

طراحی مسیر پرواز بهینه هواپیماهای بدون سرنشین در حضور عوارض زمینی و مناطق تهدید

علیرضا بابایی^۱ جلال کریمی^۲
 دانشکده مهندسی هوافضا دانشکده مهندسی هوافضا
 دانشگاه صنعتی امیرکبیر دانشگاه صنعتی شریف
 تاریخ دریافت: ۸۹/۰۶/۲۴؛ تاریخ پذیرش: ۹۰/۰۱/۳۱

چکیده

در این مقاله مسیر پرواز بهینه برای هدایت هواپیمای بدون سرنشین که از موقعیت شروع تا موقعیت هدف در فضای سه بعدی با ارتفاع پایین پرواز می‌کند، طراحی شده است. با تعریف تابع هزینه‌ای مرکب از زمان پرواز، ارتفاع عوارض و مدل مناطق تهدید و استفاده از روش‌های حل مبتنی بر کنترل بهینه، مسیری بهینه طراحی می‌شود، که با عدم برخورد با عوارض زمینی و عدم عبور از مناطق تهدید، پروازی ایمن را فراهم می‌نماید. این مسیر پرواز در قالب مجموعه معادلات دیفرانسیلی ارائه می‌شوند که حل زمان واقعی آن‌ها منجر به ارتفاع و زاویه‌ی سمت فرمان برای خلبان خودکار خواهد شد. علاوه بر این، با استفاده از سطوح اسپیلاین، داده‌های گسسته‌ی عوارض زمین میان‌یابی شده که منجر به کاهش حجم داده‌های مورد نیاز از ارتفاع عوارض زمین و همچنین همواری مسیر پرواز می‌شود. برای ارزیابی الگوریتم ارائه شده، از نقشه‌های عوارض زمین در بخشی از ارتفاعات زاگرس استفاده شده و نتایج شبیه‌سازی برای دو حالت سرعت ثابت و انرژی ثابت ارائه شده است. این نتایج، کارآمدی الگوریتم را در مواجهه با یک ماموریت واقعی نمایش می‌دهند. در حالت سرعت ثابت می‌توان قید حداکثر نرخ زوایای سمت و مسیر پرواز را به طور ضمنی تنظیم کرد. در حالی که، در حالت انرژی ثابت علاوه بر تنظیم این قیده‌ها، می‌توان قید سرعت و حداکثر ارتفاع پرواز را نیز به راحتی برآورده کرد.

واژه‌های کلیدی: کنترل بهینه، هواپیمای بدون سرنشین، مسیر پرواز، عوارض زمینی، سطوح اسپیلاین

Designing Optimal Trajectory in presence of Terrain and Threat for Unmanned Aerial Vehicles

A.R. Babaei J. Karimi
 Aerospace Eng. Dep't, Aerospace Eng. Dep't,
 Amirkabir Univ. of Tech. Sharif Univ. of Tech.

(Received: Sep. 15, 2010; Accepted: Apr. 20, 2011)

Abstract

In this paper an optimal control-based approach is proposed for designing three-dimensional trajectory for unmanned aerial vehicles (UAV's). In this approach, by defining a cost function, based on the flight time and the avoiding terrain and threat objectives, the safe trajectory is planned so that UAV avoids obstacles and threatened zone, as an optimal procedure. Besides, digital elevation map (DEM) is interpolated by using spline surfaces. This leads to reduction of digital data and further smoothing the trajectory. The algorithm is presented in terms of constant speed and energy assumptions. For constant speed situation, the heading and flight path angle rate constraints is satisfied implicitly. In contrast with constant speed assumption, constant energy assumption beside the mentioned constraints leads to satisfying speed and altitude limitations. Finally, this approach is recommended for trajectory planning of autonomous vehicles in presence of threatened zones.

Keywords: Optimal Control, Unmanned Aerial Vehicles, Flight Trajectory, Terrain, Spline Surface

۱- پژوهشگر (دکتری؛ نویسنده پاسخگو): arbabaei@aut.ac.ir

۲- دانشجوی دکتر: karimi_j@ae.sharif.edu

۱- مقدمه

پرواز در ارتفاع پایین همراه با حفظ امنیت پرواز یکی از نیازهای اساسی در مأموریت‌های هواپیماهای جنگنده، هواپیماهای بدون سرنشین و موشک‌های کروز است. این امر به پرندگی امکان مخفی شدن در پوشش ناهمواری‌ها و عوارض زمین را می‌دهد تا بدین وسیله از آشکار شدن توسط سیستم‌های دفاعی دشمن در امان باشد. در بعد غیر نظامی این مسئله نیز حائز اهمیت است. برخورد با موانع زمینی و پستی و بلندی‌ها در نزدیکی فرودگاه‌ها، همواره یکی از مهمترین موارد سوانح هوایی بوده است. همچنین هواپیماهای بدون سرنشین که مأموریت‌های شهری مثل گشت‌زنی، جستجو و نجات و یا کنترل ترافیک را دارند و یا حرکت روبات‌های زمینی، با مسئله حرکت در میان عوارض مواجه خواهند شد. در اجرای پرواز ایمن، دو مانور تعقیب عوارض زمین^۱ و اجتناب از عوارض زمین^۲ صورت می‌گیرد. هدف مانور تعقیب عوارض زمین، دنبال کردن آرایش پستی و بلندی زمین در فضای دو بعدی طولی است. الگوریتم‌های TF تکنیک‌هایی هستند که در صفحه طولی وسیله به کار می‌روند و معمولاً تنها دینامیک طولی جسم پرندگی در آن دخیل است [۱-۲]. حل این مسئله عموماً با مدل کردن پستی و بلندی‌های زمین با یک منحنی خوش‌رفتار آغاز می‌گردد. اما هدف مانور اجتناب از عوارض زمین، عبور ایمن از میان عوارض در فضای دوبعدی افقی است. الگوریتم‌های TA تکنیک‌هایی هستند که در صفحه افق به کار می‌روند و معمولاً تنها دینامیک عرضی-سمتی جسم پرندگی در آن دخیل است [۳-۶]. حل این مسئله عموماً با مدل کردن پستی و بلندی‌های زمین با یک سری اشکال هندسی که از هم فاصله دارند، آغاز می‌گردد. آنچه مسلم است، نیاز اساسی این مسئله حفظ یک فاصله ایمن از عوارض و موانع می‌باشد.

از آنجایی که فضای عملیاتی واقعی هواپیماهای بدون سرنشین فضای سه‌بعدی است، بایستی طراحی مسیر پرواز در این فضا انجام شود و مانورهای TF و TA همزمان انجام گردند [۷-۱۲]. هدف مسئله طراحی مسیر پرواز، محاسبه مسیر هدایت هواپیمای بدون سرنشین از یک موقعیت اولیه

به نقطه مقصد است، به طوری که تابعی معیار مناسبی که (الف) میزان خطرات کلی از قبیل شناسایی توسط دشمن و (ب) پارامترهایی از قبیل زمان رسیدن به هدف، مصرف سوخت یا طول مسیر را کمینه کند، ضمن اینکه (ج) قید عدم اصابت به عوارض و موانع و (د) قابلیت‌های دینامیک هواپیمای بدون سرنشین نیز در آن لحاظ شود [۱۳].

در سال‌های اخیر همزمان با پیشرفت‌های صورت گرفته در حوزه کنترل، سیستم‌های اندازه‌گیری و علوم کامپیوتری، فعالیت‌های زیادی در مورد تولید مسیر برای تعقیب عوارض زمین در بعد نظامی و غیرنظامی ارائه شده است. از جمله روش‌هایی که به وفور مورد استفاده قرار می‌گیرد، روش‌های مبتنی بر کنترل بهینه است [۳-۲]، [۹-۱۲] و [۱۴]. روش‌های مبتنی بر کنترل بهینه قادر هستند که با تعریف یک تابع هزینه مناسب، مسیری ایمن که قیدهای دینامیکی را برآورده می‌کند، به دست دهد. نویسندگان مراجع [۹-۱۰]، مبتنی بر کنترل بهینه، مسیری سه بعدی برای پرواز یک هلیکوپتر با سرعت ثابت را طراحی کرده‌اند. تابع معیاری که آن‌ها استفاده کردند، ترکیبی از ارتفاع عوارض زمین و زمان پرواز می‌باشد، به طوری که علاوه بر حداقل‌سازی زمان پرواز می‌توان به پنهان‌ترین مسیر در میان عوارض زمین دست یافت. در این مراجع، با استفاده از یک دستگاه مماس بر سطح عوارض زمین، معادلات سینماتیکی ساده شده‌ای از حرکت هلیکوپتر مورد استفاده قرار گرفته است. در مراجع [۱۱-۱۲] نیز از این فرمولاسیون برای محاسبه مسیرهای بهینه پروازی بهره‌برداری شده است. مرجع [۱۱] فرمولاسیون نتیجه شده در [۱۰] را برای حالت انرژی ثابت توسعه داده است. در پرواز واقعی (تحت شرایط تریم یا حالت ماندگار)، برای هواپیمای بدون خلبان خودکار تثبیت‌کننده سرعت^۳، مجموع انرژی جنبشی و انرژی پتانسیل ثابت می‌ماند، زیرا در شرایط حالت ماندگار نیروی تراست و نیروی درگ مساوی و در خلاف جهت همدیگر عمل می‌کنند. در مرجع [۱۲]، برای دو حالت سرعت ثابت و سرعت متغیر، طراحی مسیر پرواز بهینه‌ی سه‌بعدی انجام شده است. در حالت سرعت متغیر، با در نظر گرفتن متغیر سرعت به عنوان یک متغیر حالت، معادلات دینامیکی جرم نقطه‌ای در کنار روابط سینماتیکی

1- Terrain Following (TF)

2- Terrain Avoidance (TA)

3- Speed Hold Autopilot

سطح عوارض زمین استفاده می‌شود. بر خلاف کارهای گذشته، برای کاهش شدید حجم محاسبات، از سطوح اسپیلاین تکه‌ای استفاده می‌شود، به طوری که با تکه سطوح کناری به طور هموار متصل باشد. با این کار، هم حجم محاسبات در روند طراحی مسیر پرواز کاهش می‌یابد و هم با اضافه شدن داده‌های جدید از ارتفاع عوارض زمین، کل سطح مدل‌سازی شده‌ی عوارض تغییر نکرده و تنها تغییرات محلی صورت می‌گیرد. علاوه بر این می‌توان به طور تحلیلی داده‌های موردنیاز از سطح عوارض زمین (مثل ارتفاع و مشتقات مرتبه دلخواه) را محاسبه کرد.

(۵) در نهایت، می‌توان به روندی سیستماتیک برای طراحی مسیر پرواز هواپیمای بدون سرنشین که در میان عوارض زمین حرکت می‌کند و با مناطق تهدید نیز مواجه است، دست یافت. این روش، عدم برخورد با عوارض زمین و بیش‌ترین فاصله از مناطق تهدید را ضمانت کرده و برای به حداقل رساندن آشکارشدگی از دید رادار، عوارض را با فاصله‌ای ایمن تعقیب می‌کند.

در بخش دوم، مسئله طراحی مسیر پرواز برای دستیابی به هدف، عدم برخورد با عوارض زمین و عدم عبور از مناطق تهدید ارائه و حل آن براساس روش‌های کنترل بهینه استخراج می‌شود. در بخش سوم، روش مدل‌سازی سطح عوارض زمین با استفاده از سطوح اسپیلاین ارائه می‌گردد. در این بخش، چگونگی مدل‌سازی مناطق تهدید نیز بیان می‌شود. در بخش چهارم، نتایج شبیه‌سازی مبتنی بر داده‌های واقعی عوارض زمین ارائه و مورد تحلیل قرار می‌گردند. در نهایت، در بخش پنجم نتیجه‌گیری ارائه می‌شود.

۲- شکل‌دهی مسئله طراحی مسیر پرواز و حل آن

در ابتدا با طرح سوال و آنگاه حل آن، الگوریتم طراحی مسیر پرواز ارائه می‌گردد.

۲-۱- شکل‌دهی مسئله طراحی مسیر پرواز

برای تولید مسیر پرواز در حضور عوارض زمینی، معادلات حرکت سینماتیکی در دستگاه مختصات اینرسی با این قید که هواپیما همواره مماس بر عوارض زمینی حرکت می‌کند (برای تعقیب عوارض زمینی) استخراج می‌شود. این مسئله

مورد استفاده قرار گرفته است. در این مرجع، تابع هزینه‌ای مرکب از زمان پرواز و میزان انحراف از پروفیل عوارض زمین تعریف شده است، به طوری که منجر به معادلات دیفرانسیلی برای زاویه سمت و زاویه مسیر می‌گردد.

در این مقاله:

(۱) در دو حالت، سرعت ثابت و انرژی ثابت، حل مسئله مسیریابی یک هواپیمای بدون سرنشین با برد متوسط، انجام می‌شود و آنگاه نتایج مقایسه می‌گردند. فرض سرعت ثابت در هواپیماهایی که کنترلر تثبیت سرعت دارند (به طوری که می‌توانند سرعت خود را در یک مقدار ثابت نگه دارند)، قابل اعمال است. در صورتی که فرض انرژی ثابت، برای هواپیماهایی که مجهز به این کنترلر نیستند، نتایج واقع‌گرایانه‌تری را می‌دهد و در فرایند طراحی مسیر یک گام به جلو محسوب می‌شود، زیرا با تغییرات ارتفاع هواپیما، سرعت آن هم تغییر خواهد کرد و این به پرواز واقعی شبیه‌تر است. به‌علاوه، با فرض انرژی ثابت می‌توان حداکثر ارتفاع پروازی هواپیما را نیز مقید کرد.

(۲) با تعریف یک دستگاه محلی مماس بر سطح عوارض زمین [۹-۱۱]، معادلات سینماتیکی هواپیما کاهش مرتبه داده می‌شود. این کار موجب سادگی مسئله در عین کارآمدی آن می‌شود.

(۳) بر خلاف کارهای گذشته مثل [۱۱-۱۲]، که فقط عوارض زمینی در فضای عملیاتی هواپیما حضور دارند، در این‌جا علاوه بر این، مناطق تهدیدی که پرواز بر فراز آن‌ها احتمال نابودی هواپیما را به دنبال خواهد داشت، نیز در نظر گرفته می‌شود. بر همین اساس، با تعریف تابع هزینه‌ای ترکیبی شامل حداقل زمان پرواز، ارتفاع عوارض زمین و مدل مناطق تهدید، طراحی بهینه‌ی مسیر پرواز صورت می‌گیرد. به شکل کارآمدی، مدل مناطق تهدید در قالب عوارضی با ارتفاع بی‌نهایت دیده شده است تا با توجه به ساختار مسئله، موجبات جریمه مسیرهایی که از این مناطق عبور می‌کنند، فراهم شود.

(۴) برای دستیابی به مسیری هموار و کاهش حجم داده‌های موردنیاز از سطح عوارض زمین، از سطوح استاندارد مثل سطوح اسپیلاین [۱۵] در مدل‌سازی

$$A_2 = \sqrt{1 + f_x^2 + f_y^2}. \quad (4)$$

در معادلات فوق، X و Y جابه‌جایی طولی و عرضی، χ زاویه سمت، V سرعت و تابع f معرف ارتفاع هواپیما است و می‌توان آن را به صورت زیر نوشت:

$$f(X, Y) = f_1(X, Y) + h_c, \quad (5)$$

که در آن، $f_1(X, Y)$ تابع مدل عوارض و h_c یک ارتفاع ایمن تا سطح عوارض است. f_x, f_y مشتقات پاره‌ای f هستند. با فرض ثابت بودن انرژی (مجموع انرژی جنبشی و انرژی پتانسیل)، سرعت را می‌توان با انرژی بر واحد وزن (E) به صورت زیر نسبت داد:

$$V = \sqrt{2 \cdot g \cdot (E - f)}. \quad (6)$$

پرواضح است که در معادله (۶)، علامت عبارت زیر رادیکال بایستی مثبت باشد ($E \geq f$). این بدین معناست که پرند از لحاظ عملکردی، توان عبور از همه موانع و ارتفاعات را داشته باشد یا به عبارتی عوارض موجود ارتفاعی کمتر از سقف پروازی هواپیما داشته باشند.

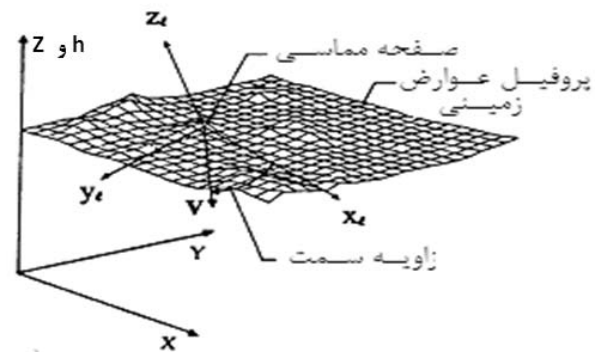
در این جا، یک تابع هزینه با ترکیبی از ارتفاع و زمان برای مسئله در نظر گرفته می‌شود:

$$J = \int_{t_0}^{t_f} (1 - k + k \cdot f) \cdot dt, \quad (7)$$

در رابطه (۷) پارامتر ثابت k به عنوان پارامتری قابل تنظیم در فرایند محاسبه مسیر پرواز در نظر گرفته می‌شود، که بین صفر و یک می‌باشد. هر گاه $k = 0$ باشد، آنگاه با مسئله زمان بهینه مواجه خواهیم شد. اگر $k = 1$ باشد، مسیر براساس عبور از عوارض با کمترین ارتفاع طراحی می‌شود و منجر به مسیری با امکان پنهان‌پذیری بیشتر در میان عوارض خواهد شد.

اما علاوه بر عوارض زمینی، در این جا وجود مناطق تهدید نیز مورد تاکید می‌باشد. بر همین اساس، تابع f به صورت $f = f_1 + f_2 + h_c$ اصلاح می‌گردد. در این راه کار ساده، مناطق تهدید به صورت عوارضی با ارتفاع $f_2(X, Y)$ مدل می‌شوند. با توجه به تابع هزینه‌ی تعریف‌شده در رابطه (۷)، برای k های بزرگتر از صفر، مسیر پروازی طراحی خواهد شد که علاوه بر زمان کمتر، f های کمتری را شامل می‌شود که منجر به عدم عبور از مناطقی با f زیاد می‌گردد. مناطقی

یکی از نکات اساسی در روش ارائه شده در این مقاله است، زیرا این قید عدم برخورد با عوارض زمینی را تضمین می‌نماید و می‌توان به راحتی، مسئله طراحی مسیر ایمن و بهینه را به مسئله طراحی مسیر بهینه تبدیل کرد. برای این کار، یک دستگاه محلی مماسی و یک دستگاه اینرسی مطابق شکل ۱ مورد استفاده قرار می‌گیرد. دستگاه XYZ دستگاه مختصات اینرسی و $X_1Y_1Z_1$ دستگاه محلی مماسی است. در دستگاه مختصات محلی، مؤلفه قائم سرعت صفر است تا هواپیما مقید به انجام پرواز تعقیب عوارض شود. مقید کردن هواپیما به پرواز موازی با عوارض زمینی منجر به پرواز در صفحه‌ی X_1-Y_1 دستگاه محلی می‌شود. با استفاده از ماتریس دوران کسینوس‌های هادی بین دستگاه محلی و اینرسی، معادلات حرکت در دستگاه اینرسی به دست می‌آید. به این صورت، می‌توان معادلات دیفرانسیل سینماتیکی حاکم بر حرکت هواپیما را کاهش داد. روابط (۱-۲) معادلات حرکت سینماتیکی مقید را در دستگاه مختصات اینرسی هواپیما نشان می‌دهند.



شکل (۱): سیستم مختصات محلی و سیستم مختصات اینرسی.

$$\dot{X} = \frac{V \cdot \cos(\chi)}{A_1} + \frac{V \cdot f_x \cdot f_y \cdot \sin(\chi)}{A_1 \cdot A_2}, \quad (1)$$

$$\dot{Y} = -\frac{A_1 \cdot V \cdot \sin(\chi)}{A_2}, \quad (2)$$

در حالی که:

$$A_1 = \sqrt{1 + f_x^2}, \quad (3)$$

$$\frac{\partial I_1}{\partial X} = k.f_X, \quad (16)$$

$$\frac{\partial I_1}{\partial Y} = k.f_Y, \quad (17)$$

$$\frac{\partial A_1}{\partial X} = \frac{f_X \cdot f_{XX}}{A_1}, \quad (18)$$

$$\frac{\partial A_1}{\partial Y} = \frac{f_X \cdot f_{XY}}{A_1}, \quad (19)$$

$$\frac{\partial V}{\partial X} = -\frac{g.f_X}{V}, \quad (20)$$

$$\frac{\partial V}{\partial Y} = -\frac{g.f_Y}{V}. \quad (21)$$

از طرفی دیگر، معادلات شبه حالت عبارتند از:

$$\dot{\lambda}_X = -\frac{\partial H}{\partial X} = -\left(\frac{\partial I_1}{\partial X} + \lambda_X \cdot \frac{\partial \dot{X}}{\partial X} + \lambda_Y \cdot \frac{\partial \dot{Y}}{\partial X}\right), \quad (22)$$

$$\dot{\lambda}_Y = -\frac{\partial H}{\partial Y}. \quad (23)$$

معادله (۲۲)، چند ترم مجهول دارد که نحوه محاسبه آنها در ادامه می‌آید:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \dot{X}}{\partial X} &= \frac{\partial V}{\partial X} \cdot \frac{\cos(\chi)}{A_1} - \frac{\partial A_1}{\partial X} \cdot \frac{V \cdot \cos(\chi)}{A_1^2} \\ &+ \frac{\partial V}{\partial X} \cdot \frac{f_X \cdot f_Y \cdot \sin(\chi)}{A_1 \cdot A_2} + \frac{V \cdot f_{XX} \cdot f_Y \cdot \sin(\chi)}{A_1 \cdot A_2} \\ &+ \frac{V \cdot f_X \cdot f_{YX} \cdot \sin(\chi)}{A_1 \cdot A_2} - \frac{\partial A_1}{\partial X} \cdot \frac{V \cdot f_X \cdot f_Y \cdot \sin(\chi)}{A_1^2 \cdot A_2} \\ &- \frac{\partial A_2}{\partial X} \cdot \frac{V \cdot f_X \cdot f_Y \cdot \sin(\chi)}{A_1 \cdot A_1^2}, \end{aligned} \quad (24)$$

$$\frac{\partial A_2}{\partial X} = \frac{f_X \cdot f_{XX} - f_Y \cdot f_{YX}}{A_2}, \quad (25)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \dot{Y}}{\partial X} &= \frac{\partial A_1}{\partial X} \cdot \frac{V \cdot \sin(\chi)}{A_2} - \frac{\partial V}{\partial X} \cdot \frac{A_1 \cdot \sin(\chi)}{A_2} \\ &+ \frac{\partial A_2}{\partial X} \cdot \frac{A_1 \cdot V \cdot \sin(\chi)}{A_2^2}. \end{aligned} \quad (26)$$

اگر معادله (۲۲) با معادله (۱۲) مساوی قرار داده شود، می‌توان به صورت زیر به یک معادله دیفرانسیل غیرخطی برای زاویه سمت (χ) رسید:

دارای f زیاد هستند که علاوه بر عوارض با ارتفاع بالا دارای مناطق تهدید هستند. به عبارت دیگر، مناطق تهدید به صورت یک تابع جریمه رفتار می‌کنند.

۲-۲- حل مسئله طراحی مسیر پرواز

حال تلاش می‌شود که مسئله کنترل بهینه حل شود. برای حل یک مسئله کنترل بهینه، به طور معمول تابع هامیلتونین^۱ تعریف می‌گردد. برای این مسئله تابع هامیلتونین را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$H = I_1 + \lambda_X \dot{X} + \lambda_Y \dot{Y}, \quad (8)$$

که در آن، λ_X, λ_Y ضرایب لاگرانژ هستند و

$$I_1 = 1 - k + k.f.$$

زاویه سمت به عنوان متغیر کنترل در نظر گرفته می‌شود. پس، شرایط بهینگی به صورت زیر است [۱۶]:

$$\frac{\partial H}{\partial \chi} = 0. \quad (9)$$

به دلیل اینکه هامیلتونین تابع صریحی از زمان نیست و زمان نهایی نیز آزاد است، می‌توان نوشت:

$$H = 0. \quad (10)$$

با استفاده از معادلات (۱۰-۸) معادله زیر به دست می‌آید:

$$\lambda_X = -\frac{I_1 \cdot A_1 \cdot \cos(\chi)}{V} \quad (11)$$

با مشتق‌گیری زمانی از رابطه (۱۱) داریم:

$$\dot{\lambda}_X = \frac{\partial \lambda_X}{\partial X} \cdot \dot{X} + \frac{\partial \lambda_X}{\partial Y} \cdot \dot{Y} + \frac{\partial \lambda_X}{\partial \chi} \cdot \dot{\chi}, \quad (12)$$

که در آن:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \lambda_X}{\partial X} &= -\frac{\partial I_1}{\partial X} \cdot \frac{A_1 \cdot \cos(\chi)}{V} - \frac{\partial A_1}{\partial X} \cdot \frac{I_1 \cdot \cos(\chi)}{V} \\ &+ \frac{\partial V}{\partial X} \cdot \frac{I_1 \cdot A_1 \cdot \cos(\chi)}{V^2}, \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \lambda_X}{\partial Y} &= -\frac{\partial I_1}{\partial Y} \cdot \frac{A_1 \cdot \cos(\chi)}{V} - \frac{\partial A_1}{\partial Y} \cdot \frac{I_1 \cdot \cos(\chi)}{V} \\ &+ \frac{\partial V}{\partial Y} \cdot \frac{I_1 \cdot A_1 \cdot \cos(\chi)}{V^2}, \end{aligned} \quad (14)$$

$$\frac{\partial \lambda_X}{\partial \chi} = \frac{I_1 \cdot A_1 \cdot \sin(\chi)}{V}, \quad (15)$$

۵- اگر $|Y_{x=x_f} - Y_f|$ کمتر از معیار تعریف شده بود آن گاه به مرحله ۷ برو،

۶- $\chi_0 = \chi_0 \pm \Delta\chi_0$ (علامت مثبت و منفی به گونه‌ای انتخاب گردد که در جهت جاروب محدوده تعریف شده برای زاویه سمت اولیه باشیم. $\Delta\chi_0$ مقدار قدم برای محدوده تعریف شده می‌باشد) و ۷- پایان.

بعد از پایان این الگوریتم که قبل از پرواز اجرا می‌گردد، مقدار زاویه سمت اولیه متناظر با موقعیت هدف موردنظر به دست می‌آید. در صورتی که هواپیما با این زاویه سمت اولیه از موقعیت شروع پرواز کند، به موقعیت هدف خواهد رسید.

در انتها، در مورد مسیر طراحی شده هواپیمای بدون سرنشین توسط الگوریتم بیان شده، که شامل متغیرهای (X, Y, h, χ) می‌باشد، می‌توان نکات زیر را به طور خلاصه ارائه داد:

۱- مسیر پرواز طراحی شده نسبت به زمان و ارتفاع عوارض زمینی بهینه است،

۲- با توجه به تابعی که برای f تعریف شده است، مسیریابی که از میان مناطق تهدید عبور می‌کنند، جریمه می‌شوند. به همین دلیل، الگوریتم عبور از این مناطق را ناممکن می‌سازد،

۳- مقدار χ و $h=f_1+h_c$ ، به ترتیب، زاویه سمت فرمان (بعد از انتقال به دستگاه اینرسی) و ارتفاع فرمان برای خلبان خودکار می‌باشند. χ و h به صورت تابعی از موقعیت (X, Y) هستند که از روابط (۵) و (۲۷) به دست می‌آیند. این مقادیر به صورت برخط در حین پرواز محاسبه می‌گردند،

۴- با استفاده از پارمتر k می‌توان به مسیرهای متفاوتی دست یافت (مسیری با کمترین زمان پرواز $(k=0)$ تا مسیری با کمترین تغییر ارتفاع $(k=1)$ و در نتیجه پنهان‌ترین مسیر پرواز). پس می‌توان با تنظیم مناسب این پارمتر به مسیری با مشخصات مطلوب دست یافت. به عنوان مثال، در اینجا سه قید سرعت (V) ، نرخ زاویه مسیر $(\dot{\chi})$ و نرخ زاویه سمت $(\dot{\chi})$ به عنوان قیود عملکردی در نظر گرفته می‌شود. برای دستیابی به مسیری که این قیود را ارضا کند، می‌توان از تنظیم این پارامتر به خوبی استفاده

$$\begin{aligned} \frac{\partial \lambda_x}{\partial \chi} \cdot \dot{\chi} &= -\left(\frac{\partial H}{\partial X} + \frac{\partial \lambda_x}{\partial X} \cdot \dot{X} + \frac{\partial \lambda_x}{\partial Y} \cdot \dot{Y}\right) \\ \Rightarrow \dot{\chi} &= -\frac{V}{I_1 \cdot A_1 \cdot \sin(\chi)} \cdot \left(\frac{\partial H}{\partial X} + \frac{\partial \lambda_x}{\partial X} \cdot \dot{X} + \frac{\partial \lambda_x}{\partial Y} \cdot \dot{Y}\right). \end{aligned} \quad (27)$$

می‌توان با حل همزمان معادلات (۲۷) و (۱-۲) مسیر بهینه را به دست آورد. شرایط مرزی مسئله به صورت زیر است:

$$\begin{aligned} X(0) &= X_0, \quad Y(0) = Y_0, \\ X(t_f) &= X_f, \quad Y(t_f) = Y_f. \end{aligned} \quad (28)$$

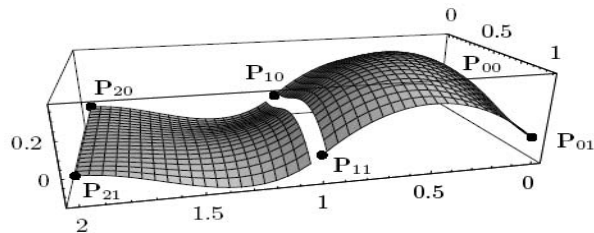
برای حل، کافی است که شرایط اولیه (X_0, Y_0) را مستقیماً در مسئله اعمال کنیم. اما نکته قابل اهمیت این است که مقدار اولیه زاویه سمت، که بر موقعیت نهایی هواپیما مؤثر است، مشخص نیست. به ازای (X_0, Y_0) مشخص و زوایای سمت اولیه مختلف χ_0 به (X_f, Y_f) های متفاوت دست خواهیم یافت. به همین دلیل، با جاروب کردن محدوده‌ای از زوایای سمت اولیه به سادگی می‌توان مقدار زاویه سمت اولیه را یافت که هواپیمای بدون سرنشین را به موقعیت هدف دلخواه یا نزدیکی آن برساند. این ویژگی، این امکان را به برنامه‌ریزان مأموریت پرواز هواپیماهای بدون سرنشین می‌دهد تا مجموعه اهدافی را بیانند که از نقطه شروع حرکت با زوایای سمت مختلف می‌توان به آنها رسید.

۲-۳- الگوریتم طراحی مسیر پرواز

حال تلاش می‌شود که الگوریتم طراحی مسیر پرواز ارائه گردد:

- ۱- نقشه دیجیتالی عوارض زمین (DEM)، موقعیت مناطق تهدید، موقعیت شروع (X_0, Y_0) و موقعیت هدف (X_f, Y_f) معلوم است،
- ۲- محدوده مشخصی برای زاویه سمت اولیه تعریف گردد (دامنه این محدوده را می‌توان با حدت مناسبی از زاویه سمت اولیه محدود کرد)،
- ۳- مقدار کران بالا یا پایین محدوده تعریف شده برای زاویه سمت در نظر گرفته شود،
- ۴- معادلات (۱-۲) و (۲۷) به طور عددی حل شوند (شرط توقف حل عددی: $X(t) = X_f$ ،

کیلومتر در ۵۰ کیلومتر تعداد داده‌های ارتفاع برای شبکه $1,000 \times 1,000$ متر برابر ۲,۶۰۱ می‌باشد. به همین دلیل تلاش می‌شود که از تکه سطح‌های کوچک استفاده شود و در نهایت به شرط پیوستگی به هم متصل شوند (شکل ۲).



شکل (۲): اتصال هموار دو تکه سطح [۱۵].

۳- یکی دیگر از شرایط مهم در این مدل‌سازی، عبور سطح مدل‌سازی شده از تمامی داده‌های گسسته عوارض است که در اختیار می‌باشد. این شرط، عدم برخورد با عوارض زمین را دارای اطمینان بیشتری می‌کند.

بر همین اساس، از نوعی منحنی‌های اسپیلاین به نام اسپیلاین کاردینال^۳ استفاده می‌کنیم به طوری که با بسط آن به سطوحی تحت‌عنوان سطوح Catmull-Rom می‌توان به نیازمندی‌های اشاره شده در بالا دست یافت [۱۵]. اسپیلاین کاردینال مثالی از میان‌یابی‌های هریمیتی است که برای ساخت منحنی اسپیلاین به کار می‌روند. اسپیلاین کاردینال بر عیب اصلی منحنی‌های اسپیلاین مکعبی (فقدان کنترل محلی منحنی و نیاز به حل مجموعه‌ای از معادلات خطی که با توجه به تعداد نقاط موجود از عوارض، ممکن است بسیار زیاد باشند) غلبه می‌کند. در اسپیلاین‌های کاردینال می‌توان با کنترل کردن مقدار کشیدگی منحنی^۴، مقدار بردارهای مماس بر منحنی را اصلاح کرد. هزینه‌ای که بابت این مزیت پرداخته می‌شود، فقدان پیوستگی مرتبه دوم است. پس، به دلیل این فقدان، اسپیلاین‌های کاردینال یک اسپیلاین واقعی (طبق تعریف منحنی‌های اسپیلاین) نیست. البته فرم آن، مشتقاتش و رفتارشان مشابه دیگر منحنی‌های اسپیلاین است.

کرد و به این شکل، می‌توان قیود را به صورت ضمنی ارضاء نمود،

۵- با توجه به حل مسئله طراحی مسیر پرواز بهینه، نکته قابل اهمیت دیگر این است که بایستی تابع f ، که ترکیبی از مدل عوارض زمینی و مناطق تهدید می‌باشد، مشتق‌پذیر مرتبه‌ی اول و دوم باشد و

۶- حل مسئله طراحی مسیر پرواز که بیان شد، براساس فرض انرژی ثابت بود (طبق رابطه‌ی (۶))، اما، می‌توان مسئله را نیز با فرض سرعت ثابت با روندی مشابه حل کرد که به دلیل ثابت بودن سرعت، ساده‌تر است ($dV/dt = 0$). در این حالت دیده می‌شود که بهترین مسیر از لحاظ کمترین زمان، مربوط به حالتی است که پرنده با بیشترین سرعت خود پرواز کند [۱۰].

۳- مدل‌سازی سطح عوارض زمین و مناطق تهدید

در ادامه به دو نمونه مدل سازی سطح عوارض زمین و مناطق تهدید پرداخته می‌شود.

۳-۱- مدل‌سازی عوارض زمین بر اساس سطوح

اسپیلاین

باتوجه به این‌که معمولاً داده‌های عوارض زمین به دلایل مختلف با دقت شبکه^۱ پایین موجود می‌باشد، لازم است که میان‌یابی صورت گیرد تا بتوان مقادیر موردنیاز (در این‌جا، ارتفاع عوارض زمین، مشتقات مرتبه اول و دوم سطح عوارض) را در موقعیت‌های دلخواه محاسبه کرد. این دلایل می‌تواند فقدان اطلاعات یک شبکه با دقت بالا یا کاهش دقت برای کاهش حجم محاسبات باشد. در این راستا توجه به چند نکته قابل اهمیت است:

- ۱- همان‌طوری‌که قبلاً بیان شد، بایستی از سطوحی استفاده کرد که دارای مشتقات دلخواه باشند،
- ۲- نکته دیگر این است که باتوجه به اینکه تعداد داده‌های ارتفاع عوارض زمین بسیار بالا است، استفاده از یک سطح واحد برای فیت^۲ کردن بر آنها حجم محاسبات را بسیار افزایش می‌دهد. به عنوان مثال برای سطحی با ابعاد ۵۰

3- Cardinal Spline
4- Tension of Curve

1- Resolution
2- Fitting

و ماتریس P شامل نقاط گروه 4×4 تایی هر تکه سطح است:

$$P = \begin{bmatrix} P_{i+3,j} & P_{i+3,j+1} & P_{i+3,j+2} & P_{i+3,j+3} \\ P_{i+2,j} & P_{i+2,j+1} & P_{i+2,j+2} & P_{i+2,j+3} \\ P_{i+1,j} & P_{i+1,j+1} & P_{i+1,j+2} & P_{i+1,j+3} \\ P_{i,j} & P_{i,j+1} & P_{i,j+2} & P_{i,j+3} \end{bmatrix} \quad (31)$$

۳-۲- مدل سازی مناطق تهدید

در طی پرواز، مناطق تهدید مختلفی وجود دارد. این مناطق، به دلیل خطرانی که بر وسیله تحمیل می‌کنند، ادامه پرواز آن را با مشکل مواجه کرده و حتی گاهی اوقات غیرممکن می‌سازند. مناطق تهدید می‌تواند سایت‌های پدافند هوایی دشمن در مسیر پرواز و یا نزدیکی هدف باشد. همچنین از دیگر مناطق تهدید می‌توان به عوارض بسیار خطرناک اشاره کرد. در طی پرواز، مناطق کوهستانی بسیار خطرناک و بلندی وجود دارد که امکان مانور را از هواپیما سلب می‌کنند. به همین دلیل، لازم است این مناطق شناسایی و به عنوان منطقه ممنوعه در نظر گرفته شوند. بر همین اساس، بایستی قادر بود که از الگوریتم طراحی مسیر پروازی استفاده کرد که قابلیت دور کردن هواپیما از مناطق ممنوعه را داشته باشد. در این مقاله، این مناطق به صورت مخروط با ارتفاع بی نهایت و قاعده‌ای با شعاع متناسب با برد تهدید مدل شده‌اند، به طوری که به شدت موجب جریمه مسیریابی خواهد شد که از این مناطق عبور می‌کنند.

۴- نتایج شبیه سازی

در بخش‌های قبلی، روند طراحی مسیر پرواز ایمن و بهینه بر مبنای دو فرض انرژی ثابت و سرعت ثابت ارائه شد. برای ارزیابی این روش‌ها، از نقشه دیجیتالی عوارض زمینی بخشی از ارتفاعات زاگرس در غرب کشور ایران استفاده می‌شود. هدف، رفتن از نقطه $(X_0, Y_0) = (0, 25) \text{ km}$ به نقطه $(X_f, Y_f) = (50, 30) \text{ km}$ نسبت به این نقشه می‌باشد. در کنار خطر ارتفاعات موجود، هم‌چنین دو ناحیه تهدید با شعاع ۵۰۰ متر در مختصات $(X_{T1}, Y_{T1}) = (10, 25) \text{ km}$ و $(X_{T2}, Y_{T2}) = (20, 25) \text{ km}$ در نظر گرفته می‌شود. این نواحی تهدید طوری انتخاب شده‌اند که در مسیر پروازی هواپیما قرار داشته باشند تا قابلیت الگوریتم در اجتناب از آنها ارزیابی شود. همان طوری که که گفته شد، نواحی تهدید به-

منحنی اسپیرالین کاردینال یا منحنی Catmull-Rom به سادگی می‌تواند به سطحی مشتعل بر یک مجموعه داده، که در یک چهارضلعی شبکه بندی شده‌اند، بسط داده شود. همانند تکه منحنی‌های Catmull-Rom، که شامل چهار نقطه هستند، اما فقط از دو نقطه میانی عبور می‌کنند، یک تکه سطح Catmull-Rom نیز که مشتعل بر ۱۶ نقطه است، فقط از چهار نقطه میانی عبور می‌کند. یک مجموعه‌ای از $m \times n$ نقطه که به طور مربعی توزیع شده‌اند را در نظر بگیرید. تمامی گروه‌های 4×4 نقطه‌ای که هم‌پوشانی کاملی با هم دارند را جدا کرده و برای هر گروه یک تکه سطح ایجاد می‌شود. بعضی از این گروه‌ها در شکل ۳ نشان داده شده است.

$$\begin{matrix} P_{40}P_{41}P_{42}P_{43} & P_{41}P_{42}P_{43}P_{44} & P_{42}P_{43}P_{44}P_{45} \cdots & P_{4,n-3}P_{4,n-2}P_{4,n-1}P_{4n} \\ P_{30}P_{31}P_{32}P_{33} & P_{31}P_{32}P_{33}P_{34} & P_{32}P_{33}P_{34}P_{35} \cdots & P_{3,n-3}P_{3,n-2}P_{3,n-1}P_{3n} \\ P_{20}P_{21}P_{22}P_{23} & P_{21}P_{22}P_{23}P_{24} & P_{22}P_{23}P_{24}P_{25} \cdots & P_{2,n-3}P_{2,n-2}P_{2,n-1}P_{2n} \\ P_{10}P_{11}P_{12}P_{13} & P_{11}P_{12}P_{13}P_{14} & P_{12}P_{13}P_{14}P_{15} \cdots & P_{1,n-3}P_{1,n-2}P_{1,n-1}P_{1n} \\ P_{00}P_{01}P_{02}P_{03} & P_{01}P_{02}P_{03}P_{04} & P_{02}P_{03}P_{04}P_{05} \cdots & P_{0,n-3}P_{0,n-2}P_{0,n-1}P_{0n} \end{matrix}$$

شکل (۳): گروه بندی ۱۶ تایی مجموعه نقاط برای تکه منحنی‌های Catmull-Rom.

توصیف سطح، با اعمال تکنیک ضرب دکارتی به منحنی Catmull-Rom به صورت زیر به دست می‌آید [۱۵]:

$$P(u, w) = (u^3, u^2, u^1) B P B^T \begin{pmatrix} w^3 \\ w^2 \\ w \\ 1 \end{pmatrix} \quad (29)$$

u و w پارامترهای بدون بعد بین ۰ و ۱ می‌باشد ($u=0$ معادل موقعیت اولیه‌ی برد طولی، $u=1$ معادل موقعیت نهایی برد طولی، $w=0$ معادل موقعیت اولیه برد عرضی و $w=1$ معادل موقعیت نهایی برد عرضی). درحالی که ماتریس B برابر است با:

$$B = \begin{bmatrix} -0.5 & 1.5 & -1.5 & 0.5 \\ 1 & -2.5 & 2 & -0.5 \\ -0.5 & 0 & 0.5 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (30)$$

آمده است. در شکل‌های ۱۴-۹ برای حالت انرژی ثابت، شکل‌هایی متناظر با حالت سرعت ثابت ارائه شده است. همچنین، جدول ۲ حاوی نتایج کمی مهمی از این استراتژی است.

طبق شکل‌ها و جدول‌ها می‌توان به نتایج مختلفی دست یافت: (۱) با دقت خوبی به هدف مورد نظر دست یافته‌ایم (در طراحی مسیر پرواز، هدف رسیدن به نزدیکی هدف است، آن‌گاه با روش‌های دیگری این خطا جبران می‌شود)، (۲) الگوریتم توانسته هواپیما را به خوبی از مناطق تهدید دور نگه دارد، (۳) همانطور که قابل تصور بود، کمترین زمان پروازی مربوط به حالت $k=0$ و بیشترین زمان مربوط به $k=1$ می‌باشد، (۴) به ازای k ‌های مختلف می‌توان به مسیریابی هموار با مشخصات متفاوت دست یافت، به طوری که از آن می‌توان به عنوان پارامتری برای تنظیم ضمنی حداکثر قیدهای مسیر استفاده کرد، (۵) به ازای زاوایای سمت اولیه مختلف به اهداف متفاوت دست می‌یابیم و بدین‌گونه می‌توان مجموعه‌ای از مسیرهای بهینه و ایمن متفاوت را برای اهداف متفاوت ذخیره کرد، (۶) از مقایسه نتایج حالت سرعت ثابت و حالت انرژی ثابت، دیده می‌شود که زمان انجام ماموریت در حالت انرژی ثابت کمتر است، (۷) حالت سرعت ثابت حداکثر نرخ زاویه‌ی مسیر و نرخ زاویه‌ی سمت کمتری نسبت به حالت انرژی ثابت به هواپیما تحمیل می‌کند (البته به نوع عوارض نیز وابسته است) و (۸) برخلاف حالت سرعت ثابت، حالت انرژی ثابت قابلیت محدود کردن ارتفاع و سرعت هواپیما را دارد.

جدول (۱): نتایج پیاده‌سازی الگوریتم طراحی مسیر براساس راه‌کار سرعت ثابت.

مقدار k	0	0.5	1
زاویه سمت اولیه (درجه)	-2.7	-4.5	-1.5
زمان پروازی (ثانیه)	458.57	461.35	462.54
مختصات موقعیت نهایی نتیجه‌شده (متر)	$X(t_f)=50042$ $Y(t_f)=29707$	49906 30209	49976 30165
بیشترین نرخ زاویه مسیر (درجه بر ثانیه)	3.12	4.21	4.35
بیشترین نرخ زاویه سمت (درجه بر ثانیه)	0.53	1.06	1.24

صورت مخروط‌هایی با ارتفاع بی‌نهایت مدل می‌شوند و در مدل‌سازی عوارض از منحنی‌های اسپلاین کاردینال استفاده می‌شود. استفاده از سطوح اسپلاین منجر به مسیری هموار برای هواپیما می‌گردد. البته میزان انحنا مسیر، که به نوع عوارض وابسته است، بایستی کمتر از حداکثر انحنا مجاز باشد. همان‌طوری که اشاره شد، با تنظیم پارامتر k می‌توان مسیری را طراحی کرد که انحنا آن در طول مسیر کمتر از مقدار مجاز باشد. در اینجا، قیود عملکردی متناظر با حداکثر انحنا مجاز مسیر پرواز، مبتنی بر قید حداکثر و حداقل نرخ زاویه مسیر ($-15 \leq \dot{\gamma} \leq 15 \text{ deg/s}$) و حداکثر و حداقل نرخ زاویه سمت ($-15 \leq \dot{\chi} \leq 15 \text{ deg/s}$) در نظر گرفته می‌شود. این مقادیر متناظر با حداکثر شتاب جانبی $3g$ است. همچنین بر روی سرعت نیز قید $40 \leq V \leq 150 \text{ m/s}$ گذاشته می‌شود. حداقل سرعت، بر اساس واماندگی هواپیما و حداکثر سرعت، بر اساس توانمندی‌های موتور آن مشخص می‌گردد. نتایج برای حالت سرعت ثابت و انرژی ثابت به‌دست آمده است. در حالت سرعت ثابت، سرعت پروازی ۱۱۰ متر بر ثانیه و در حالت انرژی ثابت، سرعت کروز هواپیمای بدون سرنشین ۱۱۰ متر بر ثانیه و ارتفاع متوسط پروازی ۲,۰۰۰ متر در نظر گرفته می‌شود، بنابراین انرژی در واحد وزن به صورت زیر می‌باشد:

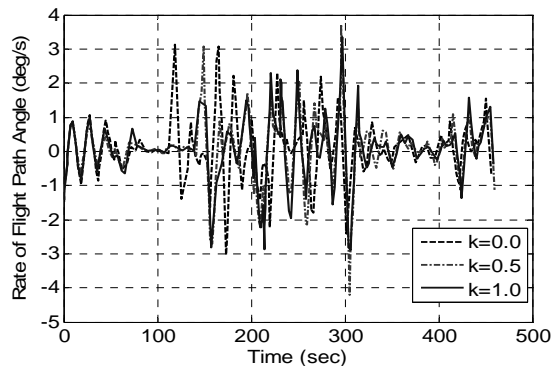
$$E = \frac{0.5.V^2 + g.h}{g} = 2617.35 \text{ (m)}$$

با این مقدار انرژی، با لحاظ نمودن قید حداقل سرعت، هواپیمای بدون سرنشین مجاز به عبور از ارتفاعات بالاتر از ۲۵۳۶ متر نمی‌باشد. این استراتژی می‌تواند از این نظر مفید باشد که می‌توان حداکثر ارتفاع مجاز پرواز هواپیما را مقید کرد و به این ترتیب ملزومات پنهان‌کاری را اعمال نمود.

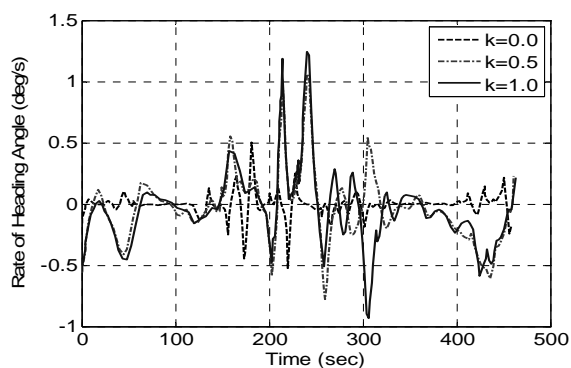
نتایج حالت سرعت ثابت برای سه مقدار ۱ و ۰.۵ و $k=0$ در شکل‌های ۸-۴ آمده است. شکل ۴ تغییرات ارتفاع بهینه برحسب جابه‌جایی طولی را نشان می‌دهد. در شکل ۵ موقعیت نواحی تهدید و تغییرات جابه‌جایی عرضی برحسب جابه‌جایی طولی رسم شده است. تغییرات زمانی نرخ زاویه مسیر پرواز و نرخ زاویه سمت در شکل‌های ۷-۶ ترسیم شده است. همچنین، مسیر بهینه سه‌بعدی در شکل ۸ نشان داده شده است. در جدول ۱ برخی نتایج استراتژی سرعت ثابت

جدول (۲): نتایج پیاده‌سازی الگوریتم طراحی مسیر براساس راه‌کار انرژی ثابت.

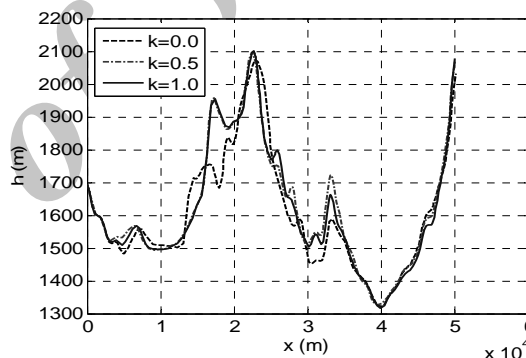
مقدار k	0	0.5	1
زاویه سمت اولیه (درجه)	4.8	-2.7	-3
زمان پروازی (ثانیه)	432.47	434.41	438.26
مختصات موقعیت نهایی نتیجه‌شده (متر)	49903 30236	50036 29775	50077 30275
بیشترین نرخ زاویه مسیر (درجه بر ثانیه)	3.61	6.31	7.86
بیشترین نرخ زاویه سمت (درجه بر ثانیه)	2.05	3.69	4.75
حداقل سرعت پروازی نتیجه‌شده (متر بر ثانیه)	83.42	76.02	75.73



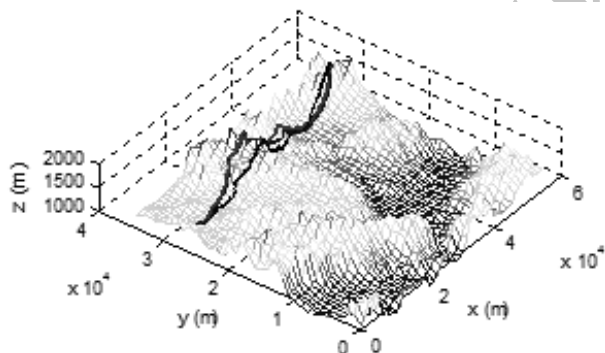
شکل (۶): تغییرات نرخ زاویه مسیر برای حالت سرعت ثابت.



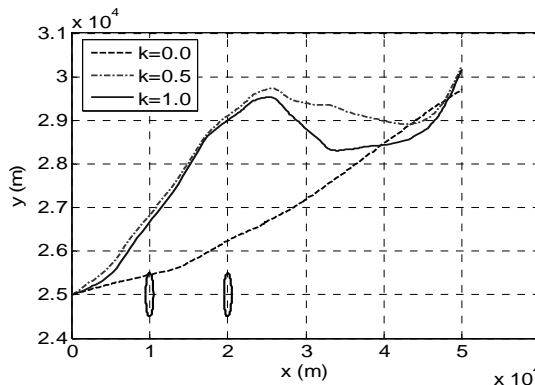
شکل (۷): تغییرات نرخ زاویه سمت برای حالت سرعت ثابت.



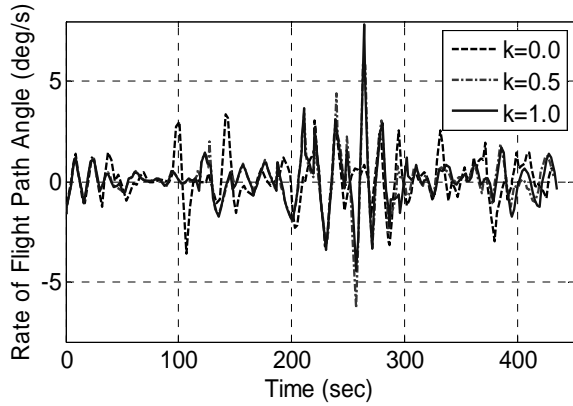
شکل (۴): تغییرات ارتفاع برحسب جابه‌جایی طولی برای حالت سرعت ثابت.



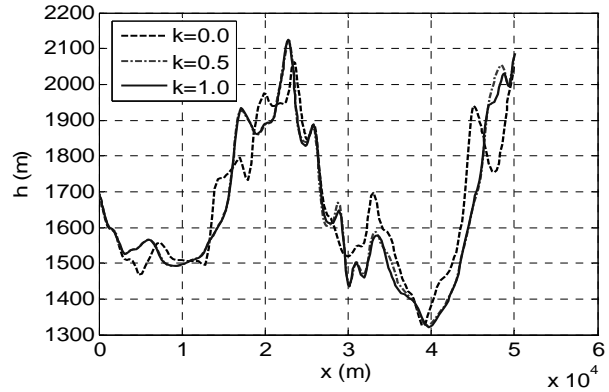
شکل (۸): مسیر پرواز سه‌بعدی بهینه برای حالت سرعت ثابت به ازای $k=0$ ، $k=0.5$ و $k=1$.



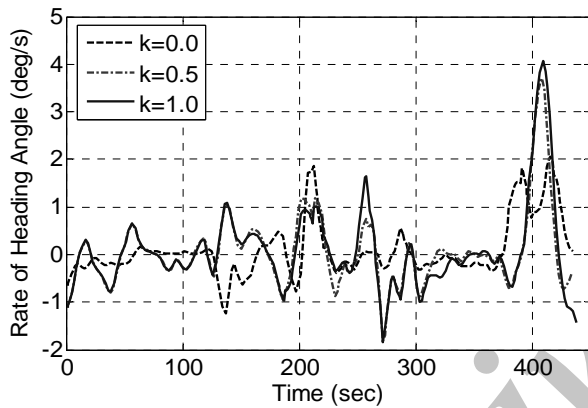
شکل (۵): تغییرات جابه‌جایی عرضی برحسب جابه‌جایی طولی برای حالت سرعت ثابت.



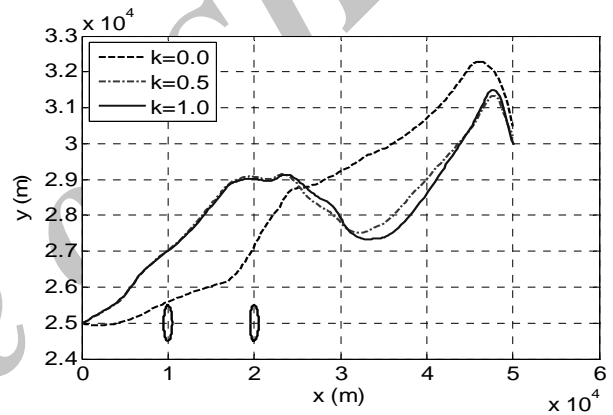
شکل (۱۲): تغییرات نرخ زاویه مسیر برای حالت انرژی ثابت.



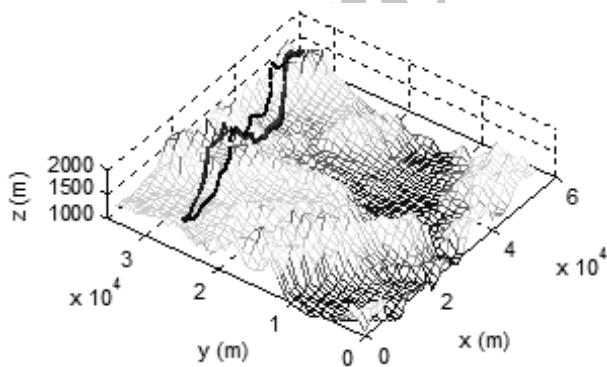
شکل (۹): تغییرات ارتفاع برحسب جابجایی طولی برای حالت انرژی ثابت.



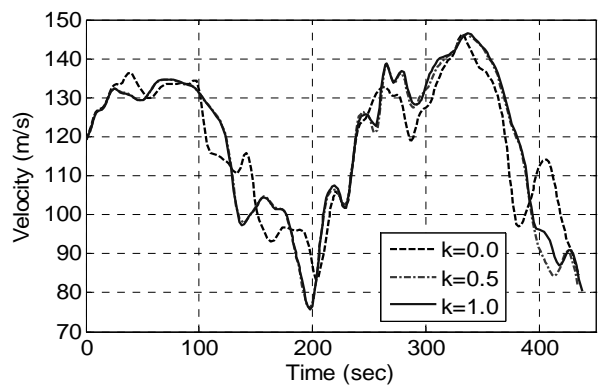
شکل (۱۳): تغییرات نرخ زاویه سمت برای حالت انرژی ثابت.



شکل (۱۰): تغییرات جابجایی عرضی برحسب جابجایی طولی برای حالت انرژی ثابت.



شکل (۱۴): مسیر پرواز سه‌بعدی بهینه برای حالت انرژی ثابت به ازای $k=0$ ، $k=0.5$ و $k=1$.



شکل (۱۱): تغییرات سرعت پروازی در مسیر بهینه برای حالت انرژی ثابت.

۵- نتیجه‌گیری

سرنشین، هواپیماهای جنگنده که در ارتفاع پایین پرواز می‌کنند و موشک‌های کروز پیشنهاد می‌شود.

مراجع

- 1- Liborio, G., Paulino, N., Cunha, R., Silvestre, C., and Ribeiro, M.I., "Terrain Following Preview Controller for Model-scale Helicopters", The 11th Int. Conf. on Advanced Robotics, Coimbra, Portugal, 2003.
- 2- Lu, P. and Pierson, B.L., "Optimal Aircraft Terrain-Following Analysis and Trajectory Generation", J. Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 18, No. 3, 1995.
- 3- Timothy, R. and Richard, G., "Multiple Method 2-D Trajectory Optimization Satisfying Waypoints and No-Fly Zone Constraints", J. Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 31, No. 3, pp. 543-553, 2008.
- 4- Judd, K.B. and McLain T.W., "Spline Based Path Planning for Unmanned Air Vehicles", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf. and Exhibit, Montreal, Canada, 2001.
- 5- Kingston, D., Beard, R., McLain, T., Larsen, M., and Ren, W., "Autonomous Vehicle Technologies for Small Fixed Wing UAVs", J. Aerospace Computing, Information, And Communication, Vol. 2, pp. 92-108, 2005.
- 6- Babaei, A.R. and Mortazavi, M., "Fast Trajectory Planning, Based on In-Flight Waypoints for Unmanned Aerial Vehicles", J. Aircraft Eng. and Aerospace Tech., Vol. 82, No. 2, pp. 107-115, 2010.
- 7- Nikolos, I.K., Valavanis, K.P., Tsourveloudis, N.C., and Kostaras, A.N., "Evolutionary Algorithm, Based Offline/Online Path Planner for UAV Navigation", IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics-Part B: Cybernetics, Vol. 33, No. 6, 2003.
- 8- Zheng, C., Li, L., Xu, F., Sun, F., and Ding, M., "Evolutionary Rout Planner for Unmanned Air Vehicles", IEEE Transactions on Robotics, Vol. 21, No. 4, 2005.
- 9- Menon, P.K.A. and Kim, E., "Optimal Helicopter Trajectory Planning for Terrain Following Flight", M.Sc. Thesis, School of Aerospace Eng., Georgia Inst. of Tech., 1990.
- 10- Menon, P.K.A. and Kim, E. "Optimal Trajectory Synthesis for Terrain-Following Flight" J. Guidance, Control and Dynamics, Vol. 14, No. 4, pp. 807-813, 1991.
- 11- Twigg, S., Calise, A., and Johnson, E., "Online Trajectory Optimization for Autonomous Air Vehicles", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf. and Exhibit, Austin, Texas, 2003.

در این مقاله، در حضور عوارض زمینی و مناطق تهدید، مسیر پرواز بهینه‌ای برای هدایت هواپیماهای بدون سرنشین از موقعیت شروع تا موقعیت هدف در فضای سه‌بعدی طراحی شده است. برای دستیابی به این هدف، با تعریف تابع هزینه‌ای مرکب از زمان پرواز و ارتفاع عوارض، مسئله‌ای مبتنی بر روش‌های کنترل بهینه مطرح شده است. حل این مسئله، منجر به مسیر پروازی با سازش بین کمترین زمان پرواز و عبور از مناطقی با کمترین ارتفاع می‌شود. در حل این مسئله، از معادلات حرکت سینماتیکی هواپیما استفاده شده است. با مقید کردن حرکت هواپیما در صفحه‌ای مماس بر عوارض زمین، علاوه بر ساده‌تر کردن معادلات سینماتیکی، با عدم برخورد با عوارض زمین، پروازی ایمن فراهم می‌شود. با حل این مسئله، به مجموعه معادلات دیفرانسیلی دست یافته‌ایم که حل آن‌ها منجر به مسیر پرواز بهینه سراسری می‌شود که دست‌یابی به هدف را به‌همراه خواهد داشت. البته، با توجه به روند عددی دست‌یابی به زاویه سمت اولیه، ممکن است گاهی نیز بهینه‌های محلی یافت شود. برای تضمین دست‌یابی به بهینه‌های سراسری، بایستی با استفاده از روش‌های دیگر، تمرکز بیشتری بر روی تعیین سمت اولیه صورت گیرد که هدف اصلی این مقاله نیست. برای عدم عبور از مناطق تهدید، آن‌ها به صورت عوارضی با ارتفاع بی‌نهایت مدل شدند که با توجه به ساختار مسئله کنترل بهینه، مسیرهایی که از این مناطق عبور می‌کنند به شدت جریمه می‌شوند. علاوه بر این، با استفاده از داده‌های گسسته عوارض زمین و سطوح اسپیلاین، می‌توان ارتفاع و مشتقات مرتبه اول و دوم عوارض را در هر موقعیت دلخواه تعیین کرد. استفاده از این سطوح منجر به کاهش حجم داده‌های موردنیاز و همواری مسیر می‌شود. نکته قابل اهمیت، برآورده کردن ضمنی قیدهای عملکردی مسیر پرواز می‌باشد. این مسئله با دو فرض سرعت ثابت و انرژی ثابت حل شد. در حالت سرعت ثابت می‌توان قید حداکثر نرخ زوایای سمت و مسیر پرواز را تنظیم کرد. در حالی که در حالت انرژی ثابت، علاوه بر تنظیم قیدهای اخیر، می‌توان قید سرعت و حداکثر ارتفاع پرواز را نیز به راحتی برآورده کرد. در نهایت، این روش به‌عنوان روشی سیستماتیک برای طراحی مسیر پرواز هواپیماهای بدون

- 12- Twigg, S., Calise, A., and Johnson, E, "3D Trajectory Optimization for Terrain Following and Terrain Masking", AIAA, Guidance, Navigation, and Control Conf. and Exhibit, Keystone, Colorado, 21-24 August 2006.
- 13- Vachtsevanos, G., Tang, L., Drozeski, G., and Gutierrez, L., "From Mission Planning to Flight Control of Unmanned Aerial Vehicles: Strategies and Implementation Tools", Elsevier, Annual Reviews in Control, Vol. 29, No. 1, 2005.
- 14- Taur, D.R., "The Optimal Initial Descending and Midcourse Waypoint Lateral Turn Guidance for ALCM", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf. and Exhibit, San Francisco, California, August 15-18, 2005.
- 15- Salomon, D., "Curves and Surfaces for Computer Graphics", Springer, California, 2006.
- 16- Kirk, D.E., "Optimal Control Theory: An Introduction", Prentice-Hall, Englewood Cliffs, 1970.

Archive of SID