Cx + D(u + y_4)$$

$$T_m = \begin{bmatrix} A_m & B_m \\ C_m & D_m \end{bmatrix}, \dot{x}_m = A_m x_m + B_m y_3, y_m = C_m x_m + D_m y_3 \quad (۴۸.۷)$$

$$W_i = \begin{bmatrix} A_i & B_i \\ C_i & D_i \end{bmatrix}, i = 1, 2, 3, 4$$

بنابراین در فرم فضای حالت داریم:

$$\begin{aligned}
\dot{x}_1 &= A_1 x_1 + B_1 (y_m - y_G), z_1 = C_1 x_1 + D_1 (y_m - y_G) \\
\dot{x}_2 &= A_2 x_2 + B_2 u, z_2 = C_2 x_2 + D_2 u \\
\dot{x}_2 &= A_2 x_2 + B_2 u, z_2 = C_2 x_2 + D_2 u \\
\dot{x}_3 &= A_3 x_3 + B_3 y_G, z_3 = C_3 x_3 + D_3 y_G \\
\dot{x}_4 &= A_4 x_4 + B_4 y_1, z_4 = C_4 x_4 + D_4 y_1 \\
y_1 &= y_3 - y_2 \\
y_2 &= y_G + y_5
\end{aligned} \tag{۴۹.۷}$$

$$\begin{aligned}
W_r &= \begin{bmatrix} A_r & B_r \\ C_r & D_r \end{bmatrix}, \dot{x}_r = A_r x_r + B_r r, y_3 = C_r x_r + D_r r \\
W_d &= \begin{bmatrix} A_d & B_d \\ C_d & D_d \end{bmatrix}, \dot{x}_d = A_d x_d + B_d d, y_4 = C_d x_d + D_d d \\
W_n &= \begin{bmatrix} A_n & B_n \\ C_n & D_n \end{bmatrix}, \dot{x}_n = A_n x_n + B_n n, y_n = C_n x_n + D_n n
\end{aligned}$$

حالت‌های جدید، خروجی‌های جدید، اندازگیری‌های جدید و ورودی‌های خارجی به صورت زیر است:

$$\begin{aligned}
x &= [x, x_m, x_1, x_2, x_3, x_4, x_r, x_d, x_n]^T, y = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \end{bmatrix}, z = \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ z_3 \\ z_4 \end{bmatrix}, w = \begin{bmatrix} r \\ d \\ n \end{bmatrix} \\
\dot{x} &= Ax + B_1 w + B_2 u \\
z &= C_1 x + D_{11} w + D_{12} u \\
y &= C_2 x + D_{21} w + D_{22} u
\end{aligned} \tag{۵۰.۷}$$

در شکل فضای حالت، معادلات سیستم به شرح زیر تبدیل می‌شود:

بنابراین، ماتریس‌های $A, B_1, B_2, C_1, C_2, D_{11}, D_{12}, D_{21}, D_{22}$ به شرح زیر استخراج می‌شود:

$$A = \begin{bmatrix} A & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & BC_d & 0 \\ 0 & A_m & 0 & 0 & 0 & 0 & B_m C_r & 0 & 0 \\ -B_1 C & B_1 C_m & A_1 & 0 & 0 & 0 & B_1 D_m C_r & -B_1 DC_d & 0 \\ 0 & 0 & 0 & A_2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ B_3 C & 0 & 0 & 0 & A_3 & 0 & 0 & -B_3 DC_d & 0 \\ -B_4 C & 0 & 0 & 0 & 0 & A_4 & B_4 C_r & -B_4 DC_d & -B_1 C_n \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & A_r & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & A_d & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & A_n \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & BD_d & 0 \\ B_m D_d & 0 & 0 \\ B_m D_m D_r & -B_1 DD_d & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & B_3 DD_d & 0 \\ B_4 D_r & -B_3 DD_d & -B_4 D_n \\ B_r & 0 & 0 \\ 0 & B_n & 0 \\ 0 & 0 & B_n \end{bmatrix}, B_2 = \begin{bmatrix} B \\ 0 \\ -B_1 D \\ B_2 \\ B_3 D \\ -B_4 D \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, C_1 = \begin{bmatrix} -D_1 C & D_1 C_m & C_1 & 0 & 0 & 0 & D_1 D_m C_r & -D_1 DC_d & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ D_3 C & 0 & 0 & 0 & C_3 & 0 & 0 & D_3 DC_d & 0 \\ -D_4 C & 0 & 0 & 0 & 0 & C_4 & -D_4 C_r & -D_4 DC_d & -D_4 C_n \end{bmatrix}, \quad (51.7)$$

$$D_{11} = \begin{bmatrix} D_1 D_m D_r & -D_1 DD_d & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & D_3 DD_d & 0 \\ D_4 D_r & -D_4 DD_d & -D_4 D_n \end{bmatrix}, D_{12} = \begin{bmatrix} -D_1 D \\ -D_2 \\ D_3 D \\ -D_4 D \end{bmatrix}$$

$$C_2 = \begin{bmatrix} -C & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_r & -DC_d & -C_n \\ C & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & DC_d & C_n \end{bmatrix}, D_{21} = \begin{bmatrix} D_r & -DD_d & -D_n \\ 0 & DD_d & D_n \end{bmatrix}, D_{22} = \begin{bmatrix} -D \\ D \end{bmatrix}$$

حرکت طولی با استفاده از چهار متغیر کنترلی بیان می‌شود بنابراین مطابق روابط فوق اندازه

ماتریس‌ها به شرح زیر است:

$$D_{22}(2 \times 1), D_{12}(4 \times 1), D_{21}(2 \times 3), D_{11}(4 \times 3), C_2(2 \times 13), C_1(4 \times 13), B_2(13 \times 1), B_1(13 \times 3), A(13 \times 13)$$

۴.۳.۲.۷ استخراج تابع تبدیل کنترلر مقاوم:

با استفاده از الگوریتم دوپل - گلور [۱۲۵] و با استفاده از کد متلب، هشت عدد کنترلر (K_2, K_1) برای چهار ورودی طراحی شده است. تابع تبدیل کنترلرهای طراحی شده در کانال طولی از مرتبه ۱۳ و تابع تبدیل کنترلرهای مرتبط با کانال عرضی از مرتبه ۱۴ می‌باشند. اگرچه مدل سیستم غیرخطی و متغیر

می‌باشد، کنترل‌های طراحی شده به دلیل استفاده از مدل دینامیک وارون در طراحی ثابت می‌باشند. در ادامه توابع تبدیل کنترلر استخراج شده برای هر ورودی کنترلی ارائه شده است (تنها کنترلرهای $K_1(s)$ برای هر ورودی کنترلی ارائه شده است و کنترلرهای $K_2(s)$ موجود در مسیر فیدبک نیز یک تابع تبدیل با مرتبه مشابه بدست می‌آید):

تابع تبدیل کنترلر مقاوم برای ورودی دسته گاز:

$$K_1(s) = \frac{-0.89s^{12} - 65s^{11} - 98s^{10} + \dots + 720s^5 + 1754s^4 + 534s^3 + 38s^2 + 0.48s - 0.056}{s^{13} + 112s^{12} + 895s^{11} + 4351s^{10} + \dots + 8967s^5 + 4.12e5s^4 + 1.236e5s^3 + 2.1e4s^2 + 974s + 1.38}$$

تابع تبدیل کنترلر مقاوم برای ورودی الویتور:

$$K_1(s) = \frac{-6.12s^{12} - 247s^{11} - 3761s^{10} + \dots + 3.08e4s^5 + 3.1e4s^4 + 1.32e3s^3 + 1347s^2 + 109s + 0.06}{s^{13} + 53s^{12} + 895s^{11} + 1.298e4s^{10} + \dots + 1.27e6s^5 + 6.32e5s^4 + 1.936e5s^3 + 1.7e4s^2 + 1287s + 1.11}$$

تابع تبدیل کنترلر مقاوم برای ورودی ایلرون:

$$K_1(s) = \frac{0.209s^{13} + 12.61s^{12} + 370s^{11} + 5424s^{10} + \dots + 6.8e5s^5 + 3.1e5s^4 + 1.1e5s^3 + 2.5e4s^2 + 2109s + 4.6}{s^{14} + 67s^{13} + 2167s^{12} + 794s^{11} + 3.7e4s^{10} + \dots + 1.1e7s^5 + 5.6e6s^4 + 2.1e6s^3 + 5.1e5s^2 + 4.1e4s + 95}$$

تابع تبدیل کنترلر مقاوم برای ورودی رادر:

$$K_1(s) = \frac{-0.001s^{13} - 0.2s^{12} - 20.5s^{11} - 215s^{10} + \dots + 5.1e5s^5 + 4.23e7s^4 + 4.8e7s^3 + 3.5e7s^2 + 7.10e6s + 0.1}{s^{14} + 178s^{13} + 2.1e4s^{12} + 8.9e5s^{11} + 3.7e6s^{10} + \dots + 1.5e7s^5 + 9.6e9s^4 + 1.2e10s^3 + 4.7e9s^2 + 4.9e8s + 1.2}$$

۵.۳.۲.۷ کاهش مرتبه کنترلر مقاوم

یکی از ضعف‌های طراحی کنترلر با استفاده از روش H_∞ ، رسیدن به کنترلرهای مرتبه بالا است. معمولاً مرتبه کنترلر استخراج شده از مرتبه خود مدل بالاتر می‌باشد. به کارگیری کنترلرهای مرتبه بالا پیچیده و پرهزینه بوده و دارای قابلیت اطمینان پایینی است. کنترلرهای مرتبه پایین همواره مورد علاقه مهندسان کنترل بوده است. استخراج کنترلرهای مرتبه پایین برای یک سیستم مرتبه بالا یکی از موضوعات جالب در زمینه کنترل است.

از آنجا که مرتبه کنترلر بدست آمده بزرگ است با استفاده از روش های کاهش مرتبه، کنترلر با مرتبه پایین تر استخراج می شود. برای این کار در مرحله اول صفرها و قطب های پایدار نزدیک به هم حذف می شود و پس از آن با استفاده از روش هنکل مرتبه کنترلر به مرتبه ۴ یا ۵ کاهش می یابد.

برای حذف صفر و قطب، مقدار $d_r = |z/p - 1|$ مورد محاسبه قرار می گیرد. در صورتی که $d_r \leq \varepsilon$ ، آنگاه صفر و قطب نزدیک هم بوده و قابل حذف می باشند. با انجام عمل حذف صفر و قطب، مرتبه کنترلر به ۱۵ کاهش می یابد ولی این امر کافی نیست. با استفاده از روش کمترین درجه هنکل (HMDA)^۱، مرتبه کنترلر کاهش می یابد. در واقع در این روش هدف یافتن یک کنترلر با مرتبه پایین تر است که نرم خطای بین مدل کاهش یافته و مدل واقعی $(\|K(s) - K_r(s)\|_\infty)$ کوچک باشد. برای این کار از مقدار سینگولار هنکل که نشان دهنده میزان انرژی سیستم است، استفاده می شود. مقادیر اندازه و فاز و همچنین مقادیر سینگولار کنترلر طراحی شده و کنترلر کاهش مرتبه یافته به ترتیب در شکل ۱۷.۷ و شکل ۱۶.۷ ارائه شده است. مشاهده می شود که مقادیر سینگولار هر دو کنترلر بسیار به یکدیگر نزدیک است.

کنترلر کاهش مرتبه یافته (زاویه مسیر):

$$K_1(s) = \frac{-7.61s^3 - 89.32s^2 + 69.5s + 4.13}{s^4 + 29.05s^3 + 416.59s^2 + 714s + 55.66}$$

کنترلر کاهش مرتبه یافته (زاویه سرش جانبی):

$$K_1(s) = \frac{0.26s^4 + 4s^3 + 1.54s^2 + 1.1s + 0.16}{s^5 + 29.66s^4 + 55.85s^3 + 19.68s^2 + 21.05s + 2.78}$$

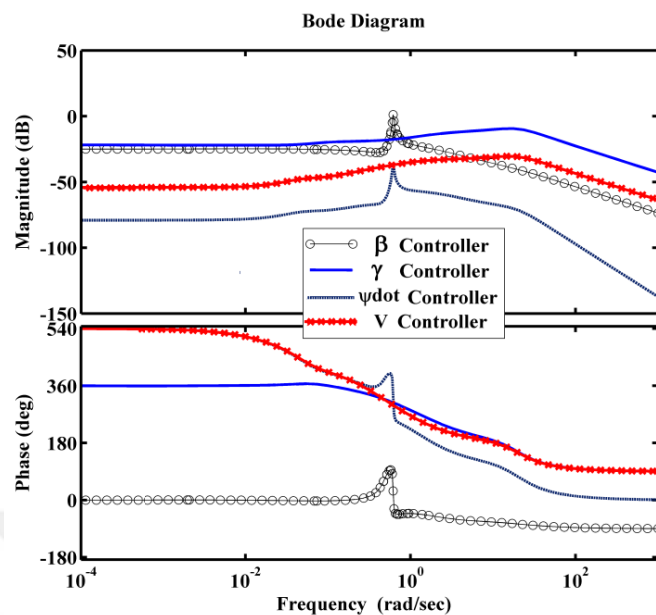
کنترلر کاهش مرتبه یافته (سرعت):

$$K_1(s) = \frac{-0.69s^4 - 7.96s^3 + 2.219s^2 + 0.707s - 0.025}{s^5 + 28.5s^4 + 389.4s^3 + 502.4s^2 + 178.8s + 9.88}$$

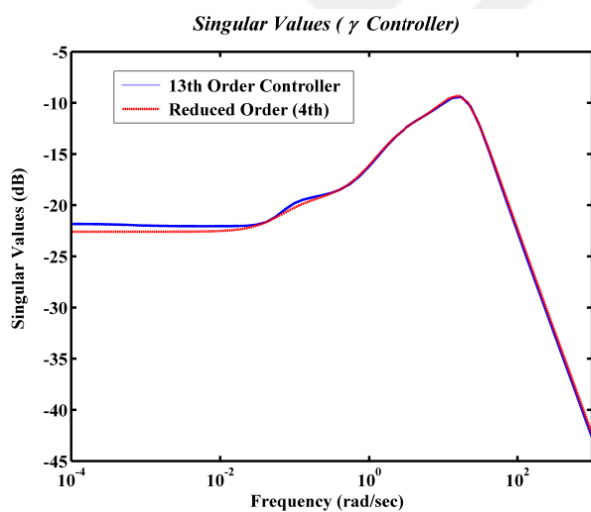
کنترلر کاهش مرتبه یافته (نرخ گردش):

$$K_1(s) = \frac{0.98s^4 + -26.62s^3 + 63.8s^2 - 0.43s + 0.12}{s^5 + 24.6s^4 + 86.85s^3 + 19.68s^2 + 32.05s + 5.97}$$

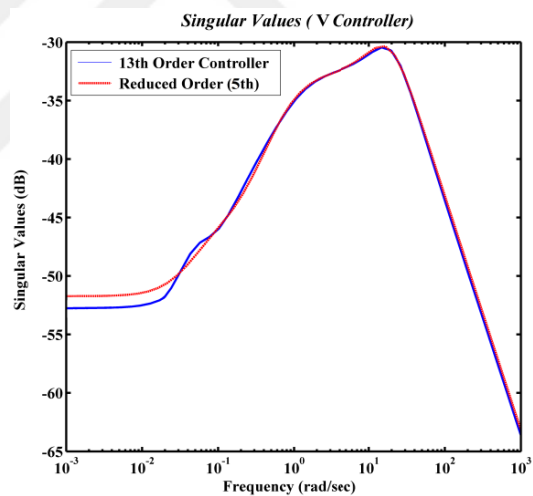
^۱ Hankel Minimum Degree Approximation



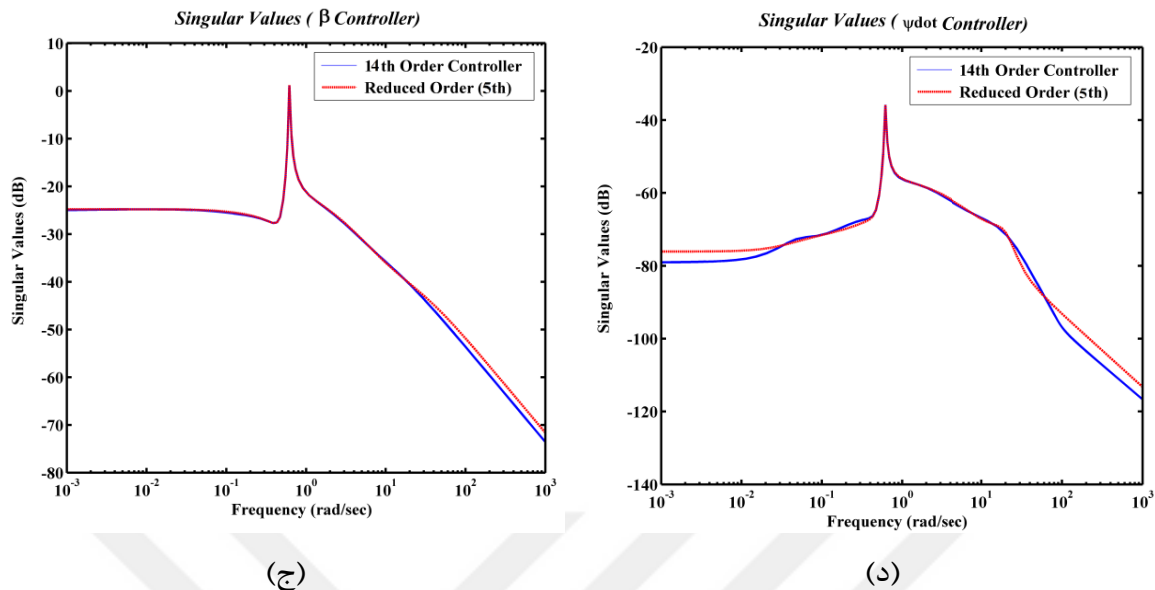
شکل ۱۶.۷ دیاگرام اندازه و فاز کنترلرهای $K_1(s)$ حلقه خارجی.



(الف)



(ب)



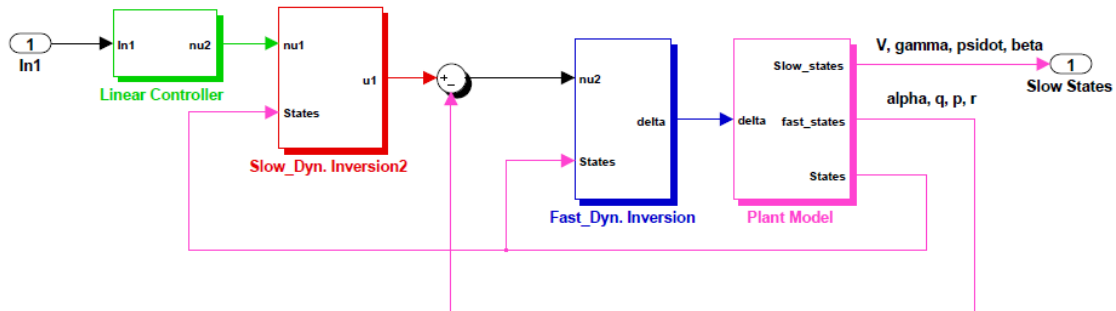
شکل ۱۷.۷ مقادیر سینگولار بر حسب فرکانس توابع تبدیل کاهش مرتبه یافته.

۳.۷ شبیه‌سازی و نتایج

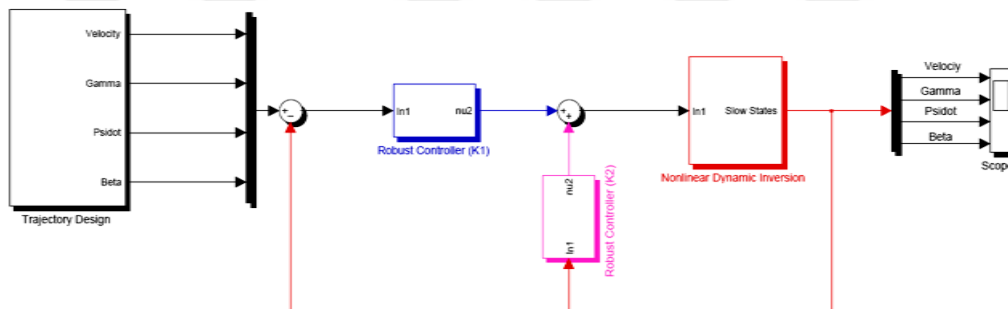
در این قسمت برای نشان دادن عملکرد کنترلر طراحی شده، نتایج حاصل از شبیه‌سازی ارائه می‌گردد. در قسمت طراحی مسیر، متغیرهای حرکتی مسیر مطلوب استخراج می‌شود و سپس به عنوان ورودی به سیستم کنترل طراحی شده وارد می‌شود. در شکل ۱۸.۷ کنترلر طراحی شده در محیط متلب – سیمولینک ارائه شده است. کنترلر حلقه داخلی شامل معکوس دینامیک غیرخطی است که به دو قسمت دینامیک تند و کند تقسیم شده است. برای طراحی کنترلر حلقه خارجی مطابق فرایند توضیح داده شده در بالا، یک کنترلر دو درجه آزادی مقاوم با استفاده از روش H_∞ طراحی شده است. در این قسمت عملکرد کنترلر طراحی شده برای تعقیب مسیر مطلوب بررسی می‌شود و سپس جهت بررسی مقاوم بودن کنترلر طراحی شده، عملکرد کنترلر در حضور اغتشاشاتمسفر، نویز و آسیب بال مورد بررسی قرار می‌گیرد و با کنترلر تناسبی – انتگرالی مقایسه می‌شود.

بلوک دیاگرام کنترلر طراحی شده به روش دینامیک وارون در متلب-سیمولینک در شکل ۱۸.۷ ارائه شده است. همچنین بلوک دیاگرام کنترلر حلقه خارجی طراحی شده به روش H_∞ در شکل ۱۹.۷ نشان

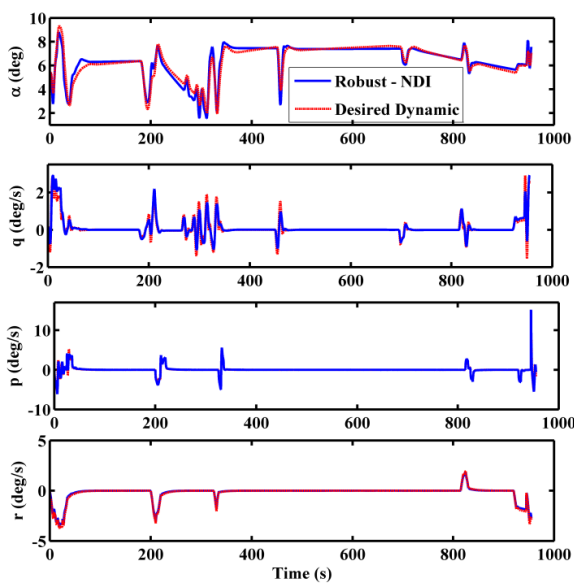
داده شده است. نحوه عملکرد کنترلر مقاوم در تعقیب کردن حالت‌های کند در شکل ۲۰.۷، حالت‌های تند در شکل ۲۱.۷ و مسیر استخراج شده در شکل ۲۲.۷ نشان داده شده است.



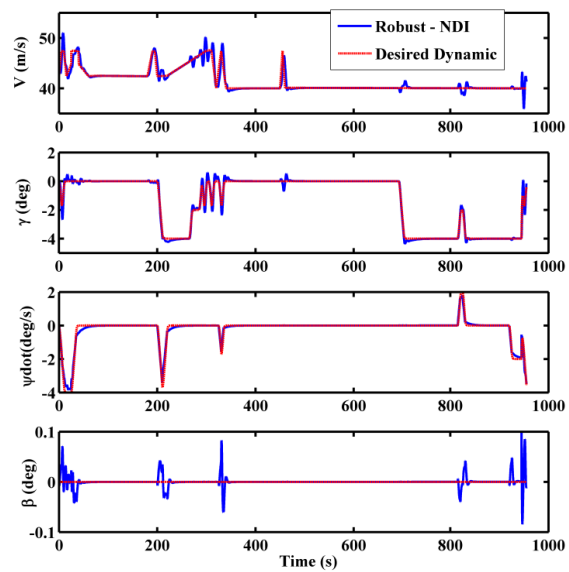
شکل ۱۸.۷ بلوک دیاگرام کنترلر دینامیک وارون.



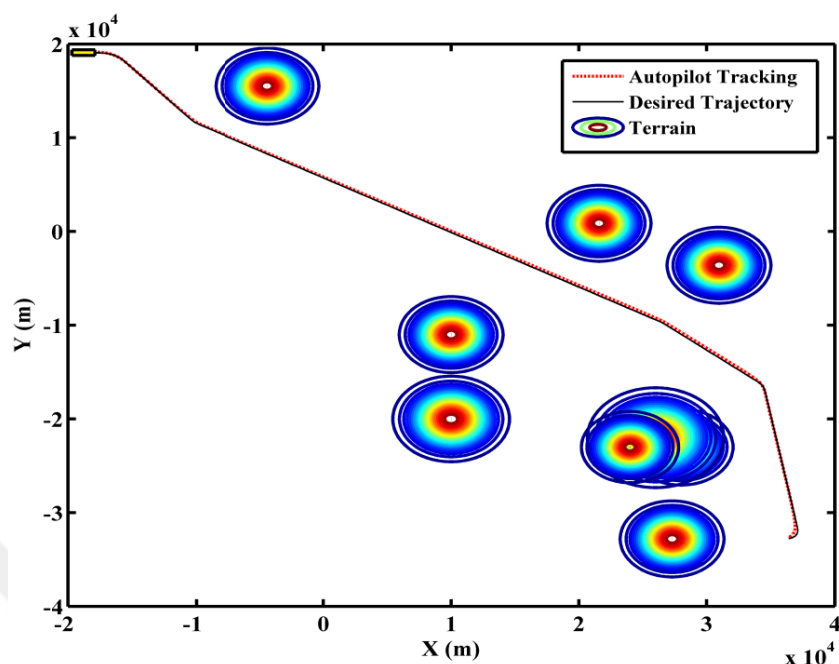
شکل ۱۹.۷ بلوک دیاگرام کنترلر دو درجه آزادی در سیمولینک.



شکل ۲۱.۷ تعقیب کردن حالت‌های تند.



شکل ۲۰.۷ تعقیب کردن حالت‌های کند.



شکل ۲۲.۷ مسیر مطلوب و مسیر تعقیب شده توسط کنترلر.

برای ارزیابی مقاومت کنترلر طراحی شده، عملکرد کنترلر در حضور نویز، اغتشاش اتمسفر و عدم قطعیت در ضرایب آیرودینامیکی مورد بررسی قرار می گیرد.

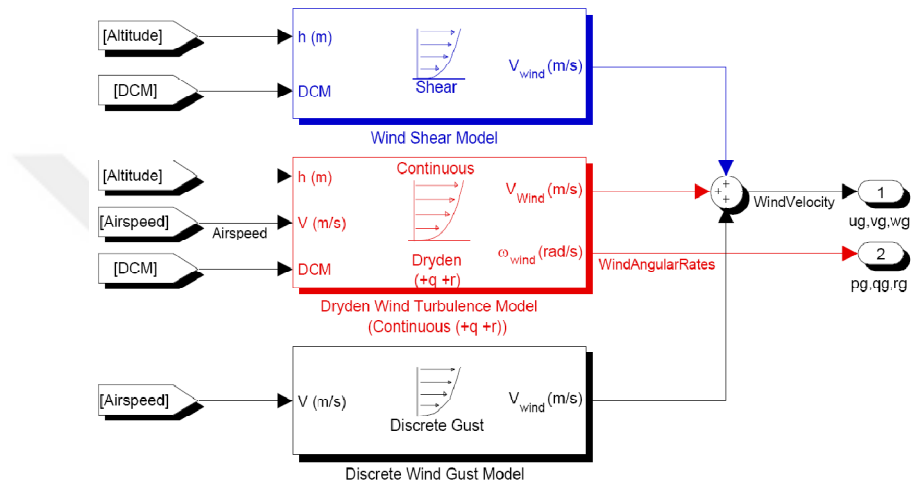
۱.۳.۷ اغتشاش اتمسفر

جو اطراف زمین یک سیستم دینامیک است که هواپیما در آن پرواز می کند. یک هواپیما در پرواز در اتمسفر با پدیده‌هایی همچون توربولانس، باد برشی^۱ و گاست^۲ مواجه می شود. برای مدل سازی اغتشاش اتمسفر هر سه پدیده فوق بر روی متغیرهای پروازی هواپیما اعمال می شود. برای مدل سازی توربولانس از مدل استاندارد توربولانس درآیدن استفاده شده است. توربولانس در واقع یک پدیده تصادفی است که با طیف سرعت تعریف می شود. مدل توربولانس درآیدن با گذراندن نویز سفید با باند محدود از فیلترهای شکل دهنده مناسب مطابق استاندارد ایجاد می شود. خروجی های مدل توربولانس درآیدن مدل شده در شکل ۲۳.۷، مطابق شکل ۲۴.۷ و شکل ۲۵.۷ می باشند.

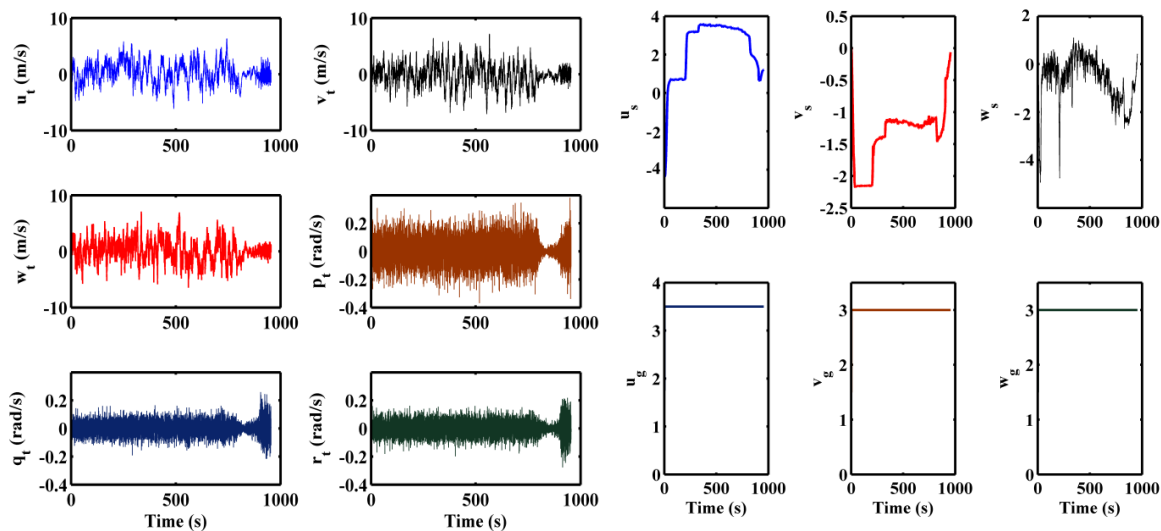
^۱ Wind Shear

^۲ Gust

عملکرد کنترلر مقاوم در حضور اغتشاش اتمسفر برای حالت‌های تند در شکل ۲۶.۷، برای حالت‌های کند در شکل ۲۷.۷ و زوایای اویلر در شکل ۲۸.۷ نشان داده شده است. همچنین نحوه تعقیب شرایط تریم مطلوب در حضور باد برشی برای تمامی حالات سیستم در اشکال ۲۹.۷، ۳۰.۷ و ۳۱.۷ ارائه شده است. همچنین عملکرد کنترلر مقاوم طراحی شده در حضور گاست در شکل ۳۲.۷ نشان داده شده است.

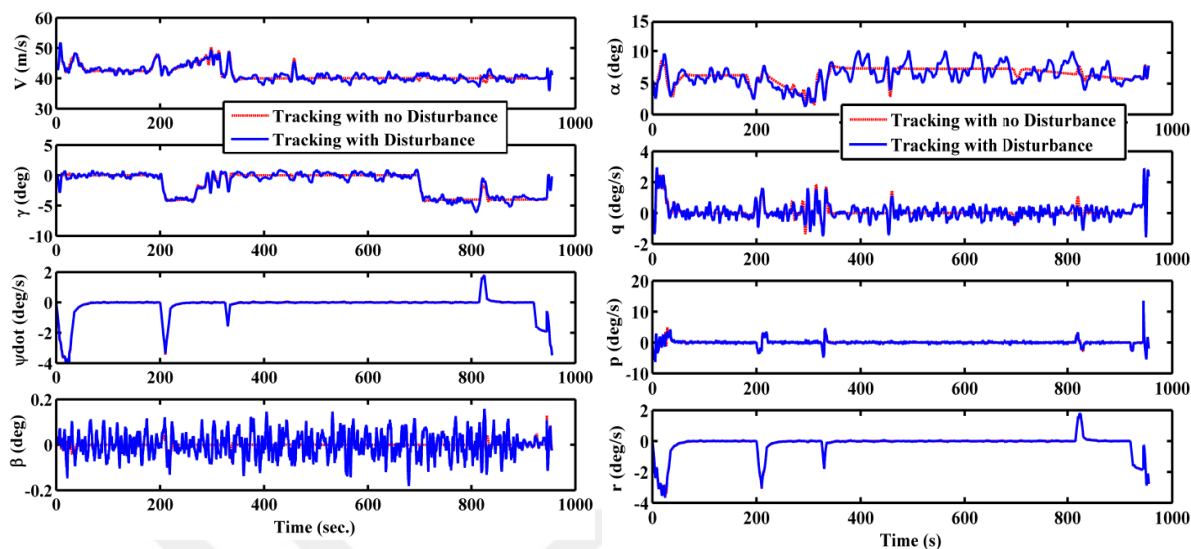


شکل ۲۳.۷ مدل باد برشی، اغتشاش اتمسفر و گاست.



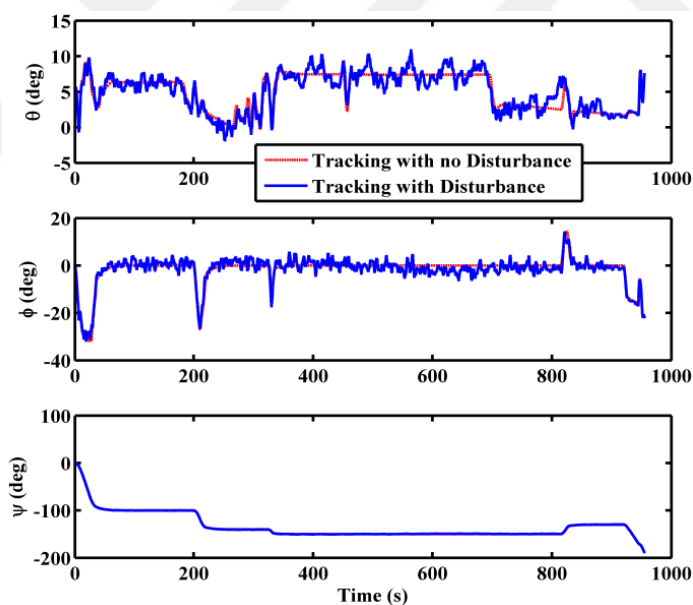
شکل ۲۴.۷ خروجی‌های باد برشی و گاست.

شکل ۲۵.۷ خروجی‌های توربولانس.

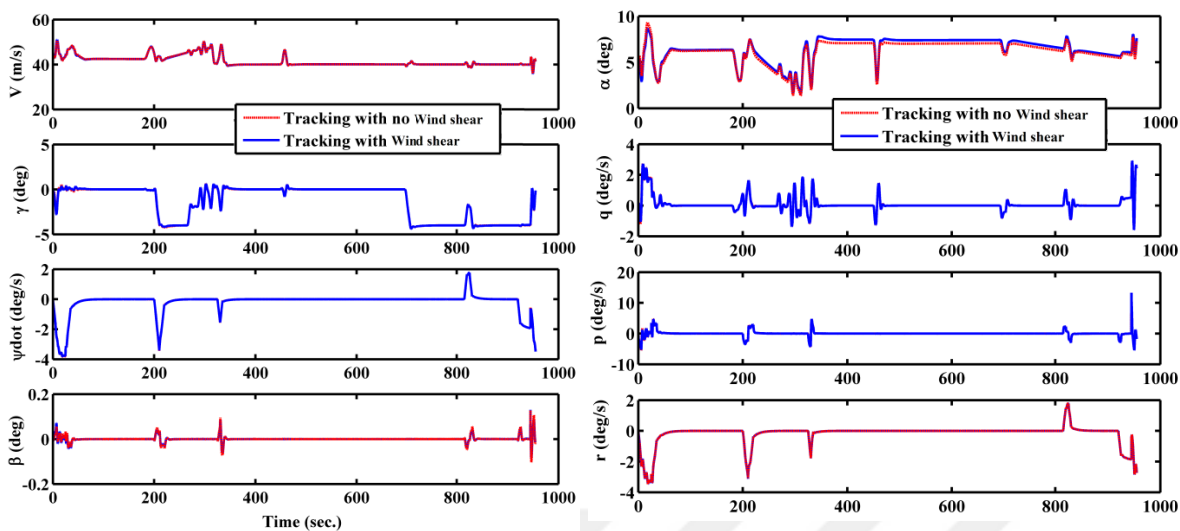


شکل ۲۶.۷ تغییرات حالت‌های تند در حضور و عدم حضور اغتشاش اتمسفر (مدل درآیدن).

شکل ۲۷.۷ تغییرات حالت‌های کند در حضور و عدم حضور اغتشاش اتمسفر (مدل درآیدن).



شکل ۲۸.۷ تغییرات زوایای اویلر در حضور و عدم حضور اغتشاش اتمسفر (مدل درآیدن).

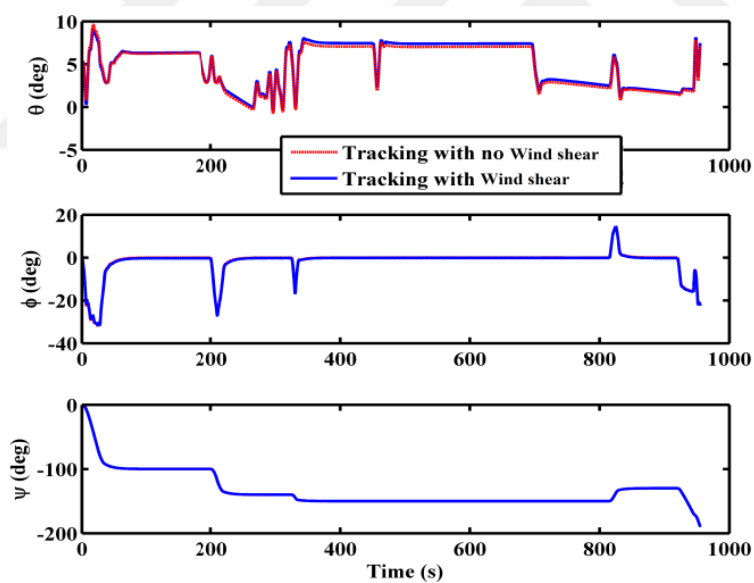


شکل ۲۹.۷ تغییرات حالت‌های تند

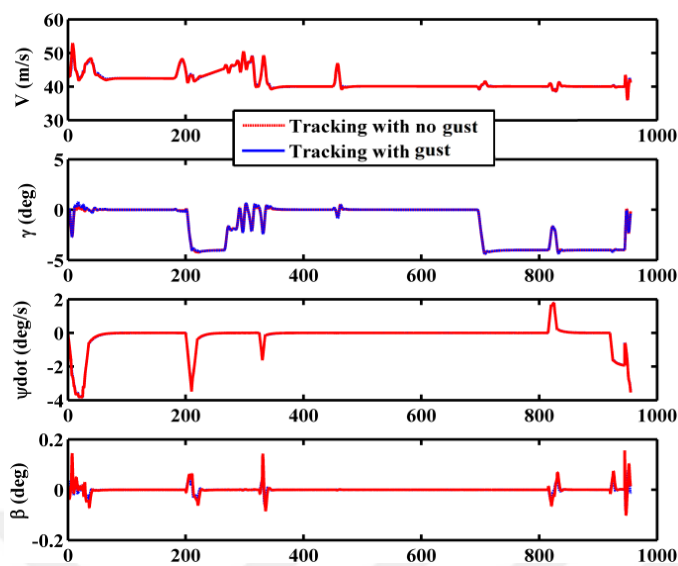
شکل ۳۰.۷ تغییرات حالت‌های کند

در حضور باد برشی

در حضور باد برشی



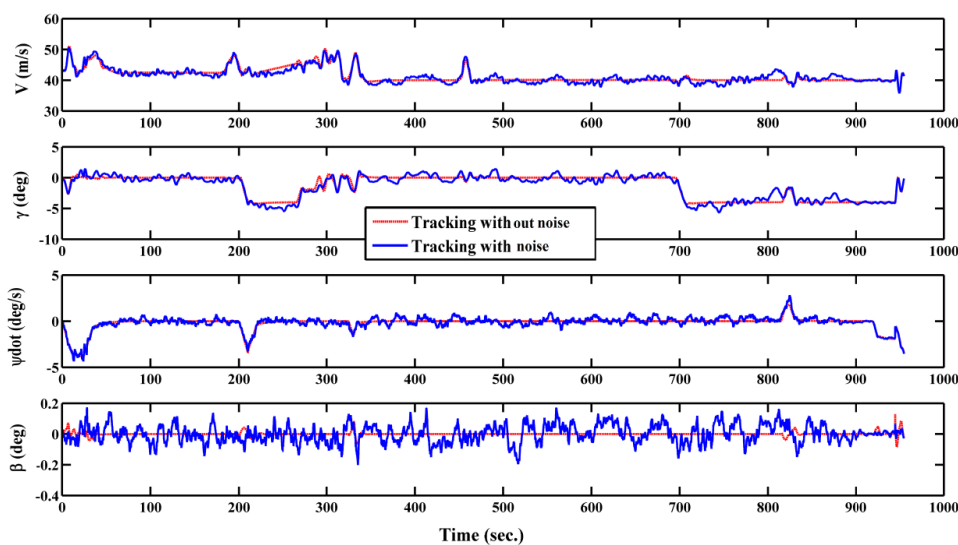
شکل ۳۱.۷ زوایای اویلر در حضور باد برشی.



شکل ۳۲.۷ حالت‌های کند در حضور گاست.

۲.۳.۷ اعمال نویز

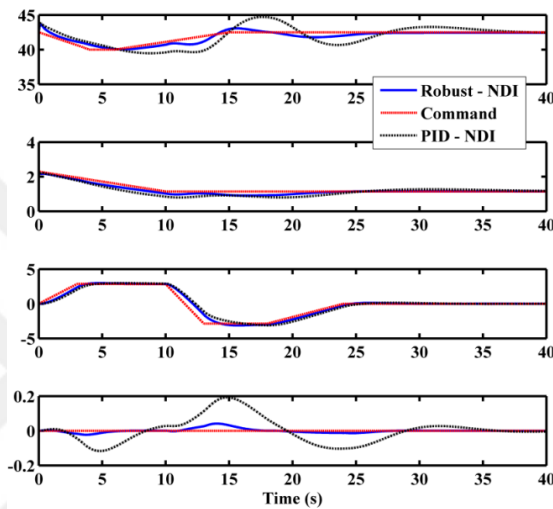
هدف افزودن نویز سفید به خروجی‌های مورد استفاده در فیدبک می‌باشد. برای این منظور نویز سفید با مقدار میانگین صفر و انحراف معیار ۰.۲ و فرکانس ۱۰۰ هرتز به خروجی‌های اندازه‌گیری شده سرعت، زاویه حمله، زاویه مسیر، نرخ پیچ، نرخ چرخش، نرخ غلتش و زاویه سرش جانبی اعمال می‌شود. عملکرد تعقیب‌کردن حالت‌های مطلوب کند در حضور نویز در شکل ۳۳.۷ ارائه شده است.



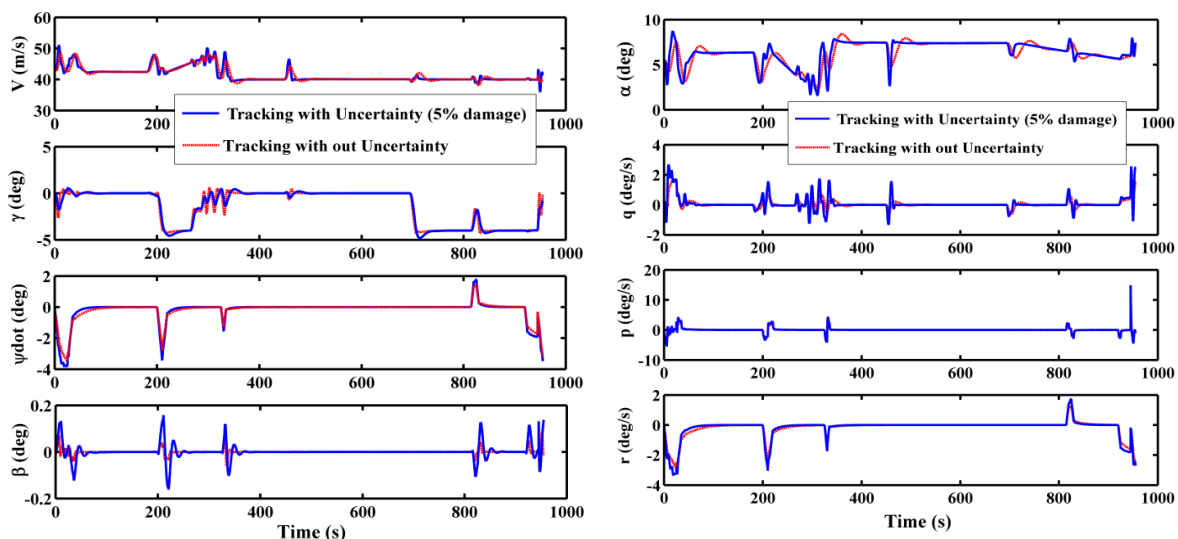
شکل ۳۳.۷ حالت‌های کند در حضور نویز.

۳.۳.۷ عدم قطعیت در ضرایب آیرودینامیکی

کنترلر مقاوم به گونه‌ای طراحی شده است که در برابر ۵ درصد آسیب بال مقاوم باشد. در شکل ۳۴.۷ عملکرد کنترلر مقاوم و کنترلر تناسبی-انتگرالی به ازای ۲ درصد آسیب بال با کنترلر مقاوم مقایسه شده است. اشکال ۳۵.۷، ۳۶.۷، ۳۷.۷ و ۳۸.۷ به ترتیب نشان‌دهنده خروجی‌های سیستم و مسیر ایجاد شده با کنترلر مقاوم در حضور ۵ درصد آسیب است.



شکل ۳۴.۷ مقایسه عملکرد کنترلر مقاوم و تناسبی به ازای عدم قطعیت ۲٪ آسیب.

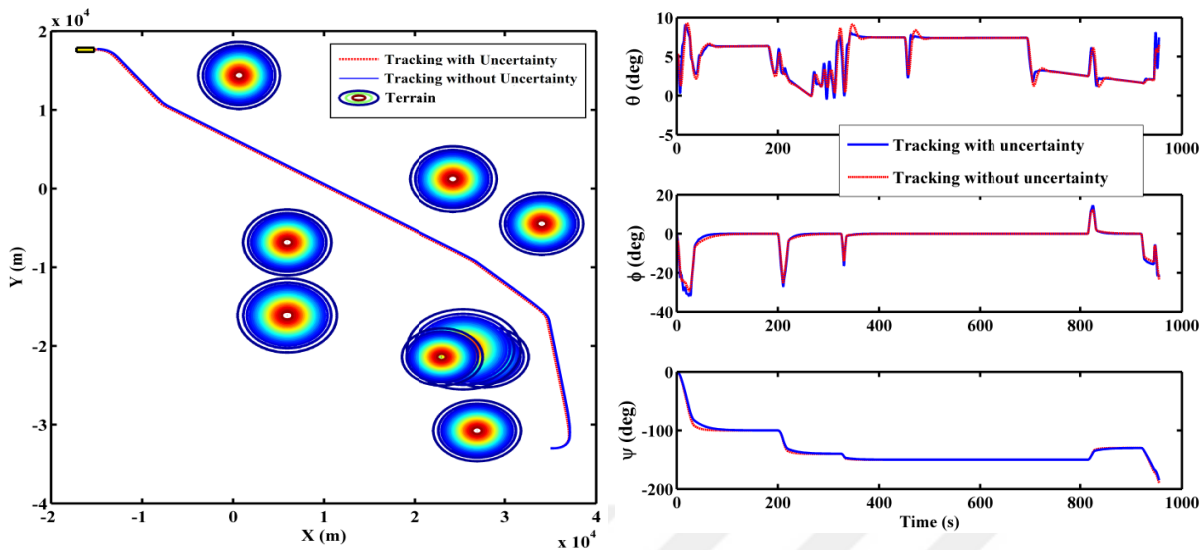


شکل ۳۵.۷ تغییرات حالت‌های دینامیک تند در

حضور عدم قطعیت (۵٪ آسیب بال)

شکل ۳۶.۷ تغییرات حالت‌های دینامیک کند در

حضور عدم قطعیت (۵٪ آسیب بال).



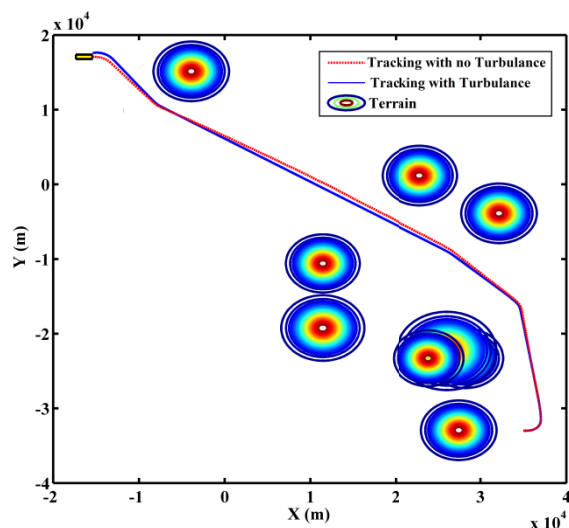
شکل ۳۷.۷ مسیر در حضور عدم قطعیت. شکل ۳۸.۷ زوایای اولیه به ازای عدم قطعیت.

۴.۳.۷ مسیرهای ایجاد شده در حضور اغتشاشات اتمسفر و نویز

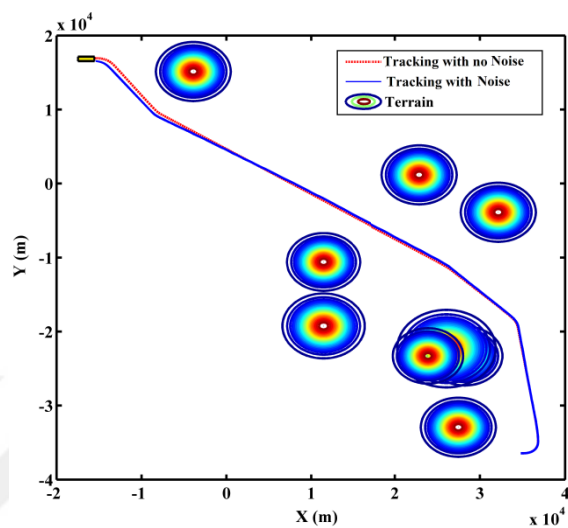
طراحی مسیر ایمن برای رسیدن هواپیمای آسیب‌دیده از محل سانحه تا محل نشست، بر اساس شرایط ترمیم از پیش تعیین شده بر اساس دینامیک جدید هواپیما استخراج شده است. از آنجا که در مرحله تعقیب مقادیر ترمیم مطلوب توسط کنترلر، حالت‌ها و زوایای آیرودینامیکی ترمیم تعقیب می‌شوند، تعقیب مسیر فیزیکی که منجر به موقعیت می‌شود در حضور اغتشاش و نویز با مشکل روبه‌رو می‌شود. به عبارت دیگر، اگرچه مطابق شکل‌های ارائه شده در بالا کیفیت تعقیب مقادیر حالت‌های ترمیم در حضور نویز و اغتشاش اتمسفر توسط کنترلر مقاوم طراحی شده مطلوب است اما این امر تضمین کننده تعقیب مسیر فیزیکی مطلوب نمی‌باشد و این امر را با اختلال مواجه می‌کند.

اختلال ایجاد شده در مواردی که اغتشاش دارای مقدار میانگین صفر است کمتر است. شکل ۳۹.۷ و شکل ۴۰.۷ نشان‌دهنده عملکرد کنترلر در حضور اغتشاشات اتمسفر و نویز است که دارای مقدار میانگین صفر است. در صورتی که اغتشاش اعمال شده دارای مقدار میانگین غیر صفر باشد همانند گاست، باد برشی یا باد از روبه‌رو خطای ایجاد شده در مسیر فیزیکی مطلوب بیشتر خواهد بود. به عبارت دیگر تعقیب مسیر مطلوب در حضور اغتشاشات اتمسفر (مدل درآیدن) که دارای میانگین صفر می‌باشد نسبت

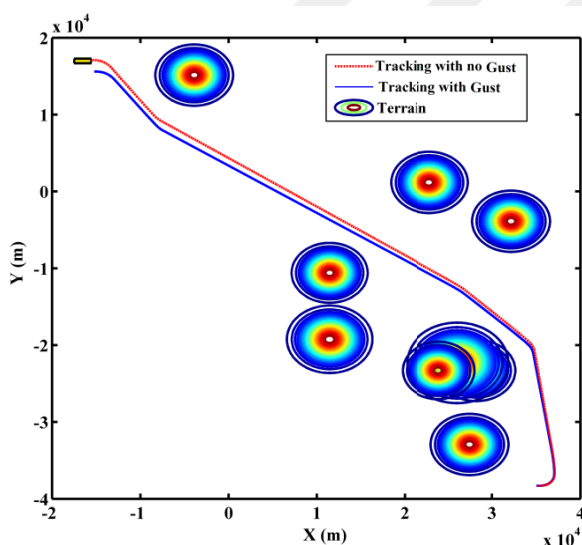
به اغتشاش باد برشی به میزان قابل توجهی کمتر است. اشکال ۴۱.۷ و ۴۲.۷ نشان‌دهنده عملکرد کنترلر در حضور باد برشی و گاست است که برای مقدار میانگین غیرصفر می‌باشد.



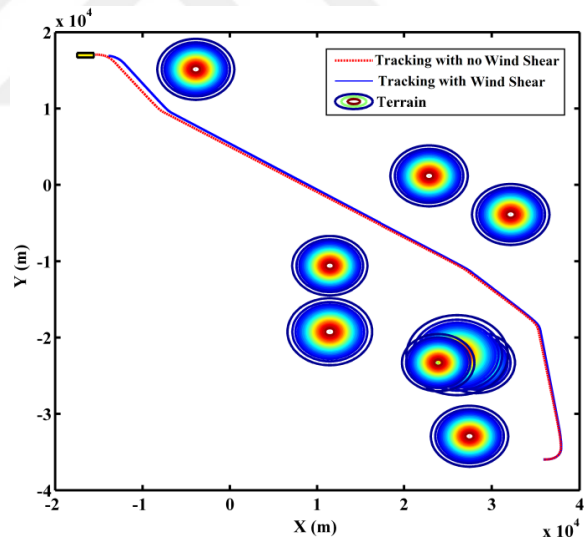
شکل ۴۰.۷ مسیر در حضور اغتشاش.



شکل ۳۹.۷ مسیر در اثر نویز.

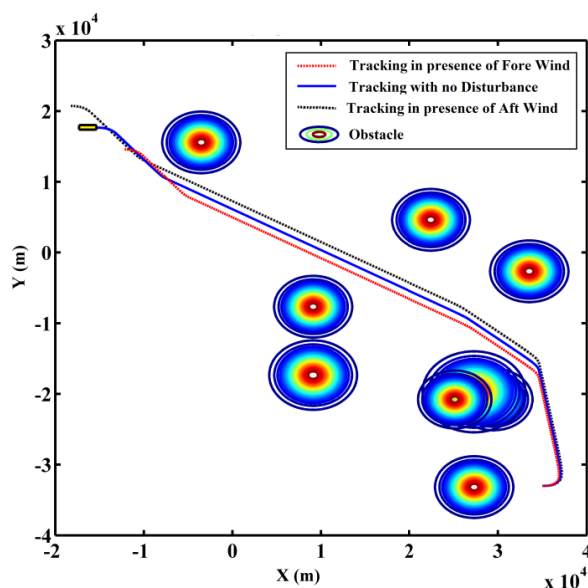


شکل ۴۲.۷ مسیر در حضور گاست.

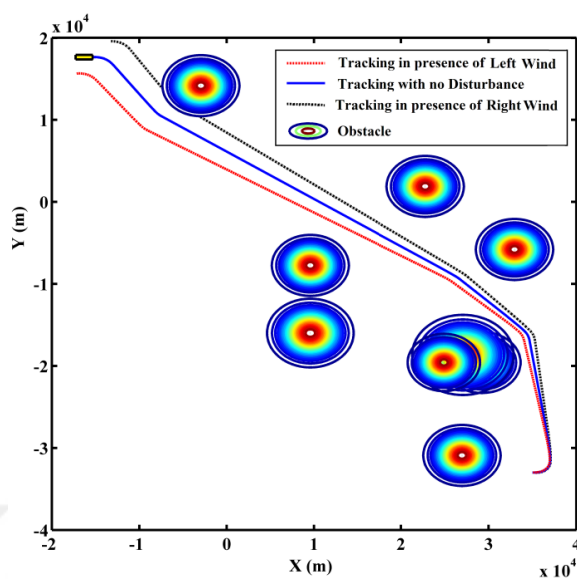


شکل ۴۱.۷ مسیر در حضور باد برشی.

در اشکال ۴۳.۷ و ۴۲.۷ وضعیت تعقیب مسیر در حضور باد روبه‌رو، از پشت و از پهلو (چپ و راست) نشان داده شده است. در استخراج اشکال زیر فرض شده است (فرض محال) که باد با سرعت ثابت در تمام طول پرواز در جهت ثابت و معین در دستگاه بدنی هواپیما وارد شده است.



شکل ۴۴.۷ مسیر در حضور باد روبه‌رو و پشت



شکل ۴۳.۷ مسیر در حضور باد جانبی

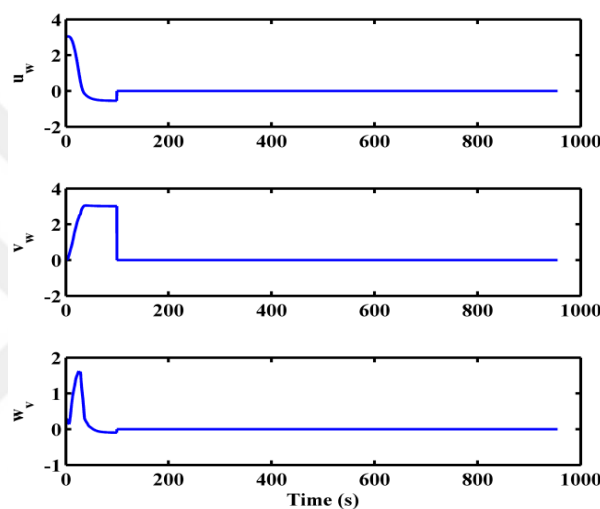
۵.۳.۷ ارائه راه حل برای تعقیب کردن مسیر فیزیکی مطلوب

همانطور که در قسمت قبل نشان داده شد، اگرچه کنترلر عملکرد مناسبی برای تعقیب کردن شرایط تریتم در حضور اغتشاش و عدم قطعیت است اما این امر منجر به تعقیب کردن مسیر فیزیکی مطلوب نمی‌شود. با توجه به اینکه الگوریتم طراحی مسیر طراحی شده در این رساله برخط بوده و به دلیل سرعت بالای همگرایی قادر به استفاده به هنگام را دارد، برای حل مشکل فوق یعنی ایجاد خطا در موقعیت هواپیما در حضور اغتشاش فرایند زیر پیشنهاد می‌شود.

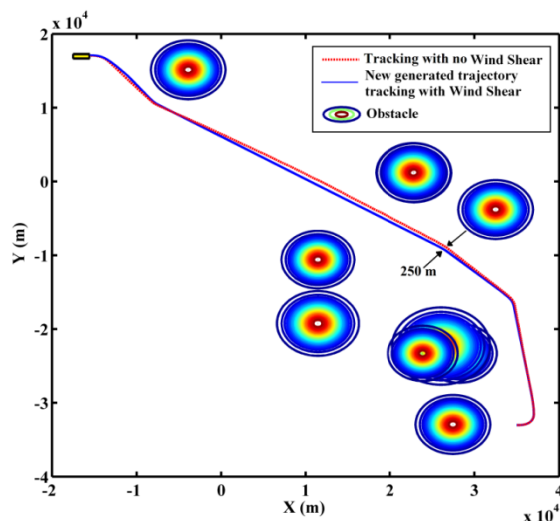
با توجه به اینکه الگوریتم طراحی مسیر سرعت همگرایی بالای دارد و وجود اغتشاشات به خصوص اغتشاشاتی که میانگین صفر ندارد، می‌تواند منجر به اختلاف موقعیت هواپیما نسبت به موقعیت مطلوب شود. بنابراین پس از طراحی مسیر مطلوب و در حین تعقیب مسیر مطلوب در فاز تعقیب، موقعیت وسیله پرنده بررسی می‌شود، در صورتی که اختلاف فاصله موقعیت هواپیما نسبت به موقعیت فیزیکی مطلوب بیش از ۲۵۰ متر باشد، الگوریتم طراحی مسیر دوباره از همان نقطه اجرا می‌شود و مسیر جدیدی به سمت محل نشست ارائه می‌کند. مسیر جدید تولید شده توسط الگوریتم طراحی مسیر اختلاف چندانی

زیادی با مسیر قبلی ندارد ولی خطای ایجاد شده از خطای تعقیب را از بین می‌برد. پس از تولید مسیر جدید توسط الگوریتم طراحی مسیر، مسیر جدید توسط کنترلر تعقیب می‌شود.

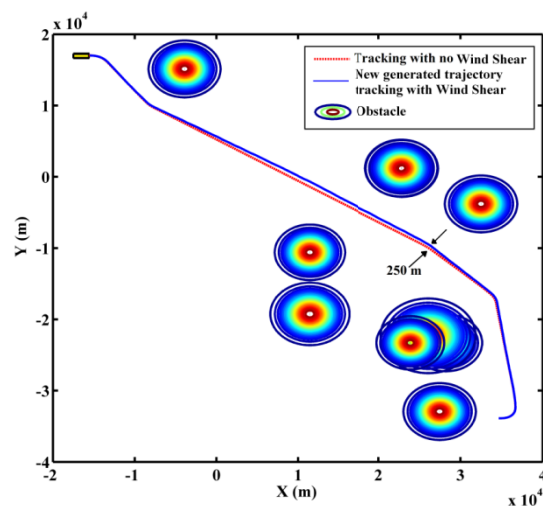
مطابق شکل ۴۵.۷ در صورتی که هواپیما در معرض گاست با مشخصات نشان داده شده قرار بگیرد از مسیر مطلوب طراحی شده دور می‌شود. مطابق فرایند بیان شده در صورتی که اختلاف بیش از ۲۵۰ متر شود، مسیر جدیدی برای رسیدن به باند محل نشست استخراج می‌شود. مسیر جدید تولید شده در حضور گاست مثبت و منفی به ترتیب در شکل ۴۶.۷ و شکل ۴۷.۷ با مسیر نامی مقایسه شده است.



شکل ۴۵.۷ مولفه‌های باد برشی در ۱۰۰ ثانیه شروع پرواز



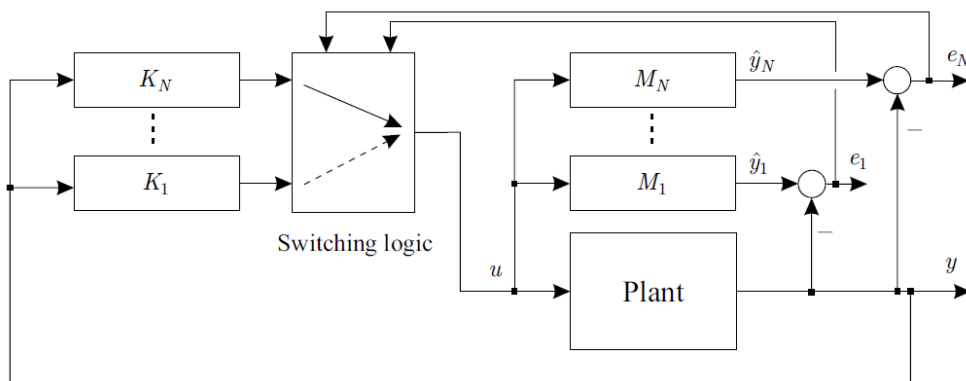
شکل ۴۷.۷ مسیر در حضور باد برشی (منفی).



شکل ۴۶.۷ مسیر در حضور باد برشی (مثبت).

۴.۷ تنظیم بین مدل‌های چندگانه

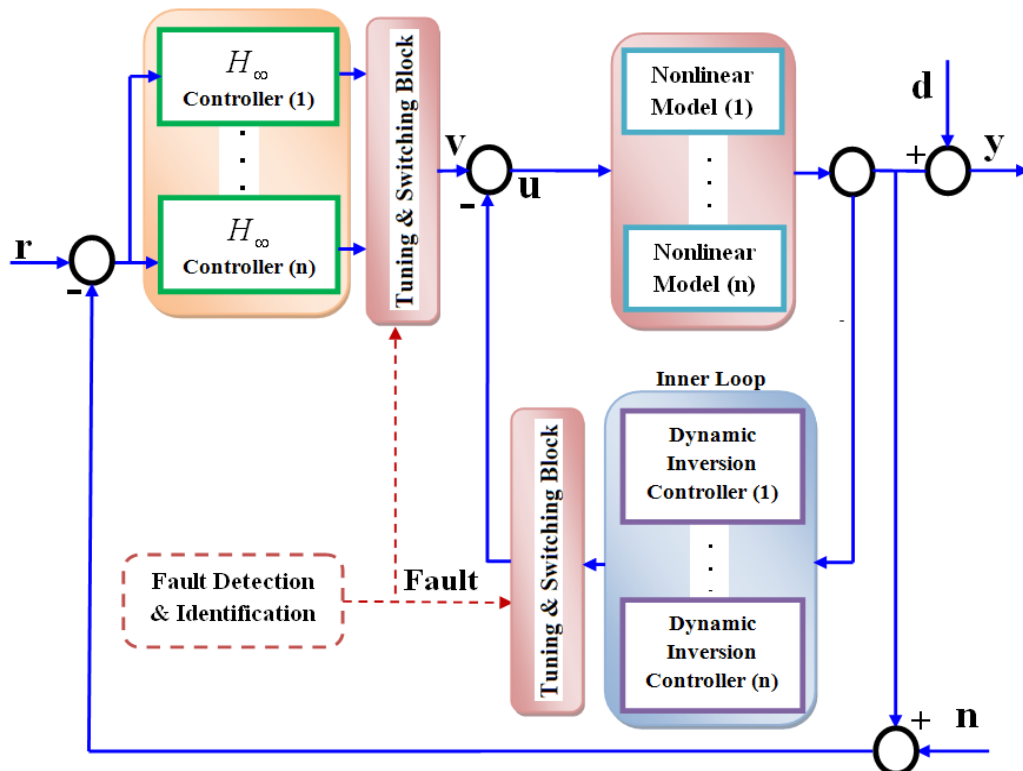
از آنجا که کنترلر مقاوم طراحی شده به ازای ۵ درصد آسیب بال مقاوم می‌باشد، برای کنترلر مقادیر میانی آسیب از تنظیم بین مدل‌های چندگانه [۵۳] استفاده می‌شود. در تکنیک‌های استفاده شده در این روش‌ها مطابق شکل ۴۸.۷، دینامیک هر خطا توسط یک مدل نشان داده می‌شود. هر مدل با کنترلر مربوطه جفت می‌شود. در هر لحظه سیستم کنترل با انتخاب جفت مدل/کنترلر مناسب شکل می‌گیرد.



شکل ۴۸.۷ شماتیک کنترلر تنظیم بین مدل‌های چندگانه.

یک ماژول منطق سوییچ که بر اساس خطای بین مدل (M_i) و بردار اندازه‌گیری (y) کار می‌کند، وظیفه سوییچ و تنظیم بین مدل‌های چندگانه را بر عهده دارد. از جمله مزایای استفاده از تکنیک تنظیم بین مدل‌های چندگانه این است که در صورت رویداد خطای از قبل مدل شده بسیار سریع و معمولاً پایدار است. اگرچه محدودیت شدید آن در صورت رویداد خطای مدل نشده کاملاً روشن است [۵۳].

بلوک دیاگرام کلی کنترلر پیشنهادی در شکل ۴۹.۷ ارائه شده است. برای هر مدل f_i یک کنترلر C_i طراحی شده است به گونه‌ای که الزامات پایداری و عملکردی مدل f_i ارضا شود. بنابراین تعداد کنترلرها با تعداد مدل‌ها برابر است. هرچه تعداد مدل‌ها افزایش یابد، مدل‌ها قادرند با دقت بیشتری دینامیک سیستم را مدل نمایند. مدل غیرخطی نشان داده شده در شکل شامل مدل هواپیمای آسیب‌دیده است. عدم قطعیت مدل نیز شامل عدم قطعیت در ضرایب آیرودینامیکی وسیله به میزان ۵ درصد آسیب در نظر گرفته می‌شود.



شکل ۴۹.۷ بلوک دیاگرام کلی کنترلر مقاوم غیرخطی با مدل چندگانه.

با توجه به مدل‌های استخراج شده به ازای آسیب‌های مختلف بال به ازای افزایش ۵٪ بال، در صورت بروز آسیب، با توجه به میزان آسیب بال (مثلاً ۱۷٪ بال) و شناسایی برخط خطا کنترل مرتبط با مدل آسیب‌دیده فعال می‌شود. از آنجا که کنترلرهای طراحی شده برای مدل‌های مختلف آسیب با ۵ درصد طراحی شده است، در صورت بروز آسیب با مقادیر متفاوت، مقادیر بهره‌های کنترلی بین دو مدل کنترلی تنظیم و میان‌یابی می‌شود. به منظور روشن‌تر شدن این مطلب فرض می‌شود که بال هواپیما متحمل آسیب ۱۷ درصد شده است. در این حالت با توجه به کنترلر طراحی شده برای مدل‌های ۱۵ درصد و ۲۰ درصد بال، مقادیر بهره‌های کنترلی بین این دو مدل تنظیم می‌شود. توابع تبدیل کنترلر مقاوم برای دو حالت آسیب ۱۵ و ۲۰ درصد در زیر ارائه شده است. با توجه به میزان آسیب (۱۷ درصد بال)، مقادیر بهره‌های کنترلی بین مقادیر بهره‌های کنترلی این دو مدل تنظیم و میان‌یابی می‌شود.

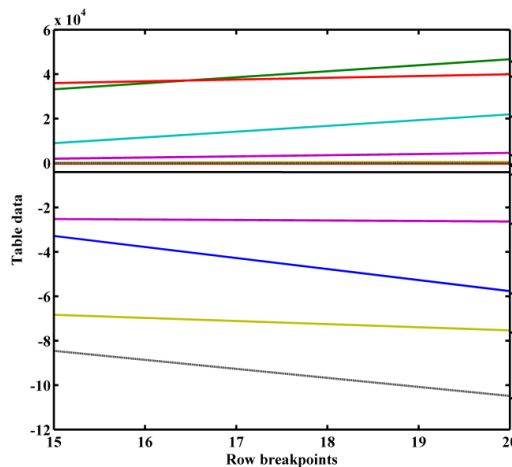
کنترلر مقاوم به ازای آسیب ۲۰ درصد بال:

$$K_1(s) = \frac{-7.32s^{12} - 284s^{11} - 4045s^{10} + \dots + 3.3e4s^5 + 3.6e4s^4 + 8934s^3 + 1966s^2 + 123.6s + 0.13}{s^{13} + 54.6s^{12} + 1412s^{11} + 1.93e4s^{10} + \dots + 1.44e6s^5 + 7.2e5s^4 + 1.986e5s^3 + 2.5e4s^2 + 1587s + 1.91}$$

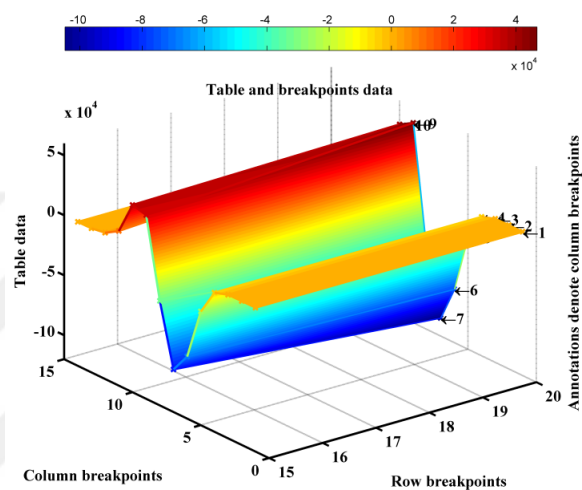
کنترلر مقاوم به ازای آسیب ۱۵ درصد بال:

$$K_1(s) = \frac{-7.34s^{12} - 288s^{11} - 4121s^{10} + \dots + 4.6e4s^5 + 3.9e4s^4 + 21912s^3 + 4590s^2 + 478.6s + 0.59}{s^{13} + 54.84s^{12} + 1423s^{11} + 1.98e4s^{10} + \dots + 1.8e6s^5 + 1.032e6s^4 + 3.57e5s^3 + 6.9e4s^2 + 6283s + 15.8}$$

مطابق اشکال زیر ضرایب صورت تابع تبدیل کنترلرهای مرتبط با ۱۵ و ۲۰ درصد آسیب نشان داده شده است. بر اساس میزان آسیب ایجاد شده بین این دو مقدار ضرایب کنترلر مطلوب استخراج می‌شود.



شکل ۵۱.۷ مقادیر ضرایب کنترلر در دو مقدار آسیب ۱۵ و ۲۵ درصد بال



شکل ۵۰.۷ مقادیر ضرایب کنترلر در دو مقدار آسیب ۱۵ و ۲۵ درصد بال (سه بعد).

با توجه به مطالب بیان شده در بالا، کنترلر مقاوم به ازای آسیب ۱۷ درصد بال (بر اساس میانمایی بین ضرایب کنترلرهای ۱۵ و ۲۰ درصد بال) به صورت زیر استخراج می‌شود.

$$K_1(s) = \frac{-7.32s^{12} - 286.7s^{11} - 4076s^{10} + \dots + 3.86e4s^5 + 3.7e4s^4 + 14132s^3 + 3016s^2 + 265.5s + 0.31}{s^{13} + 54.73s^{12} + 1417s^{11} + 1.94e4s^{10} + \dots + 1.5e6s^5 + 8.4e5s^4 + 2.61e5s^3 + 4.3e4s^2 + 3464s + 7.54}$$

۱.۴.۷ گپ متریک

در اغلب روش‌های طراحی کنترلر مقاوم فرض بر این است که مدل عدم قطعیت نامعلوم است و تنها اندازه باند عدم قطعیت مشخص است. این اندازگیری معمولاً به صورت نرم سنجیده می‌شود. اگرچه، عملکرد نرم یک معیار اندازگیری ضعیف از فاصله بین سیستم‌ها در طراحی کنترلر فیدبک می‌باشد [۱۲۸]. گپ متریک یک ابزار مناسب برای مطالعه عدم قطعیت در سیستم‌های فیدبک است که در ابتدا توسط

ساکاری در دهه ۸۰ معرفی شد [۱۲۸] و [۱۲۹]. بیشتر روابط محاسباتی و ارتباط آن با کنترل H_∞ توسط گئورگیو [۱۳۰] و اسمیت [۱۳۱] استخراج شده است.

انگیزه اصلی از توسعه گپ متریک استخراج یک معیار مناسب جهت بدست آوردن فاصله بین دو سیستم در ساختار حلقه بسته است. توسعه این ایده که یک سیستم تا چه اندازه می تواند از مقدار نامی خود فاصله بگیرد و همچنان توسط کنترلر پایدار کننده مدل نامی، پایداری سیستم حلقه بسته تضمین شود، توسط این معیار امکان پذیر است. این معیار قادر است برای انواع سیستم های پایدار و ناپایدار از مرتبه های مختلف مورد استفاده قرار گیرد و تنها محدودیت آن این است که مدل هایی که توسط این ابزار مقایسه می شوند می بایست تعداد ورودی و خروجی های یکسانی داشته باشند.

گپ متریک اختلاف رفتار حلقه بسته دو مدل $G(s)$ و $G_\Delta(s)$ را در حضور کنترلر یکسان $K(s)$ بررسی می کند. به مقدار آن برای دو سیستم یک عدد بین صفر و یک خواهد بود $(0 \leq \delta_g(G, G_\Delta) \leq 1)$. مقدار کوچک این عدد (نسبت به یک) به این معنا است که هر کنترلری که مدل را پایدار نماید می تواند مدل را نیز پایدار کند. مقدار صفر آن برای دو سیستم به معنای این است که آن دو یکسان هستند و مقدار یک نشان دهنده این است که مدل ها اختلاف زیادی با هم دارند. مقدار گپ متریک بین دو سیستم $G_1(s)$ و $G_2(s)$ نشان دهنده نزدیکی حلقه بسته دو سیستم با ساختار کنترلی یکسان است.

در ادامه پس از معرفی نحوه محاسبه گپ متریک، مقدار آن برای مدل های مختلف سیستم با آسیب های مختلف استخراج و ارائه می شود.

۱.۱.۴.۷ محاسبه گپ متریک

در این قسمت به صورت خلاصه نحوه محاسبه گپ متریک بین دو سیستم توضیح داده می شود. جزئیات محاسبات ریاضی این روش در مراجع [۱۳۰] و [۱۳۱] در دسترس می باشد. در صورتی که مدل سیستم به صورت زیر نمایش داده شود:

$$G_i(s) = N_i(s) M_i^{-1}(s), \quad N_i, M_i^{-1} \in RH_\infty \quad (52.7)$$

آن گاه مطابق مرجع [۱۳۰] گپ متریک به صورت زیر محاسبه می شود:

$$\delta_g(G, G_\Delta) = \inf_{Q \in H_\infty} \left\| \begin{bmatrix} M_G \\ N_G \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} M_{G_\Delta} \\ N_{G_\Delta} \end{bmatrix} Q \right\|_\infty \quad (53.7)$$

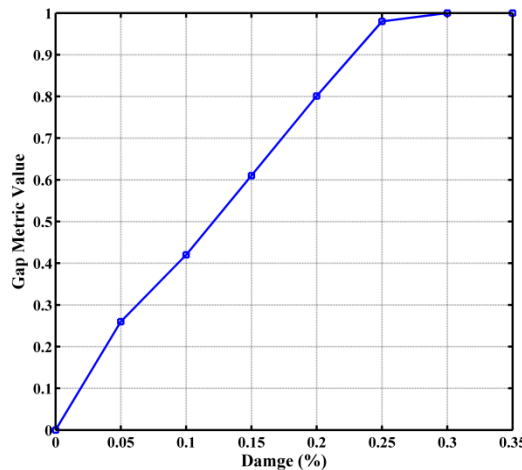
در رابطه فوق $Q \in H_\infty$ است و مرتبط با کنترلر پایدار کننده سیستم می‌باشد. گپ متریک با دقت مطلوب در نرم افزار متلب، جعبه ابزار مقاوم با دستور “gapmetric” محاسبه می‌شود. در این بخش با استفاده از گپ متریک فاصله بین مدل‌های مختلف سیستم به ازای آسیب‌های مختلف استخراج می‌شود. مطابق جدول ۳.۷ مشاهده می‌شود هر چه میزان آسیب افزایش یابد فاصله بین مدل آسیب‌دیده و مدل نامی تغییر می‌کند.

جدول ۳.۷ مقادیر ماتریس گپ متریک به ازای آسیب‌های مختلف بال.

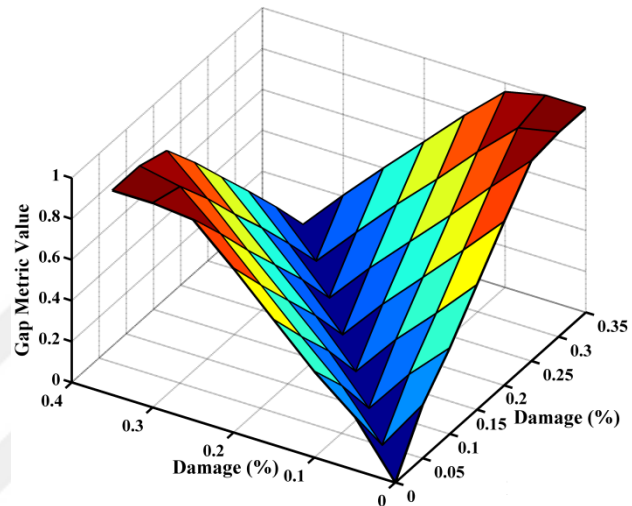
Model (Damage %)	Nominal	5%	10%	15%	20%	25%	30%	35%
Nominal	0	0.26	0.42	0.61	0.801	0.98	1	1
5%	0.26	0	0.23	0.41	0.6	0.79	0.96	1
10%	0.42	0.23	0	0.22	0.406	0.59	0.782	0.956
15%	0.61	0.41	0.22	0	0.213	0.4	0.587	0.78
20%	0.801	0.6	0.406	0.213	0	0.209	0.402	0.589
25%	0.98	0.79	0.59	0.4	0.209	0	0.204	0.4
30%	1	0.96	0.782	0.587	0.402	0.204	0	0.205
35%	1	1	0.956	0.78	0.589	0.4	0.205	0

با توجه به مقادیر گپ متریک بدست آمده در جدول ۳.۷ مشاهده می‌شود که بیشترین مقدار گپ بین مدل نامی (بدون آسیب) و مدل آسیب ۵٪ بال رخ می‌دهد که مقدار آن برابر ۲۶٪ می‌باشد. علت این امر را می‌توان نامتقارن شدن هواپیما و بوجود آمدن مشتقات جدید و افزایش کوپلینگ دینامیک طولی و عرضی در مدل ۵٪ نسبت به مدل نامی دانست. درایه‌های روی قطر اصلی جدول همگی برابر صفر است که بیان‌کننده فاصله صفر بین هر مدل با خود می‌باشد. نتایج حاصل از بررسی گپ متریک بین مدل‌ها نشان می‌دهد که با افزایش آسیب مقدار گپ بین مدل‌ها به مقدار کمی کاهش می‌یابد. علاوه بر این، فاصله یا گپ متریک بین دو مدل متوالی با مقدار اختلاف آسیب بال یکسان نیست یا به عبارتی تغییرات به صورت خطی نمی‌باشد. به عنوان مثال اگر سه مدل مختلف متوالی مثلاً آسیب ۱۰٪، ۱۵٪ و ۲۰٪ را در نظر بگیریم، مشاهده می‌شود که اختلاف بین مدل ۱۰٪ و ۱۵٪ برابر ۲۲٪ است و اختلاف بین ۱۵٪ و ۲۰٪ برابر ۲۱۳٪ است. حال اگر گپ متریک بین مدل ۱۰٪ و ۲۰٪ را بدست آوریم مقدار برابر ۱۹٪.

می‌شود. بنابراین مقادیر گپ متریک بین مدل‌های متوالی جمع نمی‌شود اگرچه مقادیر نزدیک هستند. با فرض کوچک بودن این اختلاف می‌توان نمودار تغییرات گپ متریک بر حسب آسیب بال را مطابق شکل ۵۲.۷ و شکل ۵۳.۷ استخراج نمود.



شکل ۵۳.۷ مقادیر گپ متریک



شکل ۵۲.۷ مقادیر ماتریس گپ متریک

همانطور که بیان شد، روند تغییرات گپ متریک به صورت خطی نیست، بنابراین اگر به عنوان مثال گپ متریک مدل آسیب ۷.۵٪ را با آسیب ۵٪ و ۱۰٪ استخراج کنیم، مشاهده می‌کنیم که مقادیر آن‌ها برابر نیست و مشاهده می‌شود که مدل ۷.۵٪ به مدل ۱۰٪ نزدیک‌تر است. بنابراین به عنوان مثال در صورتی که بخواهیم در آسیب‌های میانی (آسیب ۷.۵٪ بین ۵٪ و ۱۰٪) بین کنترل‌ها سوئیچ کنیم، به علت فاصله کمتر با مدل ۱۰٪ بهتر است بر روی آن مدل سوئیچ شود.

۲.۱.۴.۷ ارتباط گپ متریک با تئوری H_∞

در این قسمت ارتباط بین گپ متریک و شکل‌دهی حلقه به روش H_∞ بیان می‌شود. اهمیت این موضوع که توسط گئورگیو و اسمیت [۱۳۰] و [۱۳۱] معرفی شد این است که با استفاده از ارتباط بین آن‌ها می‌توان اثبات کرد که یک کنترلر طراحی شده به روش H_∞ برای مدل G به ازای چه مقدار از عدم قطعیت همچنان پایدار خواهد بود. در واقع در طراحی کنترلر مقاوم، کنترلر به ازای مقدار باند عدم قطعیت معینی طراحی می‌شود و قادر است در حضور عدم قطعیت پایداری سیستم را تضمین نماید. نتایج استخراج شده از مراجع مرتبط در این قسمت به صورت قضیه بیان می‌شود.

قضیه ۱: در صورتی که دارای فاکتور کوپرایم نرمالیزه^۱ به صورت $G(s)=N(s) M^{-1}(s)$ باشد آن گاه برای تمامی مقادیر $0 < b \leq 1$ عبارت زیر یکسان هستند:

$$\begin{aligned} & \{G_1(s) : \bar{\delta}_g(G, G_1) < b\} \\ &= \left\{ G_1(s) : G_1 = (N + \Delta N) (M + \Delta M)^{-1}, \Delta N, \Delta M \in H_\infty, \left\| \begin{bmatrix} \Delta_N \\ \Delta_M \end{bmatrix} \right\|_\infty < b \right\} \end{aligned} \quad (54.7)$$

قضیه ۲: در صورتی که فرض کنیم سیستم فیدبک با زوج (G_0, K_0) پایدار باشد. اگر برای سیستم $G : \delta_g(G, G_0) < r_1$ و کنترلر $K : \delta_g(K, K_0) < r_2$ باشد، آن گاه :

الف) سیستم فیدبک معادل زوج نیز پایدار است اگر و تنها اگر:

$$\arcsin b_{G_0, K_0} \geq \arcsin r_1 + \arcsin r_2 \quad (55.7)$$

ب) بدترین عملکرد ممکن مدل ها و کنترلرها مطابق رابطه زیر بدست می آید:

$$\inf_{P \in p, K \in k} \arcsin b_{G, K} = \arcsin b_{G_0, K_0} - \arcsin r_1 - \arcsin r_2 \quad (56.7)$$

در عبارت های فوق b معادل حاشیه پایداری سیستم حلقه بسته است که مطابق رابطه زیر استخراج می شود:

$$b_{G, K} = \left\| \begin{bmatrix} I \\ K \end{bmatrix} (I + GK)^{-1} \begin{bmatrix} I & G \end{bmatrix} \right\|_\infty^{-1} = \left\| \begin{bmatrix} I \\ G \end{bmatrix} (I + KG)^{-1} \begin{bmatrix} I & K \end{bmatrix} \right\|_\infty^{-1} \quad (57.7)$$

$$\inf \left\| \begin{bmatrix} I \\ K \end{bmatrix} (I + GK)^{-1} \begin{bmatrix} I & G \end{bmatrix} \right\|_\infty^{-1} = (1 - \|N \quad M\|_H^2)^{-0.5} = \sqrt{1 + \lambda_{Max}(XY)} \quad (58.7)$$

که در رابطه فوق $\|\cdot\|_H$ نرم هنکل (بزرگترین مقدار سینگولار هنکل)^۲ و λ_{Max} ماکزیمم مقدار ویژه و X, Y جواب ها معادله ریکاتی می باشند. مقدار حاشیه پایداری $(b_{p, K})$: حاشیه پایداری کوپرایم

¹ Normalized Coprime Factorization

² Maximum Hankel singular Value

نرمالیزشده^۱ یا حاشیه پایداری گپ متریک) همانند مقدار گپ متریک در بازه صفر و یک $(0 < b_{P,K} < 1)$ است.

مقدار حاشیه پایداری کنترلر طراحی شده به میزان مقاوم بودن کنترلر مقاوم طراحی شده ارتباط مستقیم دارد. در واقع حاشیه پایداری به صورت کیفی با مقدار γ در طراحی کنترلر H_∞ رابطه دارد. هرچه مقدار γ در طراحی کنترلر H_∞ کوچکتر باشد مقدار حاشیه پایداری بزرگتر خواهد بود. بنابراین در دیدگاه طراحی می‌توان کنترلر را به گونه‌ای طراحی کرد که به ازای عدم قطعیت معین، حاشیه پایداری آن بزرگتر از مقدار گپ متریک بین مدل (G) و مدل با عدم قطعیت (G_Δ) باشد. در این صورت طبق قضیه اول کنترلر طراحی شده قادر به پایدارسازی مدل با عدم قطعیت نیز می‌باشد. بنابراین در فرایند طراحی کنترلر در این رساله می‌توان میزان مقاوم بودن کنترلر در برابر آسیب (میزان عدم قطعیت) را به اندازه‌ای در نظر گرفت که حاشیه پایداری کنترلر مقاوم طراحی شده بزرگتر از میزان گپ متریک بین مدل نامی (به ازای آسیب مشخص) و مدل با عدم قطعیت (انحراف مدل نامی به اندازه میزان آسیب مشخص) باشد.

در دیدگاه تحلیل پایداری که در این قسمت انجام شده است، نشان داده می‌شود که میزان حاشیه پایداری کنترلر مقاوم طراحی شده بزرگتر از گپ متریک بین مدل نامی و مدل با عدم قطعیت است. یعنی حاشیه پایداری بین هر دو مدل متوالی در مدل‌های چندگانه بزرگتر از گپ متریک بین مدل‌های متوالی باشد. اثبات می‌شود که در صورت سوئیچ کردن از یک کنترلر به کنترلر دیگر در دیدگاه مدل‌های چندگانه، سیستم حلقه بسته پایدار خواهد بود. نرم‌افزار متلب در جعبه ابزار مقاوم با استفاده از دستور $[marg\ freq] = ncfmargin(P, K)$ «میزان حاشیه پایداری سیستم حلقه بسته را محاسبه می‌کند.

۳.۱.۴.۷ تحلیل پایداری و بررسی عملکرد

در این قسمت با توجه به بیان مباحث و قضای مربوط به گپ متریک اولاً پایداری سیستم در صورت سوئیچ بین مدل‌های مختلف و یا تنظیم بین مدل‌های مختلف بررسی و تحلیل می‌شود و دوماً عملکرد تعقیب کنترلر با تنظیم بین مدل‌ها ارائه می‌شود.

^۱ Normalized Coprime Stability Margine

برای تحلیل پایداری سیستم در هنگام سوییچ بین مدل‌های مختلف (مدل‌هایی که به ازای آسیب‌های ۵٪ بال استخراج شده‌اند)، نیاز به استخراج حاشیه پایداری کنترلر مقاوم طراحی داریم. مطابق آنچه در بخش قبل بیان شد، حاشیه پایداری هر یک از کنترلرها و مدل‌های مربوطه مطابق جدول ۴.۷ استخراج می‌شود:

جدول ۴.۷ مقادیر حاشیه پایداری برای زوج مدل‌ها و کنترلرها در آسیب مختلف

Model (Damage %)	Nominal	5%	10%	15%	20%	25%	30%	35%
Stability Margin ($b_{p,K}$)	0.48	0.47	0.462	0.453	0.445	0.43	0.423	0.41

در صورتی که در آسیب‌های میانی بخواهیم به یکی از کنترلرها سوییچ کنیم :

$$\begin{aligned}\delta_{g1}(G_i, G_t) &= \left(\frac{G_i}{1+G_i K_i}, \frac{G_t}{1+G_t K_i} \right) \\ \delta_{g2}(G_{i+1}, G_t) &= \left(\frac{G_{i+1}}{1+G_{i+1} K_{i+1}}, \frac{G_t}{1+G_t K_{i+1}} \right)\end{aligned}\quad (59.7)$$

در رابطه فوق G_i مدل آسیب کمتر (مثلاً آسیب ۱۵٪) و G_{i+1} مدل آسیب بیشتر (مثلاً آسیب ۲۰٪) و G_t مدل آسیب میانی (مثلاً آسیب ۱۷٪) است.

با توجه به رابطه فوق برای مدل‌های میانی گپ متریک حلقه بسته بین مدل با آسیب نامی و مدل کنونی با کنترلر آسیب نامی استخراج می‌شود. گپ متریک آسیب کنونی (آسیب میانی) با مدل‌های بالایی و پایینی (آسیب بیشتر و کمتر) کوچک‌تر بود، از کنترلر آن مدل برای مدل میانی استفاده می‌شود. با توجه به قضیه (۱) گپ متریک که در بالا بیان شد، مقدار حاشیه پایداری سیستم بزرگتر از گپ متریک بین دو مدل می‌باشد بنابراین پایداری سیستم برقرار است:

$$G_t(s) : \bar{\delta}_g(G_i, G_t) < b(G_i, K_i)$$

حال در صورتی که بخواهیم بین مدل‌های مختلف گین‌های کنترلی را تنظیم نماییم (همانند روش برنامه‌ریزی بهره‌ها)، می‌بایست طبق قضیه (۲) گپ متریک بیان شده در بالا، گپ متریک بین مدل‌های کنترلی را نیز استخراج نماییم. از آنجا که برای استخراج گین‌های کنترلر میانی از میان‌بانی خطی مطابق شکل ۵۰.۷ استفاده شده است، بنابراین مقدار گپ متریک بین کنترلرهای میانی برای آسیب‌های مختلف مطابق جدول ۵.۷ استخراج می‌شود:

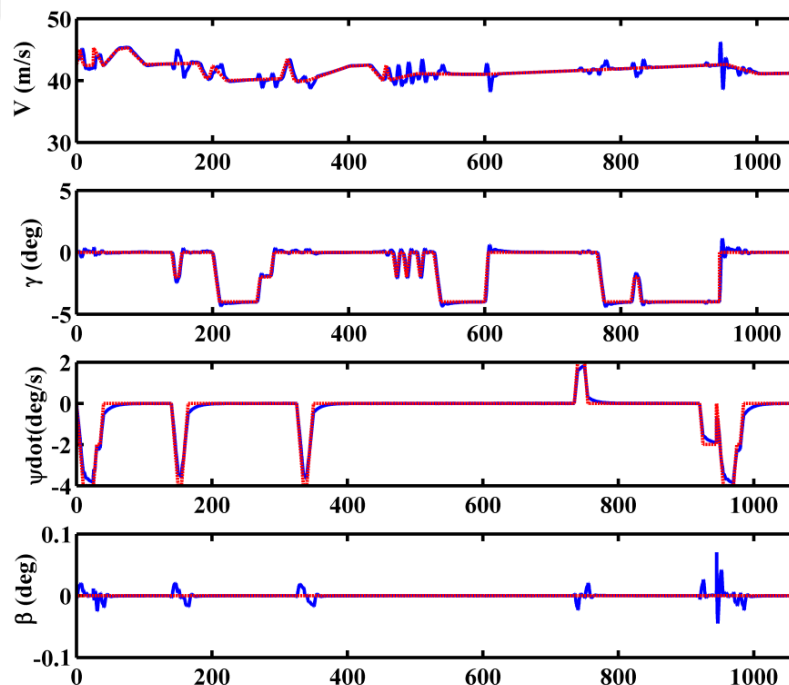
جدول ۵.۷ مقادیر گپ متریک بین کنترلر میانی با کنترلرهای نامی

Model (Damage %)	2.5%	7.5%	12.5%	17.5%	22.5%	27.5%	32.5%
b_{K_i, K_t}	0.136	0.131	0.129	0.138	0.137	0.13	0.137
b_{K_{i+1}, K_t}	0.133	0.137	0.132	0.135	0.138	0.135	0.131

بنابراین با توجه به مقادیر گپ متریک بین مدل‌های کنترلر نامی و مدل‌های کنترلر استخراج شده از میانمایی و استفاده از قضیه دوم گپ متریک پایداری سیستم در صورت میانمایی بین مدل‌های متوالی به صورت زیر قابل اثبات است:

$$\arcsin b_{G_0, K_0} \geq \arcsin r_1 + \arcsin r_2$$

با توجه به مقادیر استخراج شده از جدول ۳.۷ که گپ متریک بین مدل‌های مختلف را نشان می‌دهد و با توجه به مقادیر استخراج شده در جدول ۴.۷ که حاشیه پایداری را به ازای کنترلرهای مختلف نشان می‌دهد و همچنین با توجه به مقادیر گپ متریک بین کنترلرها مطابق جدول ۵.۷، رابطه فوق همواره صدق است. برای بررسی عملکرد کنترلر استخراج شده از میانمایی بین مدل‌های متوالی، در زیر عملکرد کنترلر بدست آمده برای آسیب ۱۷٪، مطابق شکل ۵۴.۷ ارائه شده است.



شکل ۵۴.۷ عملکرد کنترلر طراحی شده برای آسیب ۱۷ درصد بال

۸

فصل هشتم

جمع‌بندی و نتیجه‌گیری



در رساله حاضر طراحی و کنترل مسیر نشست اضطرری یک هواپیمای با بال آسیب‌دیده و شرایط اضطراری همراه، در چارچوب طراحی سیستم مدیریت نشست در شرایط اضطراری طراحی شد. برای این منظور ابتدا تأثیر آسیب بر روی پاکت پروازی و پایداری هواپیما بررسی شده و سپس بر اساس تحلیل انجام شده بر روی پایداری و کیفیت خوشدستی یک معیار برای الویت‌بندی شرایط تریم در طراحی مسیر معرفی شده است.

آسیب بال علاوه بر تغییر در پارامترهای جرمی و اینرسی باعث تغییر در ضرایب آیرودینامیکی و پایداری هواپیما می‌شود. نامتقارن شدن شکل هواپیما منجر به ایجاد ضرایب آیرودینامیکی جدید و کاهش پایداری طولی و عرضی خواهد شد. علاوه بر این، بسته به میزان آسیب بال، کانال‌های طولی و عرضی به شدت کوپل می‌شوند. با توجه به پاکت پروازی استخراج شده برای هواپیما با بال چپ آسیب‌دیده، مشاهده می‌شود که هواپیما در مانور گردش به چپ با زاویه رول و سرش جانبی منفی قابلیت تریم‌پذیری بهتری دارد. علاوه بر این کیفیت خوشدستی مودها بسته به جهت چرخش، در هواپیما با بال آسیب‌دیده تغییر می‌کند. همچنین کاهش ارتفاع تأثیر به سزایی در افزایش محدوده پاکت پروازی مانوری هواپیما دارد. بنابراین یک مانور بسیار مناسب برای هواپیما با بال آسیب‌دیده در ارتفاع بالا، مانور کاهش ارتفاع به صورت مانوری با زاویه رول و سرش جانبی به سمت بال آسیب‌دیده است. مود رول در چرخش به سمت بال سالم و مود اسپیرال در چرخش به بال آسیب‌دیده ویژگی پایداری بهتری دارد به گونه‌ای که معمولاً در چرخش‌های منفی (به سمت بال سالم) مود فوگوئید و در چرخش‌های مثبت اسپیرال ناپایدار می‌شود.

در گام اول طراحی مسیر نشست ایمن یک الگوریتم جستجوی گسسته در حضور موانع ارائه شده است. یک کتابخانه از تکه‌مسیرهای مبتنی بر پایه‌های حرکتی هواپیما شامل شرایط تریم و مانور توسط کنترلر ایجاد می‌شود. هر یک از تکه‌مسیرهای موجود در بانک داده‌ها دارای یک فاکتور ایمنی بر اساس ویژگی پایداری و خوشدستی می‌باشند. در واقع کلیه تکه‌مسیرها و شرایط تریم جهت استفاده در طراحی مسیر بر اساس اندیس ارزش ایمنی معرفی شده در رساله اولویت‌بندی می‌شوند. الگوریتم طراحی مسیر معرفی شده در این رساله مسیر نشست را با استفاده از تکه‌مسیرهای ایجاد شده از شرایط تریم و انتقال بین شرایط تریم و بر اساس معیارها و توابع هزینه معرفی شده جهت نشست ایمن، استخراج می‌کند. علاوه بر اندیس ارزش ایمنی معرفی شده برای اولویت‌بندی شرایط تریم، ایمنی مسیر نشست بر

اساس الزامات نشست ایمن شامل سرعت، سمت، زاویه‌رول و شیب در لحظه نشست نشست تعریف و در طراحی مسیر اعمال می‌شود. در هر گام از جستجو، الگوریتم طراحی مسیر، تکه مسیر با کوچکترین مقدار هزینه را انتخاب می‌کند. شکل مسیر استخراج شده به انتخاب وزن‌های توابع هزینه بستگی دارد. در ابتدا وزن‌های توابع هزینه مختلف بر اساس معیار فاصله تا باند و مانع نسبت به یکدیگر تراز می‌شوند. نتایج حاصل از شبیه‌سازی مسیرهای نشست نشان می‌دهد که الگوریتم پیشنهادی در مقایسه با الگوریتم‌های کامل و بهینه همانند الگوریتم A^* به سرعت و با تلاش محاسباتی کمتر مسیر نشست ایمن در حضور موانع را تولید می‌کند.

برای بهبود عملکرد الگوریتم پیشنهادی (خاصیت بهینگی) یک سری اصلاحات بر روی الگوریتم پیشنهادی انجام شده است. اصلاحات انجام شده شامل برنامه‌ریزی موانع، تغییر تابع هزینه هدف و معرفی اهداف مجازی می‌شود. نتایج حاصل از شبیه‌سازی بهبود عملکرد الگوریتم طراحی مسیر و رفع ایراد رویداد نوسان در مسیر در بین موانع را نشان می‌دهد.

چالش دیگر در الگوریتم طراحی مسیر نشست، انتخاب وزن‌های مناسب برای توابع هزینه مختلف و تأثیرگذار در مسئله است. برای این منظور و با توجه به اینکه مسئله طراحی مسیر در این رساله یک مسئله بهینه‌سازی چند هدفه است، از ترکیب دو روش فاعلی و مفعولی وزن‌های بهینه استخراج می‌شود و معیار نهایی برای انتخاب تکه مسیر بهینه با استفاده از عملگرهای فازی تعریف می‌شود. برای تعیین مقادیر وزنی برای توابع هزینه در روش فاعلی از آنالیز پرتو و در روش مفعولی از روش آنتروپی استفاده می‌شود. با توجه به اینکه برخی معیارهای معرفی شده برای طراحی مسیر به یکدیگر وابسته هستند، وابستگی آن‌ها در روش آنتروپی با در نظر گرفتن اطلاعات مشترک بین آن‌ها در انتخاب وزن‌ها لحاظ می‌شود.

در بخش بعد با توجه به نیاز انتخاب محل نشست مناسب و وجود رابط خلبان در شرایط اضطراری، الگوریتم انتخاب محل نشست و اینترفیس خلبان در چارچوب سیستم مدیریت پرواز در شرایط اضطراری برای دو دسته نقص تغییردهنده و غیرتغییردهنده عملکرد هواپیما معرفی شده‌اند. نتایج حاصل از تحقیقات نشان می‌دهد که اهمیت فاکتورهای مختلف از دیدگاه خلبان بستگی به نوع نقص و ایراد دارد. زمان رسیدن به باند برای هر دو دسته نقص بیشترین اهمیت و نوع باند و ترافیک در محل نشست دارای کمترین اهمیت است. همچنین مشاهده می‌شود که در ایرادات تغییر دهنده عملکرد، خلبان نیاز

بیشتری به یک سیستم مدیریت پرواز در شرایط اضطراری و وجود یک الگوریتم جهت کمک در انتخاب محل نشست مناسب، دارد. رابط خلبان در شرایط اضطراری چالش‌هایی همچون نیاز خلبان به آگاهی از ویژگی‌های عملکردی جدید هواپیما، نوع نقص یا آسیب ایجاد شده، به‌دست گرفتن کنترل هواپیما معیوب و بازیابی آن، انتخاب سریع محلی برای نشست ایمن و طراحی مسیر ایمن را پوشش می‌دهد. تصمیم‌گیری صحیح بر اساس حجم وسیعی از اطلاعاتی که کامپوتر هواپیما در اختیار دارد و ارائه کلیه اطلاعات و هشدارهای لازم جهت تصمیم‌گیری سریع در شرایط اضطراری و ارائه طرح پروازهای جدید به محل نشست مناسب از اهداف اصلی پنل اینترفیس است.

در فصل آخر رساله حاضر یک کنترلر برای تعقیب مسیر نشست استخراج شده توسط الگوریتم طراحی نشست ارائه شده است. کنترلر ارائه شده در این رساله بر اساس جداسازی مقیاس زمانی دینامیک غیرخطی هواپیما و استفاده از روش دینامیک وارون طراحی می‌شود. در حلقه خارجی (حلقه کند) از کنترلر مقاوم H_∞ استفاده شده است. با توجه به تغییر مدل سیستم به ازای آسیب‌های مختلف و استخراج چند مدل برای آسیب، ساختار سویچ و تنظیم بین مدل‌های چندگانه برای پوشش آسیب‌های مختلف پیشنهاد شده است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی تعقیب متغیرهای پروازی در حضور اغتشاش و نویز، عملکرد و مقاومت مناسب کنترلر طراحی شده را نشان می‌دهد. همچنین در بخش طراحی کنترلر پایداری دینامیک داخلی در قسمت وارون دینامیک و پایداری کل سیستم در سویچ بین مدل‌های چندگانه بررسی و تحلیل شده است.

ارائه الگوریتم انتخاب محل نشست مناسب، طراحی مسیر نشست اضطراری، کنترل هواپیما بر روی مسیر طراحی شده و برقراری ارتباط مؤثر بین خلبان و سایر زیرسیستم‌های درگیر در نشست اضطراری می‌تواند قسمت عمده چالش‌های خلبان در شرایط اضطراری را پوشش داده و به خلبان جهت تصمیم‌گیری سریع و بازیابی هواپیما در شرایط اضطراری کمک نماید.

منابع و مراجع

- National Transportation Safety Board Report AAR-79-17, Washington, 2010. [۱]
- Transportation Safety Board of Canada Report A07F0053, Canada, 2009. [۲]
- Czarnecki, Greg, Shah, Gautama, and Haas, John. "Control Surface Vulnerability to MANPADS," in *Aircraft Survivability, Joint Aircraft Survivability Program*, Arlington VA, Summer 2005, pp. 21-22. [۳]
- Job, M., *Air Disaster*, Vol. 2, Aerospace Publications Pty Ltd., 1996. [۴]
- Jiang, J., "Fault-tolerant Control Systems," An Introductory Overview," *ACTA Automatica Sinica*, Vol. 31, No. 1, 2005, pp.161-174. [۵]
- Edwards, C., Lombaerts, T., Smaili M., "Fault Tolerant Flight Control: A Benchmark Challenge," *Lecture Notes in Control and Information Sciences*, Springer-Verlag, Berlin Heidelberg, 2010. [۶]
- Smaili, M. H., Mulder, J. A., "Flight Data Reconstruction and Simulation of the 1992 Amsterdam Bijlmermeer Airplane Accident," *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*, AIAA 2000-4586, 2000. [۷]
- Chow, J., et al., "Protecting Commercial Aviation Against the Shoulder-Fired Missile Threat," *RAND Occasional Paper*, January 2005. [۸]
- In-Flight Fire Leading to Collision with water, Swissair, *Transportation Safety Board of Canada*, Quebec, 2 September 1998. [۹]
- Emergency Landing Automation Aids, "An Evaluation Inspired by US Airways Flight 1549," *AIAA Infotech@Aerospace 2010*, 20 – 22, April 2010. [۱۰]
- Robert Watts, Panagiotis Tsiotras, Eric Johnson, "Feedback for an automated planning and system in the cockpit" , Guggenheim School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, 2009. [۱۱]
- Strube, M., "Post-failure Trajectory Planning from Feasible Trim State Sequences," Master's Thesis, Aerospace Engineering, University of Maryland, College Park, Maryland, 2005. [۱۲]
- R.J.Patton, "Fault Tolerant Control," *Proceeding of IFAC Symposium*, UK, P. 1033-1055, 1997. [۱۳]
- J.Chen, R.J.Patton, "Active Fault Tolerant Control Systems Design using Linear Matrix Inequality," *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, Vol. 29, No.7, 1999. [۱۴]
- Mufeed M., Jiang, J., "Passive Fault Tolerant Control Systems," *Springer* 2003. [۱۵]
- Y.M.Zhang and J.jiang, "Integrated Active fault tolerant control system design with consideration of performance degradation," *Control Conference*, Chicago, pp. 32-37, 2000. [۱۶]
- P.M.Frank, "Analytical and qualitative model base fault diagnosis," *European* [۱۷]

- journal of control*, No.1, 1996.
- R.J.Patton and S. Chen, "Robust fault detection using eigenstructure assignment," *IEEE Conference*, England, 1991. [۱۸]
- P.M.Frank, "Analytical and qualitative model base fault diagnosis," *European journal of control*, No.1, 1996. [۱۹]
- Tang, Y., Atkins, E. M., and Sanner, R. M., "Emergency Flight Planning for A Generalized Transport Model Aircraft with Wing Damage," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Hilton Head, SC, Aug. 2007, doi: 10.2514/6.2007-6873. [۲۰]
- L. E. Dubins, "On curves of minimal length with a constraint on average curvature and with perscribed initial and terminal positions and tangent," *American Journal of Mathematics*, Vol.79, pp. 497–516, 1957. [۲۱]
- Shanmugavel, M., "Path planning of multiple autonomous UAVs," PhD thesis, Cranfield University, 2007. [۲۲]
- بابایی، علیرضا؛ طراحی مسیر پرواز بر خط هواپیمای بدون سرنشین در حضور عوارض زمین، رساله دکتری دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، بهمن ۱۳۸۸. [۲۳]
- Sarigul-Klijn, N., Rapetti, R., Jordan, A., Lopez, I., Sarigul-Klijn, M., and Nespeca, P., "Intelligent Flight Trajectory Generation to Maximize Safe Outcome Probability after a Distress Event," *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 1, 2010, pp. 255-267, doi: 10.2514/1.45264 [۲۴]
- Frazzoli, E., Dahleh, M.A., and Feron, E., "Real-time motion planning for agile autonomous vehicles," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 25, No. 1, 2002, pp. 116–129. [۲۵]
- کریمی، جلال؛ برنامه‌ریزی حرکت بهینه مانور-پایه بر فراز موانع زمینی و تهدیدها با بهره‌گیری از الگوریتم‌های کاشف، رساله دکتری دانشگاه صنعتی شریف، تهران، بهمن ۱۳۹۰. [۲۶]
- Russell, S., Norvig, P., "Artificial Intelligence," A modern Approach, 3rd ed., Prentice Hall, 2009, Chapter 3. [۲۷]
- Dimitri P. Bertsekas, "A Simple and Fast Label Correcting Algorithm for Shortest Paths," *Journal of Networks*, Vol. 23, pp. 703-709, 1993. [۲۸]
- Jin Y. Yen, "An algorithm for Finding Shortest Routes from all Source Nodes to a Given Destination," *Quart. Application in Math.*, Vol. 27, 1970. [۲۹]
- Frank, P. M., Ding, S. X., & Marcu, T., "Model-based fault diagnosis in technical processes," *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, Vol. 22, No. 1, pp. 57–101, 2000. [۳۰]
- Isermann, R., "Model-based fault-detection and diagnosis Status and applications," *Annual Reviews in Control*, Vol. 29, No. 1, pp. 71–85, 2005. [۳۱]
- Zhong, M., Fang, H., & Ye, H., "Fault diagnosis of networked control systems," *Annual Reviews in Control*, Vol. 31, No. 1, pp. 55–68, 2007. [۳۲]
- Montgomery, R. C., & Price, D. B. "Failure accommodation in digital flight control systems for nonlinear aircraft dynamics," *Journal of Aircraft*, Vol. 13, No. 2, 1984. [۳۳]
- Eterno, J. S., Weiss, J. L., Looze, D. P., & Willsky, A. S., "Design issues for fault tolerant-restructurable aircraft control," *In Proceedings of the 24th IEEE* [۳۴]

- conference on decision and control* , pp. 900–905, 1985.
- Liang, Y. W., Liaw, D. C., & Lee, T. C., “Reliable control of nonlinear systems,” *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol. 45, No. 4, pp. 706–710, 2000. [۳۵]
- Jiang, J., & Zhao, Q. “Design of reliable control systems possessing actuator redundancies,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 23, No. 4, pp. 709–718, 2000. [۳۶]
- Looze, D. P., Weiss, J. L., Eterno, J. S., & Barrett, N. M., “An automatic redesign approach for restructurable control systems,” *IEEE Control Systems Magazine*, Vol. 5, pp. 16–22, 1985. [۳۷]
- Ward, D. G., & Barron, R. L., “A self-designing receding horizon optimal flight controller,” *Proceedings of American control conference*, pp. 3490–3494, 1995. [۳۸]
- Moerder, D., Halyo, N., Broussard, R., & Caglayan, A. K., “Application of precomputed control laws in a reconfigurable aircraft flight control system,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 12, No. 3, p. 325–333, 1989. [۳۹]
- A. J. Calise, S. Lee, and M. Sharma, “Direct adaptive reconfigurable control of a tailless fighter aircraft,” in *Guidance, Navigation and Control Conference AIAA*, August 1998. [۴۰]
- Chandler, P., Pachter, M., & Mears, M., “System identification for adaptive and reconfigurable control” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 18, NO. 3, pp. 516–524, 1995. [۴۱]
- S. Sharma, A. J. Calise, and S. Lee, “Development of a reconfigurable flight control law for the X-36 tailless fighter aircraft,” in *Guidance, Navigation and Control Conference AIAA*, No. 3940, Denver, August 2000. [۴۲]
- G. Tao, S. M. Joshi, and X. Ma, “Adaptive state feedback and tracking control of systems with actuator failures,” *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol. 46, No. 1, pp. 78–95, January 2001. [۴۳]
- K. S. Narendra and J. Balakrishnan, “Adaptive control using multiple models” *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol. 42, No. 2, pp. 171–187, 1997. [۴۴]
- Z. Yang and M. Blanke, “The robust control mixer module method for control reconfiguration,” in *American Control Conference IEEE*, Vol. 5, 2000. [۴۵]
- A. I. Belkharraz and K. Sobel, “Fault tolerant flight control for a class of control surface failures,” in *American Control Conference IEEE*, Vol. 6, pp. 4209–4213, June 2000. [۴۶]
- B. C. Chang, G. Bajpai, and H. G. Kwatny, “A regulator design to address actuator failures,” in *Conference on Decision and Control IEEE*, Vol. 2, pp. 1454–1459, December 2001. [۴۷]
- Kanev, S., & Verhaegan, M., “Controller reconfiguration for non-linear systems,” *Control Engineering Practice*, Vol. 8, No. 11, pp. 1223–1235, 2000. [۴۸]
- Schram, G., & Verbruggen, H. B., “A fuzzy logic approach to fault tolerant control” *Journal of Aircraft*, Vol. 39, No. 3, pp. 14–21, 1998. [۴۹]
- Diao, Y., & Passino, K. M., “Stable fault-tolerant adaptive fuzzy-neural control for turbine engine,” *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, Vol. 9, No. 3, pp. 494–509, 1998. [۵۰]
- Yang, G.-H., Lam, J., & Wang, J. L., “Reliable H control for affine nonlinear systems” *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol. 43, No. 8, pp. 1112–

1117, 1998.

Bennani, S., van der Sluis, R., Schram, G., & Mulder, J. A., "Control law reconfiguration using robust linear parameter varying control," *In Proceedings of AIAA guidance, navigation, and control conference AIAA*, 1999. [۵۲]

J. D. Boskovic, Mehra, R. K., "A Multiple Model Adaptive Flight Control Scheme for Accommodation of Actuator Failures," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 25, pp. 712-724, 2002. [۵۳]

M. Boskovic, R. K., "Intelligent Adaptive Control of a Tailless Advanced Fighter Aircraft Under Wing Damage," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 23, pp. 876-884, 2000. [۵۴]

Nhan Nguyen, Kalmanje Krishnakumar, "Dynamics and Adaptive Control for Stability recovery of damaged asymmetric aircraft," *NASA Ames Research Center*, Ca 94035, 2008 [۵۵]

Nguyen, N., Krishnakumar, K., Kaneshige, J., Nespeca, P., "Flight Dynamics and Hybrid Adaptive Control of Damaged Aircraft," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 31, No. 3, pp. 751-764, 2008. [۵۶]

Betts, J. T., "Survey of Numerical Methods for Trajectory Optimization," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 21, 1998. [۵۷]

Seywald, H., Cliff, E. M., and Well, K. H., "Range Optimal Trajectories for an Aircraft Flying in the Vertical Plane," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 17, No. 2, pp. 389-398, 1994. [۵۸]

Seywald, H., "Long Flight-Time Range-Optimal Aircraft Trajectories," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 19, No. 1, pp. 242-244, 1994. [۵۹]

S. M. LaValle, Kuffner, J. J., "Randomized Kinodynamic Planning," *International Journal of Robotics Research*, Vol. 20, pp. 378-400, 2001. [۶۰]

N. D. Richards, Sharma, M., Ward, D. G., "A Hybrid A* Automaton Approach to On-Line Path Planning with Obstacle Avoidance," *AIAA 1st Intelligent Systems Technical Conference*, Chicago, IL, 2004. [۶۱]

O. A. Yakimenko, "Direct Method for Rapid Prototype of Near-Optimal Aircraft Trajectories," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 23, pp. 865-875, 2000. [۶۲]

N. A. Faiz, S. K., Murray, R. M., "Trajectory Planning of Differentially Flat Systems with Dynamics and Inequalities," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 24, 2001. [۶۳]

Meuleau, N., Plaunt, C., Smith, D. E., and Smith, T., "A Comparison of Risk Sensitive Path Planning Methods for Aircraft Emergency Landing," *ICAPS-09 Workshop on Bridging the Gap Between Task and Motion Planning*, 2009. [۶۴]

Bacon, B. and Gregory, I., "General Equations of Motion for a Damaged Asymmetric Aircraft," *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibition*, 2007, pp. 118-127, doi 10.2514/6.2007-6306. [۶۵]

Woo, H.J., (1992), "Static Aeroelastic Analysis of a Maneuvering Aircraft With Damaged Wing," *Aerospace Sciences Meeting and Exhibition*, 1992. [۶۶]

Render, P. M., Samad Suhaeb, M., Yang, Z., and Mani, M., "Aerodynamics of Battle Damaged Finite-Aspect Ratio Wings," *Journal of Aircraft*, Vol. 46, pp. 997-1004, 2009. [۶۷]

- Shah, G., "Aerodynamic Effects and Modeling of Damage to Transport Aircraft," NASA Ames Research Centre, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, pp. 54-66, 2008. doi: 10.2514/6.2008-6203. [۶۸]
- Ouellette, J., Raghavan B, Patil, M. J., and Kapania, R. K. "Flight Dynamics and Structural Load Distribution for a Damaged Aircraft," *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Chicago, Illinois, 2009, doi: 10.2514/6.2009-6153. [۶۹]
- Lombaerts, T., Huisman, H., Chu, P. and Mulder, J. A., "Nonlinear Reconfiguring Flight Control Based on Online Physical Model Identification," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 32, No. 3, pp. 727-748, May-June 2009, doi: 10.2514/1.40788. [۷۰]
- Chakraborty, A., Seiler, P., Balas, J., "Nonlinear Region of Attraction Analysis for Flight Control Verification and Validation," *Journal of Control Engineering Practice*, Vol. 19, issue 4, pp. 335-345, 2010. [۷۱]
- Goman, M. G., Kharmatsovsky, A. V. and Kolesnikov, E. N., "Evaluation of Aircraft Performance and Maneuverability by Computation of Attainable Equilibrium Sets," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 31, No. 2, pp. 329-339, March-April 2008, doi: 10.2514/1.29336. [۷۲]
- Asadi, D., Sabzehparvar, M., and Talebi, H. A., "Damaged airplane flight envelope and stability evaluation," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 85, No. 3, 2013, pp. 186-198. [۷۳]
- Jordan, T. L., and Bailey, R. M., "NASA Langley's AirSTAR Testbed - A subscale flight test capability for flight dynamics and control system experiments," *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, Honolulu, Hawaii, 18 - 21 August 2008, doi: 10.2514/6.2008-6660. [۷۴]
- Nguyen, N. T., and Krishnakumar, K., "Hybrid Intelligent Flight Control with Adaptive Learning Parameter Estimation," *Journal of Aerospace Computing, Information and Communication*, Vol. 6, No. 3, 2009, pp. 171-186. [۷۵]
- Laban, M., "Online aircraft aerodynamic model identification", Ph.D. Thesis, Delft University of Technology, 1994. [۷۶]
- LaValle, S., "Planning Algorithms", Cambridge University. Press, England, U.K., 2006, Chap.5. [۷۷]
- Yang, H., and Zhao, Y., "Trajectory Planning for Autonomous Aerospace Vehicles amid Known Obstacles and Conflicts," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 27, No. 6, 2004, pp. 997-1008, doi: 10.2514/1.12514. [۷۸]
- Atkins, E., "Dynamic Waypoint Generation Given Reduced Flight Performance," *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, Jan. 2004. Doi: 10.2514/6.2004-779. [۷۹]
- Atkins, E.M., Portillo, I.A., and Strube, M.J., "Emergency Flight Planning Applied to Total Loss of Thrust," *Journal of Aircraft*, Vol.43, No.4, pp. 1205-1216, 2006. doi:10.2514/1.18816. [۸۰]
- Yi, G., and Atkins, E., "Trim State Discovery for an Adaptive Flight Planner," *48th AIAA Aerospace Science Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, Florida, 2010, doi: 10.2514/6.2010-416. [۸۱]
- Tong, P., "Application of genetic algorithm to a forced landing maneuver on transfer of training analysis", Ph.D. Dissertation, Royal Melbourne Institute of Technology, School of Aerospace, Mechanical and Manufacturing Engineering [۸۲]

- in the Faculty of Engineering, April 2006.
- Sarigul-Klijn, N., Rapetti, R., Jordan, A., Lopez, I., Sarigul-Klijn, M., and Nespeca, P., "Intelligent Flight Trajectory Generation to Maximize Safe Outcome Probability after a Distress Event," *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 1, pp. 255-267, 2010. Doi: 10.2514/1.45264. [۸۳]
- Lopez, I., and Sarigul-Klijn, N., "Aggregating imprecise information in distressed aircraft path planning," *AIAA Infotech@Aerospace*, 20-22 April, Atlanta, Georgia, 2010, doi: 10.2514/6.2010-3379. [۸۴]
- Zhao, Y., "Efficient and robust aircraft landing trajectory optimization", Ph.D. Dissertation, Georgia Institute of Technology, 2012. [۸۵]
- Bottaso, C. L., Leonelle, D. and Savani, B., "Path planning for autonomous vehicle by trajectory smoothing using motion primitives," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, Vol.16, No.6, pp. 1152 – 1168, 2008. [۸۶]
- Hwangbo, M., Kuffner, J., and Kanade, T., "Efficient Two-phase 3D Motion Planning for Small Fixed-wing UAVs," *IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, Rome, Italy, 10-14 April 2007. [۸۷]
- Neas, B. C., and Farhood, M., "A hybrid architecture for maneuver-based motion planning and control of agile vehicles," *18th IFAC World Congress*, Milano (Italy) August 28 - September 2, 2011. [۸۸]
- Roskam, J., "Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control," Part II, Kansas, 1998, Chap.6. [۸۹]
- Tandale, M. D., Bowers, R., and Valasek, J., "Trajectory Tracking Controller for Vision-Based Probe and Drogue Autonomous Aerial Refueling," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 29, No. 4, pp. 846-857, 2006. [۹۰]
- Khatib, O., "Real-Time Obstacle Avoidance for Manipulators and Mobile Robots," *International Journal of Robotics Research*, Vol. 5, No. 1, 1986, pp.90-99, doi: 10.1177/027836498600500106 [۹۱]
- Pohl, I., "Heuristic search viewed as path finding in a graph," *Artificial Intelligence*, Vol. 1, No.3-4, pp. 193–204, 1970. [۹۲]
- Ebendt, R., and Drechsler, R., "Weighted A* search - unifying view and application," *Artificial Intelligence*, Vol. 173, No. 14, 1310–1342, 2009. Doi: 10.1016/j.artint.2009.06.004. [۹۳]
- Pehlivanoglu, Y. V., Baysal, O., and Hacıoglu, A., "Path planning for autonomous UAV via vibrational genetic algorithm," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 79, No. 4, pp. 352 – 359, 2007. Doi: 10.1108/00022660710758222. [۹۴]
- K. F. Uyanik, "Artificial Potential Fields", *Motion Planning for Mobile Robot*, pp.1-5, 2010. [۹۵]
- B. he, G. Liu, J. Gao and H. Wang, "A Route Planning Method Based on Improved Artificial Potential Field Algorithm," *Proceedings of 2011 IEEE 3rd International Conference on Communication Software and Networks (ICCSN2011)*, pp.550-554, 2011. [۹۶]
- W. Shi, X. Huang and W. Zhou, "Path Planning of Mobile Robot Based on Improved Artificial Potential Field", *Journal of Computer Application*, Vol. 30, No.8, pp. 2021-2023, 2010. [۹۷]

- N. Qi, B. Ma and D. Ren, "A Modified Artificial Potential Field Algorithm for Mobile Robot Path Planning", *Proceedings of 7th World Congress on Intelligent Control and Automation*, pp. 2603-2607, 2008. [۹۸]
- Z. Yu, J. Yan, J. Zhao, Z. Chen and Y. Zhu, "Mobile Robot Path Planning Based on Improved Artificial Potential Field", *Journal of Harbin Institute of Technology*, Vol. 43, No. 1, pp. 50-55, 2011. [۹۹]
- Andre Ferreira, Flavio Garcia Pereira, Raquel Frizera Vassallo, "An Approach to Avoid OBstacles In Mobile Robot Navigation The Tangential Escape," *Control and Automatica*, Vol. 11, No.4, 2008. [۱۰۰]
- R.T. Marler and J.S. Arora, "Survey of multi-objective optimization methods for engineering," *Structure Multi-objective Optimization*, Vol. 26, 369–395, 2004. [۱۰۱]
- Marler, R.T.; Arora, J.S. "Review of Multi-Objective Optimization Concepts and Methods for Engineering," *Technical Report Number ODL-01.01*, University of Iowa, Optimal Design Laboratory, Iowa City, IA, 2003. [۱۰۲]
- Stadler, W.; Dauer, J.P. "Multicriteria optimization in engineering a tutorial and survey," *M.P. Structural Optimization: Status and Promise*, pp. 211–249. Washington, DC, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. [۱۰۳]
- Dauer, J.P.; Stadler, W, "A survey of vector optimization in infinite dimensional spaces," part II, *Journal of Optimization Theory Application*, Vol. 51, pp. 205 – 242, 1986. [۱۰۴]
- E.L. Ulungu, J. Teghem, P. Fortemps, D. Tuytens, "MOSA method: a tool for solving multiobjective combinatorial optimization problems," *Journal of Multi-Criteria Decision Analysis*, Vol. 8, No. 4, pp. 221–236, 1999. [۱۰۵]
- Ma, J., Fan, Z., Huang, L., "A Subjective and Objective integrated Approach to Determine Attribute Weights", *European Journal of Operational Research*, pp. 397-404, 1999. [۱۰۶]
- Lin, J.G., "Multiple-objective problems: Pareto-optimal solutions by method of proper equality constraints," *IEEE Transaction on Automatic Control AC-21*, pp. 641–651, 1976. [۱۰۷]
- Claude E. Shannon, "A Mathematical Theory of Communication" *System Techology Journal*, Vol. 27, pp. 623-656, 1948. [۱۰۸]
- Charlotte Hauman, "The Application of the Entropy Method for Multi-Objective Optimization to Combinatorial Problems," Master Thesis, Stellenbosch University, 2012. [۱۰۹]
- Aleks Jakulin, "Machine Learning Based on Attribute Interactions", Ph.D. Thesis, University of Ljubljana, Faculty of Computer and Information Science, 2005. [۱۱۰]
- Haiwei W., Geng, L., Zhando, W., "Entropy-based Evaluation Method of Design Scheme for Helicopter Transmission," *TELKOMIKA*, Vol. 11, No. 6, 2013. [۱۱۱]
- Lima, C., Assis, F., Souza, C., "An Empirical Investigation of Attributes Selection Techniques based on Shannon, Renyi and Tsallis Entropies for Network Intrusion Detection", *American Journal of Intelligent System*, Vol. 2 No. 5, pp. 111-117, 2012. [۱۱۲]
- Dalalah D., Al-Tahat, M., Bataineh, K., "Mutually Dependent Multi-criteria Decision Making", *Fuzzy Information Engineering Journal*, pp. 195-216, 2012. [۱۱۳]

- Honeywell, "Boeing 777 Flight Management System Pilot's Guide," 2001. [۱۱۴]
- Watts, R., Tsiotras, P., and Johnson, E. N., "Pilot Feedback for an Automated Planning Aid System in the Cockpit," *Digital Avionics Systems Conference, IEEE*, Oct. pp. 5.B.21–5.B.213, 2009. [۱۱۵]
- Watts, Robert, Chrissmann H., Johnson E., Feigh, Karen, "Development and Evaluation of an Automated Path Planning Aid", *Journal of Aircraft*, Vol. 49, No.6, November 2012. [۱۱۶]
- Chen, T., and Pritchett, A., "Development and Evaluation of a Cockpit Decision-Aid for Emergency Trajectory Generation," *Journal of Aircraft*, Vol. 38, No. 5, 2001, pp. 935–943. doi:10.2514/2.2856. [۱۱۷]
- Pritchett, A. R., "Reviewing the Role of Cockpit Alerting Systems," *Human Factors and Aerospace Safety*, Vol. 1, No. 1, 2001, pp. 5–38 [۱۱۸]
- Johannsen, G., and Rouse, W., "Mathematical Concepts For Modeling Human Behavior In Complex Man–Machine Systems," *Human Factors*, Vol. 21, No. 6, pp. 733–747, 1979. [۱۱۹]
- Narendra, K. S., Annaswamy, A. M., "Stable Adaptive Systems, Prentice-Hall", Englewood Cliffs, NJ, 1989. [۱۲۰]
- Kim, B. S., Calise, A. J., "Nonlinear Flight Control Using Neural Networks," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 20, No. 1, pp. 26-33, 1997. [۱۲۱]
- Johnson, E. N., Calise, A. J., El-Shirbiny, H. A., Rysdyk, R. T., "Feedback Linearization with Neural Network Augmentation Applied to X-33 Attitude Control," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 4157, 2000. [۱۲۲]
- Idan, M., Johnson, M. D., Calise, A. J., "Hierarchical Approach to Adaptive Control for Improved Flight Safety," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 25, No. 6, pp. 1012-1020, 2002. [۱۲۳]
- Lombaerts, T.J. J., "Fault Tolerant Flight Control A Physical Model Approach", Ph.D. Thesis, TU Delft, Faculty of Aerospace Engineering, 2010. [۱۲۴]
- Doyle J. C. and Glover K., "State space solution to standard H_2 and H_∞ control problems," *IEEE Transactions on Automatic control*, Vol. 34, No. 8, 1989. [۱۲۵]
- D. J. Hoyle, R. A. Hyde, and D. J. N. Limebeer, "An H_∞ Approach to Two Degree of Freedom Design," *Proceedings of the 30th IEEE Conference on Decision and Control*, Brighton, United Kingdom, 1991. [۱۲۶]
- D. J. N. Limebeer, E. M. Kasenally, and J. D. Perkins, "On the design of robust two degree of freedom controllers," *Automatica*, vol. 29, pp. 157-168, 1993. [۱۲۷]
- A. El-Sakkary. The Gap Metric: Robustness of Stabilization of Feedback Systems. *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol. 30, No. 3, pp. 240-247, 1985. [۱۲۸]
- A.K. El-Sakkary. The Gap-metric for Unstable Systems. PhD thesis, McGill University, Montreal, Canada, 1981. [۱۲۹]
- T.T. Georgiou. On the Computation of the Gap Metric. *Systems & Control Letters*, Vol. 11, pp. 253-277, 1988. [۱۳۰]
- T.T. Georgiou and M. Smith. Optimal Robustness in the Gap Metric. *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol. 35, No. 6, pp. 673-686, 1990. [۱۳۱]

پیوست ها

پ ۱: مشخصات هندسی و جرمی هواپیما

جدول پ-۱: مشخصات هندسی و جرمی هواپیمای مدل GTM.

22.5 kg	جرم کل، m
0.548 m^2	مساحت بال، S_{ref}
0.278 m	کورد متوسط، $\bar{c}$
2.08 m	دهانه بال، b
2.59 m	طول بدنه، l
1.75 kg.m^2	ممان اینرسی حول I_{xx}, x
5.76 kg.m^2	ممان اینرسی حول I_{yy}, y
7.13 kg.m^2	ممان اینرسی حول I_{zz}, z

پ ۲: مدل موتور هواپیمای مدل GTM

هواپیمای مدل GTM یک هواپیمای دو موتوره می باشد. $T(\delta_{th})$ تراست مربوط به هر موتور می باشد که تابعی از تنظیم دسته گاز δ_{th} است که به صورت یک چند جمله ای مرتبه سوم مدل می شود. $T_x(N)$ و $T_z(N)$ به ترتیب تراست موتور در راستای x و z دستگاه بدنی است. $M_{th}(N.m)$ ممان پیچ ناشی از دو موتور هواپیما و $N_{th}(N.m)$ نیز ممان یا (yaw) ناشی از اختلاف تنظیم دسته گاز موتور چپ و راست و تغییر مکان مرکز جرم هواپیما (Δy) است.

$$T_x(\delta_{th}) = (T_l(\delta_{th}) + T_r(\delta_{th})) \cos(\varepsilon_1) \quad (۱)$$

$$T_z(\delta_{th}) = (T_l(\delta_{th}) + T_r(\delta_{th})) \sin(\varepsilon_1) \quad (۲)$$

$$M_{th}(\delta_{th}) = n_{eng} r_z T_x(\delta_{th}) - n_{eng} r_x T_z(\delta_{th}) \quad (۳)$$

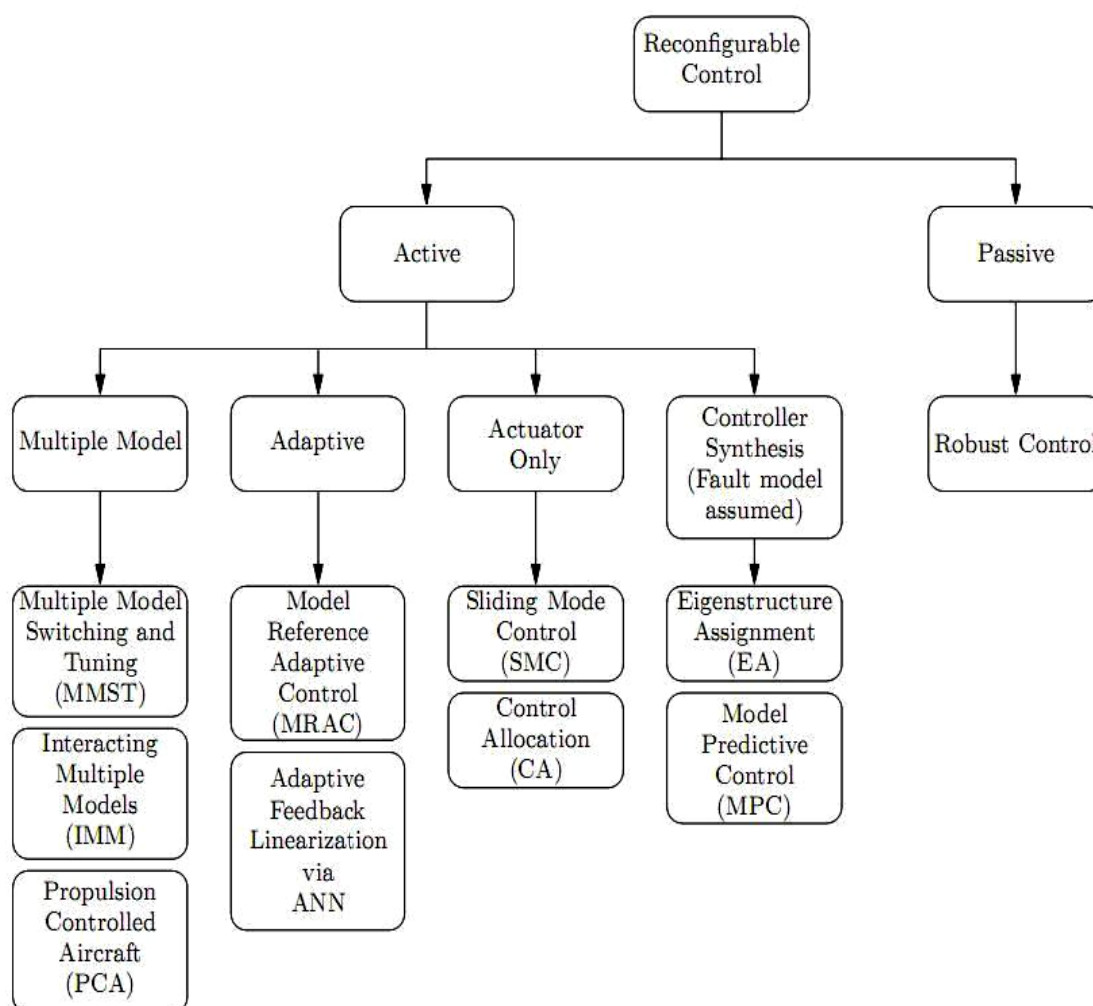
$$N_{th}(\delta_{th}) = (T_l(\delta_{th})(y_t + \Delta y) - T_r(\delta_{th})(y_t - \Delta y)) \cos(\varepsilon_1) \quad (۴)$$

$$T(\delta_{th}) = -8.75e - 6(\delta_{th}^3) + 5.11e - 3(\delta_{th}^2) + 0.367(\delta_{th}) + 4.825 \quad (۵)$$

$n_{eng} = 2$ تعداد موتورها است، $\varepsilon_1 = 0.0375 \text{ rad}$ زاویه چرخش محور موتور نسبت به دستگاه بدنی هواپیما می باشد. $r_x = 0.137 \text{ m}$ و $r_z = 0.0907 \text{ m}$ مشخص کننده بازوی گشتاور تراست است. $T_l(\delta_{th})$ و $T_r(\delta_{th})$ به ترتیب تراست موتور چپ و راست هستند. محدوده تنظیم ورودی دسته گاز در مدل فوق $\delta_{th} \in [0 \ 1]$ است.

تأثیر	نقص یا ایراد	سازه	عملگر	حس گر
جزئی	از دست دادن حس گر			*
کاهش نرخ ماکزیمم در برخی سطوح کنترلی	از دست دادن قسمتی از هیدرولیک		*	
در هواپیماهای توان هیدرولیکی، چند سطح در موقعیت نهایی گیر کرده و در هواپیماهای سبک شناور می شود.	از دست دادن کامل هیدرولیک		*	
یک یا چند سطح کنترلی در موقعیت نهایی گیر می کند	از دست دادن یک یا چند عملگر		*	
تأثیر سطوح کنترلی و نه نرخ آن ها کاهش یافته و تغییر کمی در آیرودینامیک وسیله ایجاد می شود.	از دست دادن قسمتی یا تمام سطوح کنترلی	*	*	*
تغییر بزرگ در پاکت پروازی و آیرودینامیک	از دست دادن موتور	*	*	*
تغییر شدید در آیرودینامیک و پاکت پروازی	آسیب سازه ای به سطوح	*		

شکل پ. ۱. انواع نقص ها و خطاهای ممکن در سیستم و تأثیر آن ها.



شکل پ.۲ تقسیم‌بندی انواع روش‌های کنترلی تحمل‌پذیر در برابر خطا

شکل پ.۳. فرم تعیین وزن معیارهای تأثیرگذار در انتخاب محل نشست.

فرض کنید که هواپیمای شما ابتدا در شرایط تریم بدون آسیب و نقص فنی در حال پرواز است، ناگهان در وضعیت ایرادات تغییر دهنده عملکرد هواپیما (Performance Altering)، مانند آسیب دیدگی بال و دم، گیرکردن سطوح کنترلی، ایرادات موتور و...؛ و یا ایرادات غیرتغییردهنده عملکردی (Non-Performance Altering)، مانند آتش گرفتگی، دود در کابین، ایرادات سیستم (هیدرولیک، بنزین و...) و ... قرار گیرد. با توجه به هر کدام از این ایرادات، درصد اهمیت پارامترهای زیر را در یک نشست ایمن مشخص کنید:			
ردیف	فاکتورهای تأثیرگذار بر تصمیم گیری	Performance Altering	Non-performance Altering
۱	فاصله مکانی تا باند		
۲	فاصله زمانی تا باند		
۳	امکانات باند (تجهیزات پزشکی، امدادی و...)		
۴	شرایط آب و هوایی در محل نشست (باد جانبی، باد از روبرو و...)		
۵	نوع زمین باند		
۶	موانع موجود در مسیر (کوه، آب‌هوا، نامناسب، آسمان‌خراش و...)		
۷	آب و هوای موجود در مسیر (گاست، توربولانس، بادهای شدید و...)		
۸	مقدار موجودی بنزین		
۹	ترافیک در محل نشست		
۱۰	آشنایی خلبان با محل نشست (سابقه قبلی)		

Abstract

This thesis presents an efficient approach for safe landing trajectory generation of an airplane with structural damage to its wing flying in proximity to local terrain. While an aircraft experiences a damage, system parameters severely change depend on the damage location and quantity. The autopilot is not able to maintain the airplane control in case of considerable damage. A preliminary requirement for recoverability and survivability of an aircraft after the damage is a better understanding of its performance and flight envelope. In this paper, wing damaged airplane maneuvering flight envelope and stability properties inside the maneuvering flight envelope, are investigated for different wing damages and at different altitudes. In addition, eigenvector analysis is utilized to demonstrate the effect of damage on motion modes, handling quality, and longitudinal and lateral-directional coupling. The overall above analysis provides a comprehensive understanding of the wing damage effect on airplane performance and dynamics that is essential for continuing flight and safe landing.

A damaged airplane maneuvering flight envelope is estimated by analyzing the local stability and flying quality at each trim condition. Trim state distance to a flight envelope boundary provides a novel criterion defined as the Safety Value Index (SVI) to prioritize choice of trim conditions for post-damage flight. A library of trajectory segments including trim states and transition maneuvers between trim conditions in the local neighborhood are generated using a controller. A potential field strategy is utilized to rapidly define emergency landing trajectories composed as trim state sequences based on criteria including terrain avoidance, SVI, and safe landing requirements such as touchdown heading and position, airspeed, glide slope, and bank angle. Cost criteria are balanced by adjusting weights. Landing scenarios are presented to demonstrate the capability of the proposed approach to autonomously plan safe landing trajectories.

Since the search algorithm used for trajectory generation is a local algorithm, some modifications on obstacle cost, introducing virtual targets have been applied to enhance the algorithm optimality performance. Simulation results illustrate the performance enhancement of the algorithm. There may be some emergency conditions accompanied with the wing damage including hydraulic or fuel lines damage or fire to the wing which are considered in trajectory generation.

Abstract

Considering different cost function in our case leads to a Multi-Objective Optimisation problem. Therefore in the next step to enhance the algorithm performance a subjective-objective method is used to assign different criterias' weight. In subjective approach Pareto analysis is used while is combined with Entropy method in objective weight assignment using a fuzzy operator.

Since the pilot requires information from different sub-systems (Fault Detection and Identification, landing site selection, trajectory generation ...), a pilot interface and a site selection algorithm in the framework of emergency flight management system is designed and presented.

Tracking the designed trajectory by the trajectory generation system requires a tracking controller. In this thesis, a nonlinear robust controller with multiple model structure is designed to track the flight variables. The performance of the designed controller is verified in presence of noise, disturbance and wing damage.

Key Words: Wing Damage, Flight Envelope, Trajectory Generation, Multi-Objective Optimisation, Emergency Landing, Tracking Controller.



**Amirkabir University of Technology
(Tehran Polytechnic)**

Aerospace Engineering Department

PhD Thesis

Title

**Emergency Safe Landing trajectory Planning and
Control of a Damaged Airplane**

By

Davood Asadi

Supervisor

Dr. M. Sabzehparver

Advisor

Dr. H.A. Talebi

Bahman 92