

طراحی چندهدفی مسیر نشست اضطراری یک هواپیما

بر اساس پایه‌های حرکتی

اسدی، داود^{1*}، سبزه‌پرور، مهدی²، نگهبان برون، علی³

1- دانشکده مهندسی مکانیک - هوافضا، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات

2- دانشکده مهندسی هوافضا- دانشگاه صنعتی امیرکبیر

3- دانشکده مهندسی هوافضا- دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری

(دریافت مقاله: 1394/05/05 تاریخ پذیرش: 1395/08/10)

چکیده

این مقاله یک روش کارآمد برای تعیین وزن‌های توابع هزینه در مسئله بهینه‌سازی چند هدفی مسیر هواپیما با بال چپ آسیب دیده در حضور موانع ارائه می‌کند. برای طراحی مسیر بر اساس روش ارائه شده توابع هزینه مختلف شامل دوری از موانع، اندیس ارزش ایمنی و الزامات نشست ایمن مانند موقعیت و جهت باند، سرعت و زاویه گلاید تعریف می‌شود. برای طراحی مسیر از استراتژی میدان پتانسیل برای تولید مسیر نشست استفاده می‌شود. الگوریتم طراحی مسیر از پایه‌های حرکتی هواپیمای آسیب‌دیده شامل شرایط تریم و مانور بین شرایط تریم برای طراحی مسیر استفاده می‌کند. در بهینه‌سازی چند هدفی (چندین تابع هزینه)، توابع هزینه معمولاً در تقابل و یا تضاد با یکدیگر هستند که مانع بهینه‌سازی همزمان از دیدگاه تمامی توابع هزینه می‌شود. با توجه به تعریف توابع هزینه مختلف برای طراحی مسیر در این مقاله، وزن‌های بهینه بر اساس آنالیز پرتو و مقایسه دو به دو توابع هزینه نرمالیزه شده استخراج می‌شود و تابع هزینه کل بر اساس روش جمع وزن‌دار تعریف می‌شود. نتایج شبیه‌سازی موثر بودن روش پیشنهادی برای انتخاب وزن‌های توابع هزینه در تولید مسیر نشست ایمن را نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: چند هدفی، طراحی مسیر، نشست اضطراری، پایه‌های حرکتی

Multi-Objective Emergency Landing Trajectory Design

Based on Motion Primitives

Abstract

This paper presents an efficient approach to determine cost criteria weights in multi-objective optimization (MOO) problem of a left wing damaged airplane trajectory generation in proximity to local terrain. Different cost criteria including terrain avoidance, Safety Value Index (SVI), and safe landing requirements such as touchdown heading and position, airspeed, and glide slope are defined. A potential field strategy is utilized to rapidly generate emergency landing trajectories based on a library of the damaged airplane motion primitives including trim states and transition maneuvers between the trim conditions. For multiple-objective problems, the objectives are generally conflicting, preventing simultaneous optimization of each objective. Considering multiple objectives in trajectory planning in this paper, the optimum weights of each cost function is derived using Pareto analysis and pairwise comparison of normalized costs and the total cost is defined based on weighted sum method. Simulation results demonstrate the effectiveness of weight selection based on the proposed method to autonomously plan safe landing trajectories.

Keywords: Multi-Objective, Trajectory Planning, Emergency Landing, Motion Primitives

مقدمه

مهمترین ویژگی صنعت هوانوردی مدرن، ایمنی بالا و حمل و نقل مطمئن است. اگرچه استفاده از تجهیزات هوانوردی مدرن، خلبان خودکار، سیستم محافظت از پاکت پروازی، انواع هشداردهنده‌ها داخل کابین، افزونگی چندگانه¹ در سیستم‌های حیاتی، سیستم مدیریت پرواز²، آموزش انواع سناریوهای شرایط اضطراری به خلبان و چک‌های منظم هواپیما قبل و بعد از پرواز، احتمال وقوع حوادث ناشی از عیب یا آسیب را کاهش داده است، اما همچنان سوانح هوایی سالانه جان انسان‌های زیادی را می‌گیرد [1].

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 پاکت پروازی جدید هواپیما و محدودیت‌های سینماتیک آن است که نیاز به شناسایی هواپیمای آسیب‌دیده و تخمین پاکت 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 [2].

یک استراتژی خودکار پیشرفته برای برآورده کردن این چالش‌ها در شکل 1 نشان داده شده است [3]. 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 حرکتی³ که شامل شرایط تریم جدید بر اساس نقص یا آسیب است [2، 3]، قبل از پرواز بر روی هواپیما بارگذاری می‌شود. زیرسیستم شناسایی رفتارهای کاهش یافته هواپیما به همراه پارامترهای مورد نیاز جهت کنترل هواپیما را کشف و شناسایی می‌کند. پس از اینکه ویژگی‌های کاهش یافته کشف شد، بر اساس پاکت پروازی جدید و اطلاعات محیطی 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.

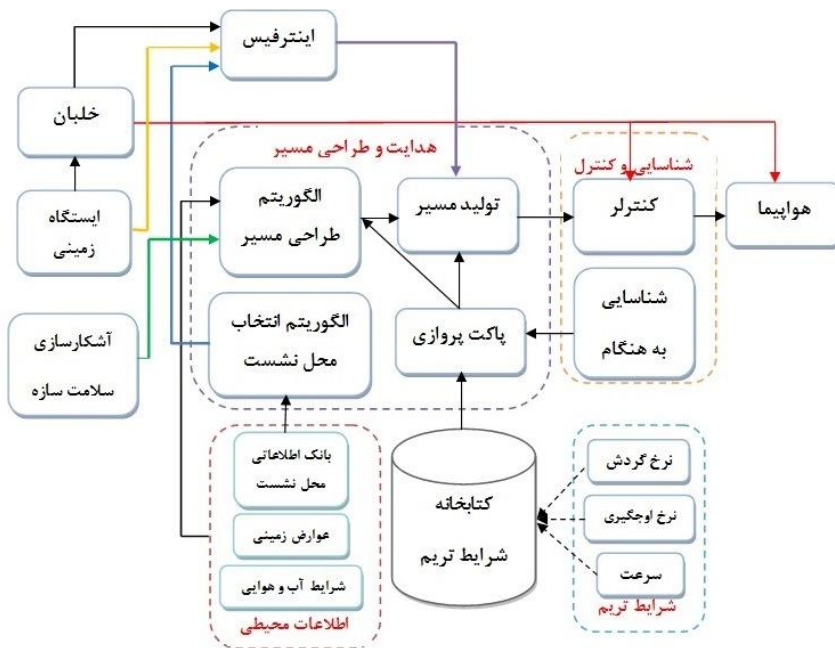
سیستم خودکار ارائه شده در شکل 1 قادر است هواپیما را در محدوده پاکت جدید پروازی به محل نشست ایمن برساند. در این استراتژی، پاکت پروازی مانوری هواپیما با فرض داشتن اطلاعات به‌هنگام از زیرسیستم شناسایی تخمین زده می‌شود. علاوه بر این زیر سیستم کشف سلامت سازه کلیه اطلاعات مربوط به بررسی سلامت سازه را بارگذاری می‌کند و کلیه ایرادات کشف شده از سازه و سیستم‌های هواپیما، مسیر طرح‌ریزی شده، هشدارها، پیام‌های ایستگاه زمینی و پارامترهای مهم پروازی از طریق اینترفیس در داخل کابین به اطلاع خلبان می‌رسد [3].

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 [4]. تست‌های تونل باد برای انواع مختلف آسیب توسط سازمان NASA بر روی هواپیمای مدل GTM که مقیاس 5/5 درصد از هواپیمای بوئینگ 757 است و مورد بررسی در این پژوهش نیز می‌باشد، انجام شده است [5]. 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 [6]. با استفاده از کنترلر تطبیقی شرایط تریم استخراج شده تعقیب می‌شود.

روش‌های مختلف طرح‌ریزی مسیر شامل تجزیه سلولی⁴، گراف مشاهده‌پذیری⁵، نقشه راه احتمالاتی (PRMs)⁶ و تکنیک‌های جستجوی محلی برای تولید مسیر نشست هواپیمای آسیب‌دیده مورد استفاده قرار گرفته است [7]. روش‌های طراحی مسیر مختلفی برای عملیات‌های خودکار ایجاد شده است. مطالعه کامل در مورد الگوریتم‌های بهینه‌سازی عددی مسیر پرواز در مرجع [8] ارائه شده است. الگوریتم طرح‌ریزی مسیر تصادفی در یک محیط عاری از مانع در چارچوب نقشه راه تصادفی در مرجع [9] مورد مطالعه قرار گرفته است. مرجع [10] برای تخمین پاکت پروازی یک

دوبینز⁷ برای حالتی که هواپیما موتورهای خود را از دست داده است مورد استفاده قرار گرفته است. الگوریتم طرح ریزی مسیر مبتنی بر جستجو در مرجع ذکر شده از نظر محاسباتی سنگین و پیچیده است. در مرجع [13] مسیرهای ایمن برای هواپیمای آسیب دیده بر اساس دینامیک جدید هواپیما با استفاده از یک الگوریتم جستجوی کامل استخراج می شود.

هواپیما با الویتور قفل شده و طراحی مسیر نشست ایمن به محل نشست مطلوب از آنالیز تریم استفاده کرده است. مجموعه شرایط تریم به کار رفته در مرجع [11] به علت پیچیدگی بالای الگوریتم جستجوی و زمان بر شدن حل، تا حد ممکن کوچک و محدود می شوند. در مرجع [12] یک الگوریتم طرح ریزی مسیر نشست تحلیلی بر اساس کوتاهترین مسیرهای



شکل 1- زیرسیستم های درگیر در مدیریت نشست اضطراری

تصادفی درختها (RRTs) استفاده کرده است. مرجع [18] یک استراتژی طرح ریزی بر اساس کتابخانه پایه های حرکتی از پیش محاسبه شده در فضای سه-بعدی ارائه کرده است. همچنین یک روش بهینه سازی برای اطمینان از سازگاری مسیر با دینامیک وسیله هنگام انتقال بین شرایط تریم استفاده شده است. در مرجع [19]، منحنی های دوبینز به همراه مجموعه هایی از پایه های 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 [12] می باشد. طرح ریزی مسیر برخط برای یک وسیله سریع با استفاده از الگوریتم جستجوی هیوریستیک و ترکیبی از روش های جستجوی حرصانه با برگشت به عقب مبتنی بر کتابخانه ای از مانورهای از پیش تعیین شده در مرجع [20] ارائه شده است.

استراتژی های مختلفی برای بهینه سازی مسیر نشست ارائه شده است. در مرجع [14] یک روش طراحی مسیر برای بازیابی هواپیمای دچار نقص با لحاظ کردن ماکزیمم ایمنی ارائه شده است. طرح ریزی مسیر نشست برای هواپیمای آسیب دیده با استفاده از روش های احتمالاتی با استفاده از مدل سینماتیک ساده هواپیمای آسیب دیده در حضور مانع بررسی شده است [15]. تولید مسیرهای مقاوم و بهینه سازی سه بعدی مسیرهای نشست برای یک هواپیمای بال ثابت در حضور مانع در مرجع [16] بررسی شده است.

طراحی مسیر در این مقاله مبتنی بر ایده مانور خودکار⁸ (MA) است که برای اولین بار توسط فرزولی [17] ارائه شد. MA ترکیبی از پایه های حرکتی شامل شرایط تریم و مانور است. مسیرهای مختلف با چسبیدن تکه مسیرهای مانورها و تکه مسیرهای تریم مناسب قابل ایجاد است. مرجع [17] برای طراحی مسیر از پایگاه داده MA و روش جستجوی سریع

در این مقاله برای طراحی مسیر از پاکت پروازی مانوری هواپیمای آسیب‌دیده در آسیب‌های مختلف بال (از دست دادن درصدی از نوک بال)، مطابق مرجع [2] استفاده می‌شود. پایداری محلی و کیفیت خوشدستی هر یک از شرایط تریم در داخل پاکت پروازی مورد تحلیل و بررسی قرار گرفت [2]. مطابق مرجع [3] یک معیار ایمنی (اندیس مقدار ایمنی) بر اساس ویژگی‌های پایداری و خوشدستی شرایط تریم تعریف می‌شود که به صورت یک تابع هزینه در طراحی مسیر مورد استفاده قرار می‌گیرد. نزدیک‌شدن هواپیمای آسیب‌دیده به باند علاوه بر معیار فوق به فاصله تا محل نشست، سرعت هواپیما، جهت باند، ارتفاع پروازی و محدودیت‌های زاویه گلاید و موانع موجود در مسیر بستگی دارد که برای داشتن یک مسیر ایمن همگی به صورت یک توابع 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 ارائه می‌شود که قادر است به سرعت مسیر نشست ایمن را از میان دسته شرایط تریم وزن‌دار از پیش محاسبه شده ایجاد نماید [3]. همچنین برای انتقال بین شرایط تریم استخراج شده در داخل پاکت پروازی یا ایجاد مانور از یک کنترلر استفاده می‌شود. 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 پروازی ممکن برای هواپیمای آسیب‌دیده است، ایجاد کند به گونه‌ای که با موانع موجود در مسیر برخورد نکند و الزامات نشست ایمن را فراهم کند [3].

در طراحی مسیر برای هواپیمای آسیب‌دیده ذاتا توابع هزینه مختلف همزمان در مسئله درگیر است که منجر به یک مسئله بهینه‌سازی چند هدفی می‌شود. یکی از چالش‌های اساسی در این گونه مسائل تعیین وزن‌های توابع هزینه مختلف است. وزن نسبی توابع هزینه بر انتخاب شرایط تریم و شکل مسیر طراحی شده به شدت تاثیرگذار است. در بسیاری از پژوهش‌ها مانند مرجع [3] طراح با سعی و خطا و شناختی که طراح از مسئله دارد وزن‌ها را تنظیم می‌کند. اما تعیین وزن‌ها نیاز به درک توازن بین توابع هزینه مختلف، بازه تغییرات آن‌ها

و تاثیر متقابل تغییر آن‌ها دارد که امری بسیار دشواری است. در این زمینه تحقیقات و پژوهش‌های زیادی انجام شده است [21].

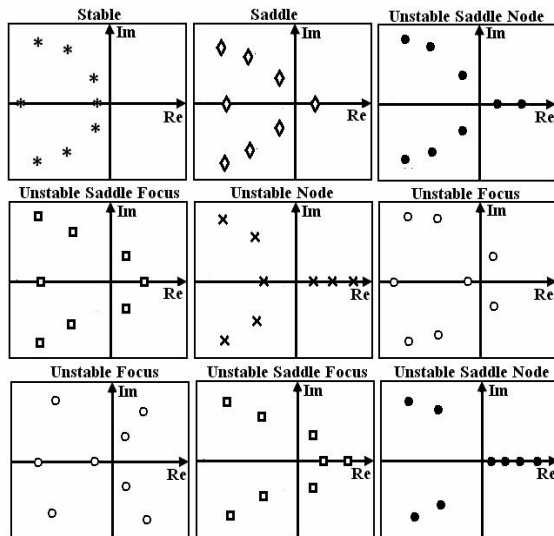
مرجع [22] مجموعه پرتو را برای حل مسئله طرح‌ریزی مسیر چند هدفه یک روبات پیشنهاد کرده است. برای حل مسائل بهینه‌سازی چند هدفه، روش‌های دیگر از قبیل بهینه‌سازی مینیمم-ماکزیمم [23]، برنامه‌ریزی چند هدفه [24]، ماتریس تصمیم‌گیری و روش آنتروپی [25] و الگوریتم‌های تکاملی مورد استفاده قرار گرفته‌اند. مرجع [26] یک مسئله چند هدفه با استفاده از الگوریتم PSO در طراحی مسیر یک روبات در محیط نامعین ارائه کرده است. استفاده از الگوریتم ژنتیک برای حل مسائل بهینه‌سازی چند هدفه در پژوهش‌های مختلف مورد استفاده قرار گرفته است. مانند مرجع [27] که در آن مسیر حرکت بهینه در حضور موانع و پنج تابع هزینه استخراج می‌شود.

عمده نوع آوری این مقاله تعیین وزن‌های بهینه برای توابع هزینه مختلف و به کارگیری آن در مسئله طراحی مسیر نشست یک هواپیما با بال آسیب‌دیده است. نمونه تحقیقاتی که از تحلیل پرتو برای بهینه‌سازی چند هدفی استفاده کرده‌اند، در مراجع [22] مشاهده می‌شود.

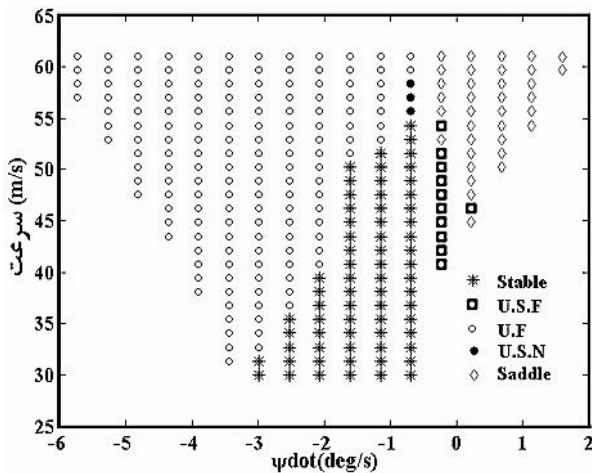
در این مقاله پس از استخراج پاکت پروازی هواپیما با بال آسیب‌دیده مطابق مرجع [2] و معرفی توابع هزینه مختلف، الگوریتم طراحی مسیر معرفی می‌شود. برای تعیین وزن نسبی توابع هزینه مختلف مورد استفاده در الگوریتم طراحی مسیر ابتدا تمامی توابع هزینه معرفی شده توسط یک تابع خطی فازی نرمالیزه می‌شوند و سپس از تحلیل پرتو و مقایسه دو به دو توابع هزینه مختلف برای استخراج وزن‌ها استفاده می‌شود. کلیه توابع هزینه با استفاده از روش جمع وزن‌دار⁹ در طراحی مسیر مورد استفاده قرار می‌گیرد. در قسمت آخر، عملکرد الگوریتم طراحی مسیر با وزن‌های بهینه استخراج شده در این مقاله با عملکرد الگوریتم A^* که یک الگوریتم بهینه سرتاسری است، مقایسه شده و نتایج ارائه می‌شود.

پاکت پروازی

تعیین مجموعه نقاط تعادل قابل دستیابی¹⁰ یا شرایط پایای یک سیستم در علوم مهندسی دارای اهمیت زیادی است. در واقع پایه‌های حرکتی¹¹ برای هواپیما همان نقاط قابل



شکل 2- پایداری محلی بر اساس مکان ریشه‌ها در صفحه مختلط



شکل 3- پاکت پروازی برای آسیب 30% بال چپ - سطح دریا

برای تخمین ویژگی کیفیت خوددستی متاثر از تمامی مودها در هر نقطه تریم و فراهم نمودن یک معیار اولویت‌بندی در انتخاب شرایط تریم در طراحی مسیر پس از آسیب، اندیس ارزش ایمنی¹² ناشی از کیفیت خوددستی (SVI_{SHQ}) تعریف می‌شود. علاوه بر این یک اندیس ارزش ایمنی بر اساس فاصله نرمالیزه هر نقطه تریم در پاکت پروازی تا مرز پاکت پروازی که با SVI_{FEB} نشان داده می‌شود، تعریف می‌شود.

اندیس ارزش ایمنی کل (SVI_i) به صورت ترکیبی از دو اندیس SVI_{SHQ} و SVI_{FEB} به عنوان معیار اولویت‌بندی انتخاب شرایط تریم در طراحی مسیر استفاده می‌شود. نمونه‌ای از مقدار اندیس معرفی شده برای پاکت پروازی هواپیما (شکل 3)

دستیابی یا شرایط تریم است که مجموعه آن در شرایط مختلف پروازی پاکت پروازی هواپیما را تشکیل می‌دهد [3].

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. بنابراین برای داشتن یک نشست ایمن، اطلاع از پاکت پروازی هواپیمای آسیب‌دیده و محدودیت‌های عملکردی و پایداری جدید ضروری است.

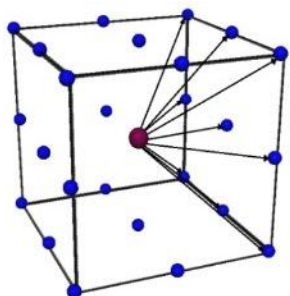
در این مقاله مطابق مرجع [3]، شرایط تریم هواپیمای آسیب‌دیده با استفاده از معادلات غیرخطی و کوبله هواپیما با لحاظ تغییرات ضرایب آیرودینامیکی ناشی از آسیب استخراج می‌شود. پس از رویداد آسیب، هواپیما به منظور فرود در مکان مناسب نیاز به تغییر جهت و ارتفاع دارد. بر همین اساس، پاکت پروازی مانوری هواپیما شامل نرخ گردش ($\dot{\psi}$) و زاویه مسیر برای تغییر ارتفاع (γ) در سرعت‌های مختلف (V) است.

در واقع پاکت پروازی مانوری طیفی از پایه‌های حرکتی یا شرایط تریم هواپیما است که در هر ارتفاع منجر به پایگاه داده پروازی مانوری هواپیمای آسیب‌دیده در مرجع [2] ارائه شده است. پایداری محلی هواپیما در هر یک از شرایط تریم در داخل پاکت پروازی مانوری استخراج می‌شود. ویژگی‌های پایداری ارائه شده بر اساس استخراج مدل خطی هواپیما در هر شرایط پروازی و مقادیر ویژه آن مطابق مرجع [2,3] بدست می‌آید. انواع پایداری محلی با توجه به مکان مقادیر ویژه مدل خطی در هر شرایط پروازی مطابق شکل 2 تعریف شده است. نمونه‌ای از پاکت پروازی مانوری با ویژگی‌های پایداری محلی به ازای آسیب 30 درصد بال چپ در شکل 3 ارائه شده است.

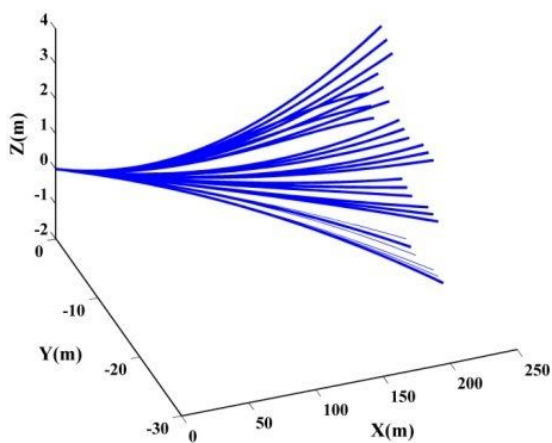
در ادامه به منظور استفاده از پایه‌های حرکتی در طراحی مسیر، شرایط تریم بر اساس کیفیت خوددستی در تمامی مودهای حرکتی اولویت‌بندی می‌شوند. به همین منظور مطابق مرجع [2,3] ابتدا در هر یک از شرایط تریم مطلوب، مودهای حرکتی استخراج می‌شود و سپس کیفیت پروازی هر مود بر اساس میزان میرایی و فرکانس طبیعی آن محاسبه می‌شود.

ذخیره می‌شود تا در طراحی مسیر مورد استفاده قرار گیرند. در این ماتریس SVI_t ، Δs ، به ترتیب طول و مقدار اندیس ایمنی کل برای تکه مسیره‌ها است. $\Delta p_x, \Delta p_y, \Delta p_z$ تغییرات موقعیت در دستگاه اینرسی و $\Delta\psi, \Delta\gamma$ تغییر زاویه مسیر و سمت هر تکه مسیر می‌باشد.

در واقع برای هر شرایط تریم در داخل پاکت پروازی ماتریس D برای 27 همسایگی آن محاسبه و در پایگاه داده طراحی مسیر ذخیره می‌شود. با این عمل دینامیک هواپیما گسسته شده و نیازی به حل دینامیک هنگام طراحی مسیر نیست. بنابراین ضمن لحاظ دینامیک کامل وسیله در طراحی مسیر در زمان حل و استخراج مسیر صرفه‌جویی می‌شود. استخراج سریع مسیر نشست در شرایط اضطراری از اهمیت زیادی برخوردار است.



شکل 5- شرایط تریم در همسایگی هر نقطه تریم

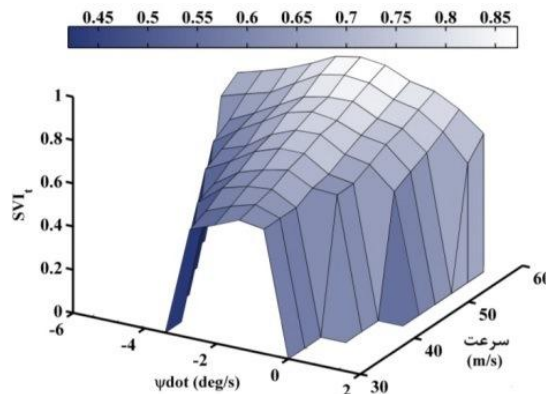


شکل 6- تولید مانور با استفاده از کنترلر LQR

طرح‌ریزی مسیر

برای طرح‌ریزی مسیر در این مقاله از یک الگوریتم مبتنی بر روش میدان پتانسیل برای محاسبه مسیر به‌هنگام¹⁴ استفاده

در شکل 4 ارائه شده است. جزئیات استخراج کیفیت خوشدستی و مقادیر اندیس ایمنی بر شرایط تریم مختلف در پژوهش‌های قبلی (مراجع [2,3]) ارائه شده است.



شکل 4- مقادیر SVI_t در شرایط تریم در داخل پاکت پروازی

پایگاه داده‌های پروازی

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. بر اساس پاکت پروازی استخراج شده، یک مجموعه همسایگی برای هر یک از شرایط تریم (T) تعریف می‌شود و بر اساس آن مانورها (M) برای شرایط تریم تعریف می‌شود. مطابق شکل 5، هر T دارای 26 همسایگی است. تکه مسیرهایی با زمان انتقال ثابت 5 ثانیه بین شرایط تریم برای هر یک از شرایط تریم با توجه به شرایط تریم همسایگی با استفاده از یک کنترلر (LQR)¹³ تولید می‌شود و تغییرات ایجاد شده در حالت‌ها ($\Delta p_x, \Delta p_y, \Delta p_z, \Delta\psi, \Delta\gamma$) در پایگاه داده به صورت ساختار یافته ذخیره می‌شود تا قابلیت استفاده به صورت به‌هنگام را داشته باشد.

بنابراین برای هر شرایط تریم 27 تکه مسیر شامل 26 مانور به شرایط تریم همسایگی و یک مسیر تریم 5 ثانیه (حفظ نقطه تریم مطلوب) وجود دارد. نمونه‌ای از 27 تکه مسیر برای نقطه تریم ($\gamma^* = 3.75 \text{ deg}$ و $\psi^* = 0$ و $V_T^* = 60 \text{ m/s}$) در شکل 6 نشان داده شده است. همانطور که قبلاً توضیح داده شد، تکه مسیره‌های ایجاد شده توسط کنترلر LQR تولید می‌شوند. بر اساس شرایط همسایگی برای هر نقطه تریم، مقادیر تغییرات در ماتریس؛

$$D = [\Delta p_x, \Delta p_y, \Delta p_z, \Delta\psi, \Delta\gamma, \Delta s, SVI_t]$$

برای مقایسه عملکرد الگوریتم پیشنهادی از آن استفاده می-شود.

الگوریتم دایجسترا در هر گام تمام گره های موجود در همسایگی را جستجو و گسترش می دهد. این امر منجر به یک فضای جستجوی بسیار بزرگ از مرتبه 27^N در طراحی مسیر می شود که در آن 27 تعداد حالت های همسایگی برای هر گره است و N تعداد کل تکه مسیره ها در طراحی مسیر مطلوب می شود. الگوریتم جستجوی A^* برخلاف روش دایجسترا تمامی حالت های همسایگی را در هر گام جستجو نمی کند اما با نگاه داشتن گره های جبهه در یک ستون، مسیره های چندگانه را جستجو می کند و در هر گام بهترین گره موجود در ستون جبهه را بر اساس تابع هزینه کل الگوریتم A^* توسعه می دهد تا در نهایت جواب بهینه را پیدا کند. بنابراین الگوریتم A^* همچنان منجر به ایجاد فضای جستجوی نسبتا بزرگی می شود، تا حدی بزرگ که قابل پیاده سازی به هنگام بر روی کامپیوتر نصب بر روی هواپیما نیست. روش های مختلف مبتنی بر A^* برای کاهش تلاش محاسباتی در فرایند جستجو توسعه یافته است. در روش A^* وزن دار (WA^*) ²¹ تابع هزینه کل با $f(n) = g(n) + W * h(n)$ تخمین زده می شود 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 حالت های نزدیک تر به هدف می شود، راحت تر می کند. در روش A^* وزن دار دینامیکی (DWA^*) ، فاکتور وزن با توجه به عمق جستجو تنظیم می شود، که باعث کاهش اهمیت تابع هیوریستیک با نزدیک شدن به مانع شده و منجر به جواب نزدیک- بهینه یا بهینه می گردد [29].

از آنجا که برای تولید مسیر برای نشست اضطراری به یک الگوریتم به هنگام نیاز داریم، از الگوریتم جستجوی مبتنی بر روش میدان پتانسیل با توابع هزینه معرفی شده در روش A^* برای جستجو در کتابخانه مسیره های از پیش تعیین شده استفاده می کنیم. الگوریتم معرفی شده با استفاده از کتابخانه تریم یک مسیر از حالت اولیه به حالت نهایی پیدا می کند به گونه ای که در هر گام، گره با هزینه بهینه (کمترین گرادیان) انتخاب می شود. استفاده از این الگوریتم، فضای جستجوی کل را به شدت کاهش داده به گونه ای که فضای جستجو به $27 \times N$ می رسد که در آن N تعداد گام ها در کل مسیر پرواز است.

می شود. الگوریتم بر اساس توابع هزینه معرفی شده در هر گام بهترین تکه مسیر را از میان پایگاه تکه مسیره های از پیش محاسبه شده با لحاظ محدودیت عدم برخورد با موانع را انتخاب می کند. حالت نهایی شامل موقعیت، زاویه سمت و زاویه گلاید در محل نشست می باشد که به ترتیب با $P_{x_g}, P_{y_g}, P_{z_g}, \psi_g, \gamma_g$ نشان داده می شود. از آنجا که الگوریتم طراحی مسیر از تکه مسیره ها با مقدار ثابت Δt از پیش تعیین شده استفاده می کنند، الزام رسیدن دقیق الگوریتم جستجو به محل نشست هنگام رسیدن به محدوده همسایگی حالت نهایی ساده می شود. همانطور که بیان شد، برای داشتن یک الگوریتم به هنگام در این مقاله از یک الگوریتم جستجو شبیه میدان پتانسیل استفاده می شود.

روش میدان پتانسیل مصنوعی (APF)¹⁵ [27] در دو دهه اخیر به عنوان یک الگوریتم محاسباتی کارا برای طراحی مسیر در روبات ها و وسایل زمینی گوناگون مورد استفاده قرار گرفته است. روش APF، از گرادیان محلی برای هدایت وسیله از نقطه شروع به نقطه نهایی استفاده می کند. توابع پتانسیل جاذب وسیله مورد نظر را به سمت هدف جذب کرده و توابع پتانسیل دافع وسیله را از موانع دفع می کند. در هر لحظه ماکزیمم مقدار نهایی گرادیان وسیله را به سمت هدف هدایت می کند. اگرچه امکان رویداد مینیمم های محلی امکان پذیر است، امکان رویداد آن در میدان موانع پراکنده نا محتمل است. در این مقاله، گام های ممکن در جهت گرادیان، مربوط به 27 عدد تکه مسیر موجود در همسایگی حالت تریم کنونی است. به عبارت دیگر، در هر گام، تکه مسیری که دارای مینیمم پتانسیل کل باشد، انتخاب می شود. روش های جستجوی ترکیبی گزینه دیگری نسبت به روش بر پایه گرادیان از قبیل روش APF می باشد. تفاوت استفاده از این روش ها در این است که روش APF یک روش محاسباتی سریع است، اما روش های جستجوی ترکیبی¹⁶ 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 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 کامل¹⁷ و بهینه است که از ترکیب دو روش الگوریتم دایکسترا¹⁸ و جستجوی "اولین بهترین"¹⁹ (یا حریصانه²⁰)، تشکیل شده است [28] و

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، توابع هزینه به صورت جمع توابع جاذب هدف و توابع دافع موانع محاسبه می‌شوند.

در این مقاله، 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 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 (1) تا (5) به‌روز می‌شود:

$$\psi_{mean} = \frac{\psi_{previous} + (\psi_{previous} + \Delta\psi)}{2} \quad (1)$$

$$\gamma_{mean} = \frac{\gamma_{previous} + (\gamma_{previous} + \Delta\gamma)}{2} \quad (2)$$

$$p_x = p_{x\ previous} + \Delta s \cos(\gamma_{mean}) \cos(\psi_{mean}) \quad (3)$$

$$p_y = p_{y\ previous} + \Delta s \cos(\gamma_{mean}) \sin(\psi_{mean}) \quad (4)$$

$$p_z = p_{z\ previous} + \Delta s \sin(\gamma_{mean}) \quad (5)$$

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 بیان‌شده 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 هیوریستیک²² ارائه شده شامل معیار ایمنی و همچنین حالت نهایی است که تضمین‌کننده موقعیت، سمت، زاویه گلاید نهایی هواپیما مطابق با الزامات نهایی نشست و موقعیت و سمت باند است. سرعت هواپیما برای 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 ادامه توابع هزینه $g(n)$ و $h(n)$ معرفی می‌شوند. 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 قسمت بعد معرفی شده است. در هر گام الگوریتم طراحی مسیر، از میان 27 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.

تعریف توابع هزینه

توابع هزینه هیوریستیک کل به شکل جمع وزن دار مطابق رابطه (6) تعریف می‌شود [30]:

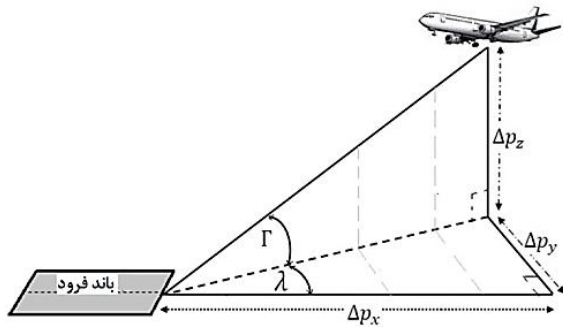
$$h(n) = \sum_{k \in \Omega} J_k \quad (6)$$

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 اختصاص داده می‌شود تا ارتباط نسبی تأثیر هر یک از توابع با تابع هزینه کل استخراج گردد. روابط (7) تا (13) یک از ترم‌های تابع هزینه را معرفی می‌کند [30]:

$$J_{SVI} = w_{SVI}(1 - SVI_T) \quad (7)$$



شکل 7- موقعیت هواپیما نسبت به باند

$$J_\gamma = w_\gamma |\gamma_a - \gamma_L| \quad (10)$$

که در آن γ_a زاویه مسیر پرواز هواپیما و γ_L زاویه گلاید مطلوب است. مقدار وزن در هنگام تقرب به باند غیر صفر است 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 مطلوب می شود. در واقع، بر اساس یک فاصله تعریف شده از باند، مقدار وزن از صفر به یک مقدار بزرگ تغییر می کند.

نشست هواپیما معمولاً با سرعت پایین و بدون زاویه رول انجام می شود. تابع هزینه سرعت برای جریمه سرعت های بالاتر از سرعت مطلوب نشست، به صورت رابطه (11) تعریف می شود:

$$J_{V_L} = w_{V_L} |V_a - V_L| \quad (11)$$

وزن سرعت w_{V_L} هنگام قرار گرفتن هواپیما در فاز تقرب یک مقدار قابل ملاحظه غیر صفر دارد و از مقدار صفر در فاصله های دور به یک مقدار بزرگ تغییر می کند. 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 زوایای سرش جانبی و زاویه رول غیر صفر است. بنابراین می توان 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 کامپوتر 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 رابطه (12) جریمه می شوند تا ریسک ناشی از برخورد را کاهش دهند [30]:

بر اساس آنالیز SVI_T ، در یک هواپیما با بال چپ آسیب دیده، افزایش وزن تابع هزینه فوق (W_{SVI}) منجر به ایجاد مسیرهایی با مقادیر بالاتر SVI_T می شود.

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 می شود [30]:

$$J_{P_L} = w_{P_L} \sqrt{\Delta p_x^2 + \Delta p_y^2 + \Delta p_z^2} \quad (8)$$

در رابطه (8) مقادیر $(\Delta p_x, \Delta p_y, \Delta p_z)$ به ترتیب نشان دهنده فاصله هواپیما تا محل نشست در جهت x ، y و z است. از آنجا که تکه مسیره های زمان-ثابت در طراحی مسیر مورد استفاده قرار می گیرد، افزایش وزن تابع هزینه "مسافت باقی مانده" (W_{P_L}) منجر به تولید مسیرهایی با سرعت های بالاتر می شود که در نهایت باعث کاهش زمان پرواز کل و همچنین کاهش مانور بین شرایط تریم می شود. قابل ذکر است که مقادیر وزن های توابع هزینه مانند (W_{P_L}) در قسمت بعد بر اساس تحلیل پرتو استخراج می شود.

هم راستا شدن هواپیما با سمت نهایی با تابع هزینه (9) بدست می آید [30]:

$$J_{\psi_L} = w_{\psi_L} |\psi_a - \psi_L| \quad (9)$$

وزن تابع فوق هنگامی که هواپیما بر اساس تابع تعریف شده توسط کاربر "نزدیک" 24 سایت محل نشست است مقدار غیر صفر است و در جاهای دیگر صفر در نظر گرفته می شود. از جمله تجهیزات ناوبری کمک کننده به هواپیما هنگام نشست لوکالایزر 25 است که هواپیما را به خط مرکزی باند هدایت می کند. شیب گلاید 26 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 γ مطابق شکل 7 به گونه ای تعریف می شود که هواپیما را به سمت مرکز باند نزدیک نماید (وظیفه لوکالایزر). ترم هزینه بر اساس زاویه مسیر هواپیما (رابطه 10) به گونه ای تعریف می شود که هواپیما با زاویه گلاید مطلوب به باند محل نشست تقرب نماید [3]:

برای مثال، فاصله تا مانع یا عوارض زمینی با استفاده از تابع فازی خطی، به صورت رابطه (16) نرمالیز می‌شود:

$$J_{T,i} = \frac{J_T^i - J_{T\min}^i}{J_{T\max}^i - J_{T\min}^i} \quad (16)$$

که در رابطه فوق $J_{T\max}^i$ و $J_{T\min}^i$ بیشترین و کمترین تابع هزینه مانع موجود در میان کل تکه مسیرها تا ا-امین مانع است و J_T^i تابع هزینه مانع تا ا-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 2 عدد باشد، تابع هزینه کل به صورت رابطه (17) محاسبه می‌شود:

$$J_T = J_{T,1} \hat{+} J_{T,2} = J_{T,1} + J_{T,2} - J_{T,1} J_{T,2} \quad (17)$$

بهینه‌سازی چندهدفی

فرایند بهینه‌سازی همزمان و سیستماتیک مجموعه‌ای از توابع هدف، بهینه‌سازی چند هدفی²⁷ یا بهینه‌سازی برداری نامیده می‌شود. مسئله بهینه‌سازی اهداف چندگانه معمولاً به صورت رابطه (18) تعریف می‌شود [25]:

$$\text{Minimize } J(x) = [J_1(x), J_2(x), \dots, J_k(x)]^T$$

$$g_j(x) \leq 0, \quad j = 1, 2, \dots, m \quad (18)$$

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

که k در رابطه (18) 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 x_i است.

$J(x) \in E^k$ بردار توابع هدف²⁸ است که توابع هزینه²⁹، یا تابع ارزش³⁰ نیز نامیده می‌شود، برای اعمال اثر تمامی توابع هزینه در مسئله طراحی مسیر از روش جمع وزن‌دار³¹ مطابق رابطه (19) استفاده می‌شود:

$$J_{Total} = \sum_{k=1}^k g_k + w_k J_k, \quad k: \text{cost functions} \quad (19)$$

این روش علی‌رغم سادگی درارای چالش بزرگی است که آن تعیین وزن توابع مختلف است. در تعیین وزن‌ها بازه تغییرات توابع هزینه و مصالحه و تاثیر متقابل بین توابع هزینه

$$J_{Terrain} = w_{Terrain} \exp\left(\frac{1}{d_T}\right) \quad (12)$$

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 7 برای اعمال این محدودیت به صورت زیر تعریف می‌شود [3]:

$$\Gamma = \tan^{-1}\left(\frac{\Delta p_z}{\sqrt{\Delta p_x^2 + \Delta p_y^2}}\right) \quad (13)$$

مطابق شکل (7) زاویه Γ نشان‌دهنده زاویه نسبی بردار موقعیت هواپیما به محل نشست نسبت به افق می‌باشد. فرض می‌شود، γ_{\min} مینیمم زاویه مسیر قابل دستیابی در پاکت پروازی هواپیما آسب‌دیده باشد. بنابراین تابع هزینه ارتفاع بر اساس زاویه Γ به صورت زیر تعریف می‌شود [3]:

$$J_{Alt.} = \begin{cases} w_{Alt} (\Gamma - |\gamma_{\min}|) & \text{if } \Gamma > |\gamma_{\min}| \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases} \quad (14)$$

استفاده از این ترم به عنوان تابع هزینه در الگوریتم طراحی مسیر باعث کاهش ارتفاع هواپیما در یک مسیر دایره‌ای حول محل نشست می‌شود تا هواپیما قابلیت کاهش ارتفاع و نزول مستقیم به سمت محل نشست را داشته باشد.

استخراج وزن توابع هزینه

برای اعمال توابع هزینه در طراحی ابتدا وزن‌ها 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 رابطه (15) است:

$$J_\beta = \frac{J_\beta - J_{\beta,\min}}{J_{\beta,\max} - J_{\beta,\min}}, \quad \beta = \text{Cost function} \quad (15)$$

که در رابطه فوق $J_{\beta,\max}$ و $J_{\beta,\min}$ به ترتیب ماکزیمم و مینیمم مقدار تابع هزینه در هر گام از بهینه‌سازی در میان 27 انتخاب تکه مسیرهای موجود در همسایگی است.

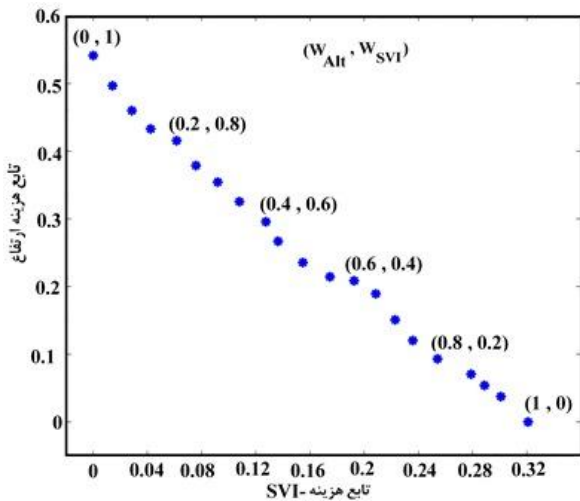
مختلف باید در نظر گرفته شود. یکی از روش های تعیین وزن های توابع استفاده از تحلیل پرتو و مقایسه دوجه دو³² آن ها می باشد که در ادامه به آن پرداخته می شود.

استخراج جبهه پرتو

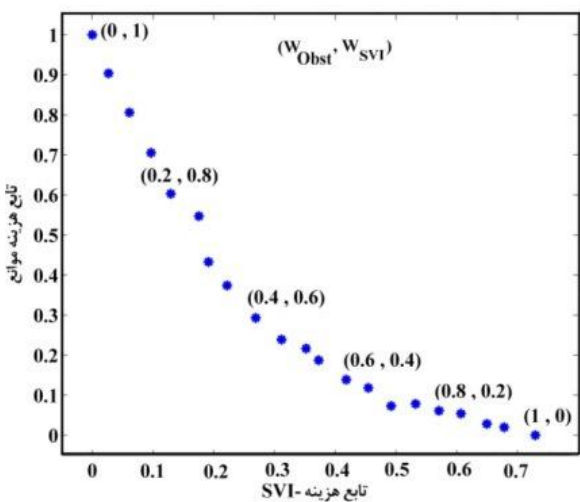
انتخاب صحیح وزن هر یک از توابع تبدیل و رسیدن به بهترین جواب از دید طراح، نیاز به بررسی دقیق ارتباط بین توابع هزینه و محدوده و میزان تأثیر آن ها بر یکدیگر دارد. به منظور بررسی ارتباط و ارزیابی تأثیر توابع بر یکدیگر، از آنالیز پرتو استفاده می شود. بررسی جبهه پرتو برای ترکیب توابع هزینه مختلف به طراح کمک می کند تا ارتباط بین توابع را درک نماید [25]. تعیین جبهه پرتو بر اساس تغییر پله ای نسبی وزن توابع هزینه به صورت دو به دو انجام می شود. در حقیقت، در مسئله بهینه سازی با چند تابع هزینه، توابع هزینه دو به دو انتخاب می شوند و جبهه پرتو با تغییر نسبی اوزان توابع هزینه استخراج می شود. بازه تغییرات وزن ها بین صفر و یک می باشد.

آنالیز پرتو، درک صحیحی از چگونگی تغییر ویژگی های معیارهای مختلف برای طراح یا تصمیم گیرنده فراهم می کند [30]. علاوه بر این می تواند در مرحله بالاتر استنباط صحیحی از تعریف مقادیر ماکزیمم و مینیمم برای هر تابع هزینه فراهم نماید [31].

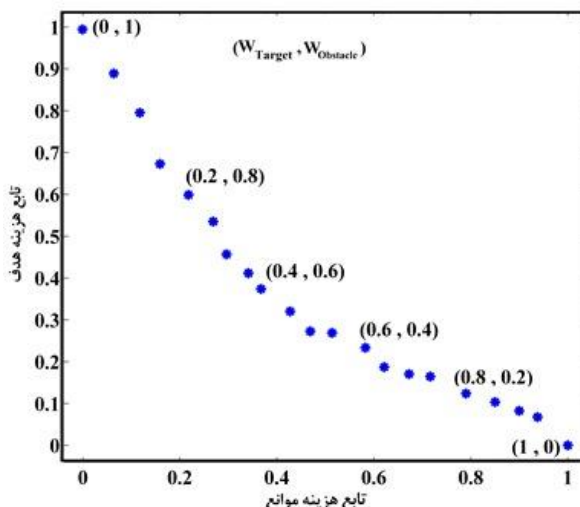
اشکال 8 تا 11 جبهه پرتو برخی توابع هزینه را به ازای وزن های مختلف نشان می دهد که تعیین کننده تعامل وزن ها و محدوده ماکزیمم و مینیمم توابع هزینه است.



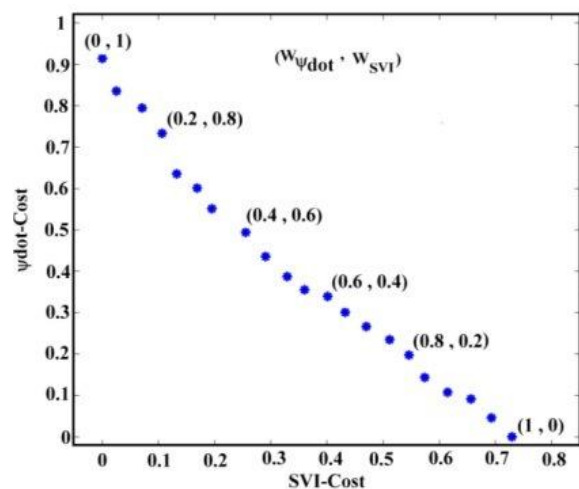
شکل 9- جبهه پرتو تابع هزینه ارتفاع بر حسب SVI



شکل 10- جبهه پرتو تابع هزینه ارتفاع بر حسب SVI



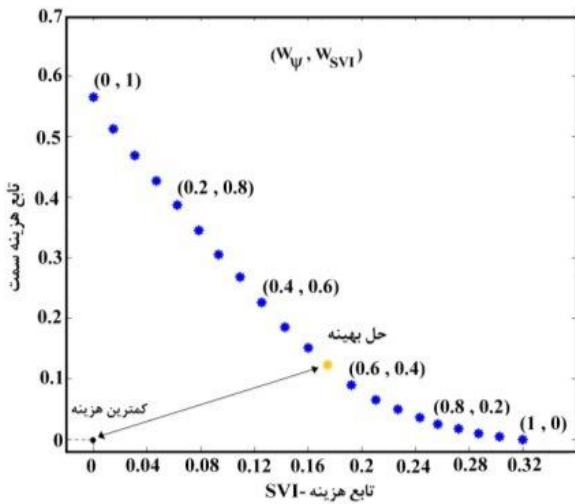
شکل 11- جبهه پرتو تابع هزینه مانع بر حسب هدف



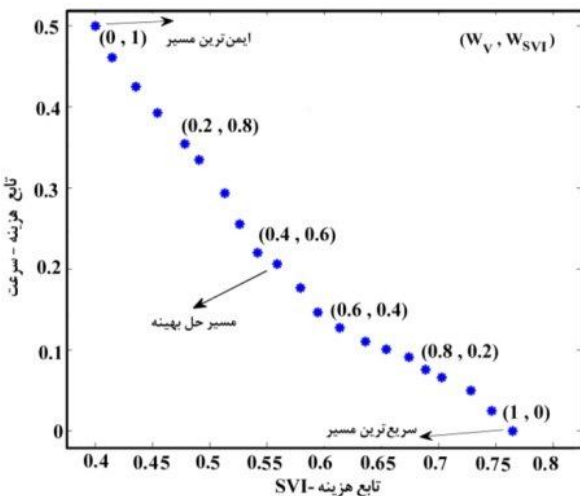
شکل 8- جبهه پرتو تابع هزینه نرخ سمت بر حسب SVI

با داشتن مجموعه پرتو، روش فوق با مقایسه وزن‌های مختلف بهترین جواب را محاسبه می‌کند. برای مثال مطابق شکل 13، جواب بهینه (مصالحه) بر اساس رابطه (20) استخراج شده است.

جبهه پرتو تابع هزینه SVI و سرعت در شکل 14 نشان داده شده است. مسیرهای استخراج شده به ازای وزن‌های مختلف و وزن بهینه نیز در شکل 15 ارائه شده است. متغیرهای پروازی متناظر با سه مسیر استخراج شده در شکل 16 نشان می‌دهد که مسیر با وزن سرعت بالاتر سریع‌تر به مقصد می‌رسد. برای مقایسه بهتر این سه مسیر برخی معیارهای عملکردی آن‌ها مطابق جدول 1 مقایسه می‌شوند.



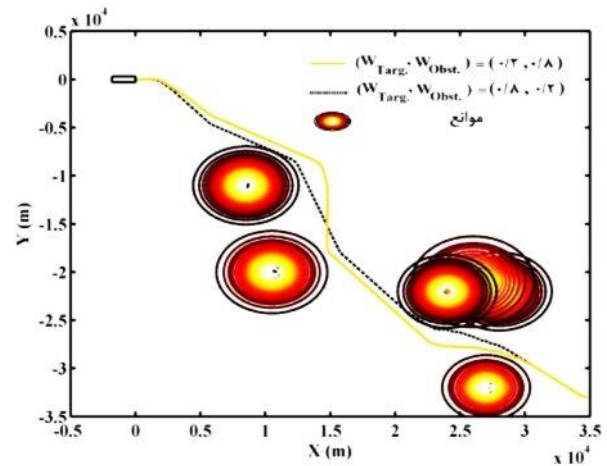
شکل 13- استخراج نقطه بهینه (حل مصالحه‌ای)



شکل 14- جبهه پرتو تابع هزینه سرعت بر حسب SVI

شکل 8 تابع هزینه نرخ تغییرات سمت با SVI و شکل 9 تابع هزینه ارتفاع بر حسب SVI را به ازای مقادیر وزن مختلف نشان می‌دهد. شکل 10 نیز تغییرات تابع هزینه مانع بر حسب SVI و شکل 11 نیز جبهه پرتو تابع هزینه مانع و هدف را نشان می‌دهد.

در شکل 12 مسیر نشست برای مقادیر مختلف تابع هزینه مانع و هدف ارائه شده است. هنگامی که وزن تابع هزینه مانع بزرگ است، مسیر تولید شده از مانع بسیار دور می‌شود. اختلاف بین دو مسیر ایجاد شده اهمیت انتخاب وزن‌ها را نشان می‌دهد. در واقع هدف از تحلیل پرتو مقایسه توابع هزینه مختلف نسبت به یکدیگر و انتخاب وزن‌های مناسب برای توابع هزینه مختلف است به گونه‌ای که بین توابع مصالحه برقرار باشد.



شکل 12- مسیر نشست با وزن‌های مانع و هدف مختلف

تحلیل مجموعه پرتو و استخراج وزن‌ها

چالش بعدی پس از استخراج مجموعه پرتو برای توابع هزینه، استخراج حل بهینه در جبهه پرتو است به گونه‌ای که بین وزن‌های مختلف توازن برقرار شود. در این مقاله برای استخراج جواب بهینه مطابق مرجع [26] از رابطه زیر که بر اساس ارتباط هندسی تعریف شده است استفاده می‌شود. این روش معمول از نرم L_2 به گونه‌ای استفاده می‌کند که جواب استخراج شده مطابق شکل 13 عبارت (20) را کمینه کند:

$$U = \left\{ \sum_{i=1}^2 [J_i(\mathbf{X}) - J_i^*]^2 \right\}^{0.5} \quad (20)$$

می‌شود. برای الگوریتم WA^* دو مقدار وزنی $1/5$ و 3 استفاده شده است. مقادیر میانگین معیارهای عملکرد در سناریوهای مختلف معرفی شده در بالا، در جدول 3 ارائه شده است. همانطور که در جدول 3 نشان داده شده است، الگوریتم پیشنهادی برای یافتن جواب تعداد گره‌های بسیار کمتری نسبت به A^* و WA^* را توسعه می‌دهد.

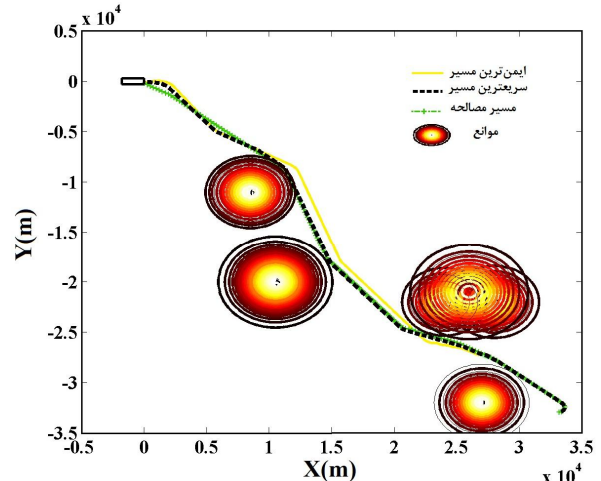
جدول 2- مقادیر وزن‌های توابع هزینه استخراج شده از تحلیل پرتو

مقدار	وزن‌ها
0/11	W_{SVI}
0/13	W_V
0/104	W_{glide}
0/117	W_{Loc}
0/112	W_{VL}
0/1	W_{ψ}
0/096	$W_{Terrain}$
0/09	W_T
0/14	W_{Alt}

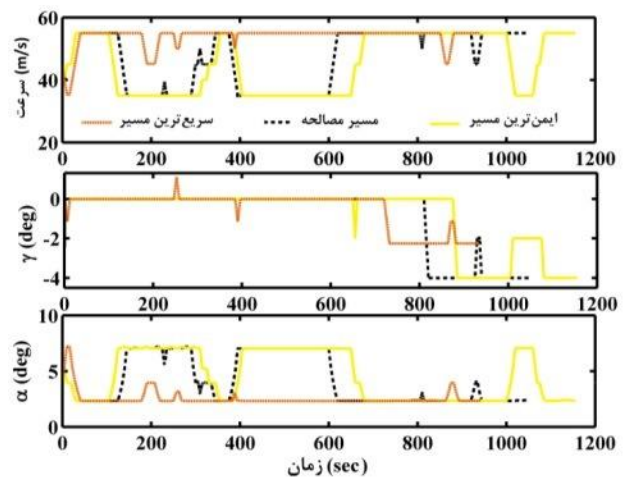
جدول 3- مقایسه معیارها در مسیرهای استخراجی از الگوریتم‌ها

الگوریتم	زمان اجرا	گره‌ها	SVI	g(n)
A^*	31/7	14358	0/73	49214
WA^* , $W = 1/5$	7/9	4869	0/72	49582
WA^* , $W = 3$	2/6	2874	0/72	50096
الگوریتم پیشنهادی	0/12	218	0/68	50460

مقایسه زمان اجرای مورد نیاز توسط الگوریتم‌های مختلف در نرم‌افزار متلب با استفاده از یک کامپوتر استاندارد نشان می‌دهد که الگوریتم پیشنهادی با توابع هزینه و وزن‌های استخراج شده 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 (بر حسب ثانیه) را تا حد قابل ملاحظه‌ای نسبت به مقادیر ارائه شده کاهش دهد. تعداد گره‌های توسعه یافته به نحوی نشان دهنده پیچیدگی فضای الگوریتم و زمان اجرا نشان دهنده پیچیدگی زمانی الگوریتم می‌باشد. تابع $g(n)$ نیز طبق تعریف نشان دهنده طول مسیر طراحی شده است.



شکل 15- مسیر نشست با وزن‌های مانع و هدف مختلف



شکل 16- مسیر نشست با وزن‌های مانع و هدف مختلف

جدول 1- مقایسه معیارهای سه مسیر به ازای وزن‌های مختلف

وزن‌ها	تعداد گره‌ها	SVI	زمان
$(w_v, w_{SVI}) = (0, 1)$	4861	0/69	1165
$(w_v, w_{SVI}) = (0/45, 0/55)$	4798	0/73	1042
$(w_v, w_{SVI}) = (1, 0)$	4756	0/78	948

بر اساس معادله 20 جواب بهینه بر اساس تحلیل پرتو مقایسه دو به دو توابع استخراج می‌شود. مقادیر نرمالیز شده مقادیر عددی وزن‌های توابع هزینه مختلف در جدول 2 ارائه 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

مبتنی بر میدان پتانسیل برای استخراج مسیر از کتابخانه تکه مسیر بر اساس معیارهای نشست ایمن معرفی شد. 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 تا حد زیادی به مقادیر وزنی توابع هزینه وابسته است. مقادیر وزن‌ها برای توابع هزینه مختلف پس از نرمالیزه کردن توابع هزینه، بر اساس آنالیز پرتو و مقایسه دو به دو توابع هزینه استخراج می‌شود و تابع هزینه کل به صورت جمع وزن‌دار تمام توابع هزینه تعریف می‌شود. نتایج حاصل از شبیه‌سازی نشان می‌دهد که الگوریتم پیشنهادی با وزن‌های بهینه قادر است در زمان کم مسیر ایمن نشست را در حضور موانع ایجاد کند به گونه‌ای که مسیر استخراجی یک مسیر مصالحه با در نظر گرفتن کلیه توابع هزینه است. همچنین در مقایسه با الگوریتم‌های A^* (یک الگوریتم بهینه) و WA^* زمان محاسباتی بسیار کمتری نیاز دارد و عملکرد مناسبی در مقایسه با آن‌ها دارد.

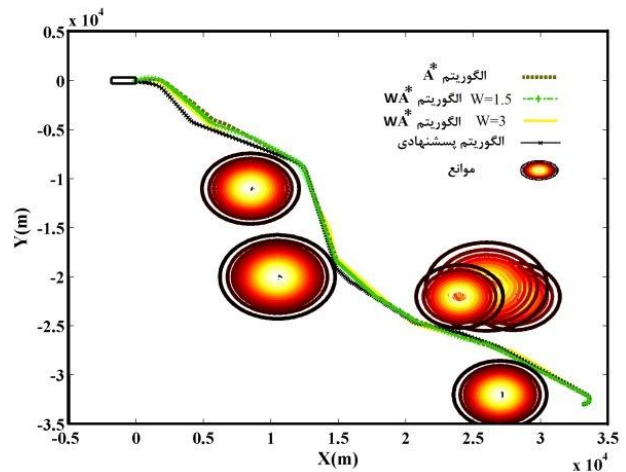
فهرست علائم

D	ماتریس متغیرها در کتابخانه داده‌ها
d_T	فاصله هواپیما تا مانع (m)
g	هزینه مسیر از نقطه شروع تا نقطه کنونی
h	هزینه مسیر تا هدف (تابع هیوریستیک)
J	تابع هزینه
M	مانور (انتقال بین شرایط تریم)
P	موقعیت هواپیما در دستگاه زمینی
T	شرایط تریم
U	حل بهینه پرتو (حل مصالحه‌ای)
V	سرعت در دستگاه بدنی، m/s
W	وزن توابع هزینه

علائم یونانی

β	زاویه سرش جانبی (rad)
γ	زاویه مسیر (rad)
Δs	طول هر تکه مسیر (rad)
ψ	زاویه سمت (rad)
اندیس	
a	وضعیت مطلوب در لحظه تقرب به باند
L	مربوط به وضعیت نشست
T	عوارض زمینی

بیان این نکته حائز اهمیت است که موارد بررسی و ارائه شده در این مقاله 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 بهینگی در طراحی مسیر نشست ایمن برای هواپیمای سانحه دیده شامل استخراج سریع یک مسیر ایمن و امکان‌پذیر می‌شود. معیارهای عملکردی دیگر (هزینه، SVI، تغییر زاویه سمت) نشان‌دهنده هزینه کمتر (بهینگی) استخراج شده در الگوریتم A^* است. همچنین نتایج نشان می‌دهد که افزایش فاکتور وزن در الگوریتم WA^* ، الگوریتم را به سمت الگوریتم حریصانه می‌کشد 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 17 ارائه شده است.



شکل 17- مقایسه مسیرهای نشست در حضور موانع (نمای از بالا)

نتیجه‌گیری

در این مقاله یک استراتژی جستجوی بهینه محلی 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

پی نوشت

- Mechanics Conference and Exhibit, No. 6203, pp. 54-66, 2008.
- [6] N. T. Nguyen, K. Krishnakumar, "Hybrid Intelligent Flight Control with Adaptive Learning Parameter Estimation", Journal of Aerospace Computing, Information and Communication, Vol. 6, No. 3, pp. 171-186, 2009.
- [7] N. Meuleau, C. Plaunt, D. E. Smith, T. Smith, 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.
- [8] J. T. Betts, "Survey of Numerical Methods for Trajectory Optimization", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 21, 1998.
- [9] S. LaValle, "Planning Algorithms", Cambridge University Press, England, U.K., Chap.5, 2006.
- [10] M. Strube, "Post-failure Trajectory Planning from Feasible Trim State Sequences", Master's Thesis, Aerospace Engineering, University of Maryland, College Park, Maryland, 2005.
- [11] E. M. Atkins, "Dynamic Waypoint Generation Given Reduced Flight Performance", 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, No. 779, 2004.
- [12] E. M. Atkins, I. A. Portillo, M. J. Strube, "Emergency Flight Planning Applied to Total Loss of Thrust", Journal of Aircraft, Vol.43, No.4, pp. 1205-1216, 2006.
- [13] Y. Tang, E. M. Atkins, R. M. Sanner, "Emergency Flight Planning for A Generalized Transport Model Aircraft with Wing Damage", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, No. 6873, Hilton, Aug. 2007.
- [14] N. S. Klijn, R. Rapetti, A. Jordan, I. Lopez, P. Nespeca, "Intelligent Flight Trajectory Generation to Maximize Safe Outcome Probability after a Distress Event", Journal of Aircraft, Vol. 47, No. 1, pp. 255-267, 2010.
- [15] I. Lopez, N. S. Klijn, "Aggregating imprecise information in distressed aircraft path planning", AIAA Infotech@Aerospace, No. 3379, 20-22 April, Atlanta, Georgia, 2010.
- [16] Y. Zhao, "Efficient and robust aircraft landing trajectory optimization", Ph.D. Dissertation, Georgia Institute of Technology, 2012.
- [17] E. Frazzoli, M.A. Dahleh, E. Feron, "Real-time motion planning for agile autonomous vehicles", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 25, No. 1, pp. 116-129, 2002.
- [18] C. L. Bottaso, D. Leonelle, B. Savani, "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.
- [19] M. Hwangbo, J. Kuffner, T. Kanade, "Efficient Two-phase 3D Motion Planning for Small Fixed-wing UAVs", IEEE International Conference on

- 1- Multiple Redundancy
- 2- Flight Management System (FMS)
- 3- Motion Primitives
- 4- Cell Decomposition
- 5- Visibility Graph
- 6- Probabilistic Road Maps
- 7- Dubins Curves
- 8- Maneuver Automation (MA)
- 9- Weighted-Sum Method
- 10 Attainable Equilibrium Sets
- 11- Motion Primitives
- 12- Safety Value Index (SVI)
- 13- Linear Quadratic Regulator
- 14- Real Time
- 15- Artificial Potential Field
- 16- Combinatorial Search
- 17- Complete
- 18- Dijkstra
- 19- Best First
- 20- Greedy
- 21- Weighted A*
- 22- Heuristic cost
- 23- Distance-to-go
- 24- Near
- 25- Localizer
- 26- Glideslope
- 27- Multi-Objective Optimization
- 28- Objective Functions
- 29- Cost Function
- 30- Value Function
- 31- Weighted Sum
- 32- Pairwise Comparison

منابع

- [1] "National Transportation Safety Board Report AAR-79-17", Washington, 2010.
- [2] D. Asadi, M. Sabzehparvar, H. A. Talebi, "Damaged airplane flight envelope and stability evaluation, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 85, No. 3, pp. 186-198, 2013.
- [3] Asadi, D., Sabzehparvar, M., Atkins, E. M., and Talebi, H. A., "Damaged Airplane Trajectory Planning based on Flight Envelope and Stability of Motion Primitives", AIAA Journal of Aircraft, Vol. 51, No. 6, 2014, pp. 1740-1757. doi: 10.2514/1.C032422.
- [4] T. L. Jordan, R. M. Bailey, "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, No. 6660, 18 - 21 August, 2008.
- [5] G. Shah, "Aerodynamic Effects and Modeling of Damage to Transport Aircraft", NASA Ames Research Centre, AIAA Atmospheric Flight

- [26] Zhang, Y., Gong, D., Zhang, J., "Robot path planning in uncertain environment using multi-objective particle swarm optimization", Neurocomputing, Vol. 103, 2013, pp. 172-185.
- [27] Pires, E., J., S., Machado, J., A., T. and Oliveira, P., B., M., "Manipulator trajectory planning Using a MOEA", Applied Soft Computing Journal, Vol. 7, No. 3, 2007, pp. 659-667.
- [28] S. Russell, , P. Norvig , "Artificial Intelligence, A modern Approach", 3rd ed., Prentice Hall, Chapter 3, 2009.
- [29] R. Ebdndt, R. Drechsler, "Weighted A* search - unifying view and application", Artificial Intelligence, Vol. 173, No. 14, pp. 1310-1342, 2009.
- [30] H. A. Taboada, F. Baheerawala, D. W. Coit, "Practical solutions for multi-objective optimization: An application to system reliability design problem", Reliability Engineering and System Safety, Vol. 92, pp. 314-322, 2007.
- [31] J. G. Lin, "Multiple-objective problems: Pareto-optimal solutions by method of proper equality constraints", IEEE Transaction on Automatic Control, AC-21, pp. 641-651, 1976.
- Robotics and Automation (ICRA), Rome, Italy, 10-14 April 2007.
- [20] B. C. Neas, M. Farhood, "A hybrid architecture for maneuver-based motion planning and control of agile vehicles", 18th IFAC World Congress, Milano (Italy) August 28 - September, 2011.
- [21] R. T. Marler, J. S. Arora, "Survey of multi-objective optimization methods for engineering", Structural Multidisciplinary Optimization, Vol. 26, pp. 369 - 395, 2004.
- [22] A. Guigue, M. Ahmadi, R. Langlois, J. D. Hayes, "Pareto Optimality and Multi-objective Trajectory Planning, IEEE Transactions on Robotics, vol. 26, no. 4, pp. 1094-1099, 2011.
- [23] Osyczka, A., "An approach to multicriterion optimization problems for engineering design", Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, Vol. 15, No. 3, 1978, pp. 309-333.
- [24] Charnes, A. and Cooper, W., W., "Management models and industrial applications of linear programming," Management Science, Vol. 4, No. 1, 1957, pp. 81-87.
- [25] Bekker, J., Aldrich, C., "The cross-entropy method in multi-objective optimizations: An assessment, European Journal of Operational Research", Vol. 211, 2011, pp. 112-121.