

## طراحی و توسعه سیستم برنامه‌ریزی مسیر سه‌بعدی برای هواپیمای بدون سرنشین

هوشنگ جعفری<sup>۱</sup>، کارشناسی ارشد، حامد خراطی<sup>۲</sup>، استادیار

۱- دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر - دانشگاه تبریز - تبریز - ایران - h.jafari90@ms.tabrizu.ac.ir

۲- دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر - دانشگاه تبریز - تبریز - ایران - kharati@tabrizu.ac.ir

چکیده: در این مقاله هدایت و کنترل هواپیماهای بدون سرنشین با استفاده از یک سیستم طراحی مسیر مستقل جهت انجام مأموریت‌ها توسط هواپیما تحت شرایط مختلف و کم‌ترین دخالت انسانی مورد بحث و بررسی قرار گرفته شده است. یک سیستم مستقل را به دو بخش سیستم طراحی مسیر و سیستم تعقیب مسیر می‌توان تقسیم کرد. سیستم طراحی مسیر وظیفه تولید یک مسیر قابل پرواز را برعهده دارد و سیستم تعقیب مسیر بایستی با تولید دستورات مناسب کنترلی، هواپیما را در این مسیر هدایت کند. در این مقاله با در نظر گرفتن تعدادی نقاط میانی در یک محیط فرضی به همراه موانع و نواحی پرواز ممنوع و استفاده از الگوریتم ژنتیک مسیری بهینه تولید شده است. این مسیر ممکن است با موانع برخورد داشته باشد. لذا مسیر را برای جلوگیری از برخورد هواپیما با موانع تصحیح و سپس برای قابل پرواز بودن، با در نظر گرفتن محدودیت‌های دینامیکی هواپیما هموار شده است و نهایتاً مسیر، به عنوان ورودی به هواپیما داده می‌شود. استفاده از روش هدایت BTT با ترکیب کنترل کننده‌های غیرخطی موجب شده است عکس‌العمل هواپیما در دنبال کردن مسیر مرجع سریع‌تر و با خطای انحراف از مسیر کم‌تر صورت پذیرد که کلیه نتایج به صورت شبیه‌سازی ارائه خواهد شد.

واژه‌های کلیدی: هواپیمای بدون سرنشین، بهینه‌سازی، سیستم خودمختار، طراحی مسیر، کنترل غیرخطی، هدایت BTT

### 3D Path Planning system Design and Development for Unmanned Aerial Vehicle

H. Jafari, M.Sc.<sup>1</sup>, H. Kharati, Assistant Professor<sup>2</sup>,

1- Faculty of Electrical and Computer Engineering, University of Tabriz, Tabriz, Iran, Email h.jafari90@ms.tabrizu.ac.ir

2- Faculty of Electrical and Computer Engineering, University of Tabriz, Tabriz, Iran, Email kharati@tabrizu.ac.ir

**Abstract:** In this paper guidance and control of UAVs has been discussed using autonomous path planning system to operate different missions under various conditions and with minimum human intervention. An autonomous system can be divided into path planning system and path following system. The path planning system is responsible for producing a flight path while the path following system generates proper commands to control and guide plane through the path. In this paper some waypoints has been considered in a hypothetical environment with obstacles and no fly zone regions and the optimal path is generated using genetic algorithm. First, the path will be refined to prevent from collusion, then in order to be a flyable path, we will smooth the path considering UAV's dynamic constraints and finally the generated path is used as an input for UAV. Using BTT guidance method with nonlinear controllers have caused UAV to follow the reference path faster with lower deviation error from the path and all simulation results are shown.

**Keywords:** Unmanned aerial vehicle, optimization, autonomous system, path planning, nonlinear control, BTT guidance

تاریخ ارسال مقاله: ۱۳۹۴/۰۲/۳۱

تاریخ اصلاح مقاله: ۱۳۹۴/۰۷/۱۷ و ۱۳۹۴/۰۵/۱۹ و ۱۳۹۴/۰۴/۱۹

تاریخ پذیرش مقاله: ۱۳۹۴/۱۲/۱۱

نام نویسنده مسئول: حامد خراطی

نشانی نویسنده مسئول: ایران - تبریز - بلوار ۲۹ بهمن - دانشگاه تبریز - دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر

## ۱- مقدمه

امروزه تلاش، هزینه و وقت زیادی برای افزایش قابلیت ربات‌های متحرک جهت تصمیم‌گیری خودکار آن‌ها صرف می‌شود. خودکاری یا خودمختاری در بسیاری از کارها و کاربردهای نظامی و غیرنظامی در حال جایگزینی با عملگر انسانی است. جایگزین عملگر انسانی در چنین سیستم‌هایی ضرورت گسترش و توسعه سیستم‌های خودمختار و مستقل را به وجود آورده است.

از جمله قابلیت‌های منحصربه‌فرد هواپیماهای بدون سرنشین در مقایسه با سایر سیستم‌ها می‌توان به عملیات مستقل یعنی بدون دخالت انسان، دامنه عملیات بسیار وسیع، سرعت بیش‌تر نسبت به سایر سیستم‌های متحرک مشابه و از همه مهم‌تر داشتن مزیت دید از ارتفاع بالا که دلیل اصلی استفاده در عملیات‌های شناسایی و جستجو است، اشاره کرد. هواپیماهای بدون سرنشین نقش به‌سزایی در جایگزینی با انسان در مأموریت‌های نظامی و عملیات اجرایی مانند شناسایی، انتقال تجهیزات و مهمات از راه دور، ارزیابی منابع، دیده‌بانی منطقه و یا کاربردهای غیرنظامی همانند نقشه‌برداری هوایی، عملیات جستجو و نجات دارند [۱، ۲]. به‌طور کلی در مأموریت‌های خطرناک، کثیف و کند یا به اصطلاح 3D از هواپیمای بدون سرنشین استفاده شده است؛ خطرناک در مورد محیطی که تهدیدی برای هواپیما و خلبان و نیروی انسانی وجود دارد، کثیف برای محیطی که آلوده به مواد شیمیایی، میکروبی و یا هسته‌ای باشد و نهایتاً کند برای کارهایی که نیاز به صرف زمان انرژی و تکرار زیاد باشد که برای عملگر انسانی مطلوب نیست [۳، ۴].

یک سیستم مستقل را می‌توان به دو بخش تقسیم کرد: سیستم طراحی مسیر و سیستم تعقیب مسیر. سیستم طراحی مسیر وظیفه تولید یک مسیر قابل پرواز از نقاط میانی را برعهده دارد، درحالی‌که سیستم تعقیب مسیر بایستی با تولید دستورات مناسب کنترلی، هدایت هواپیمای بدون سرنشین را در این مسیر، میسر سازد [۴].

در این فناوری، طراحی مسیر نقش بسیار مهمی در انجام عملیات مستقل بازی می‌کند. طراحی مسیر جزء لاینفک سیستم‌های مستقل است که مسئولیت حرکت دادن سیستم از نقطه شروع تا نقطه پایان و عبور از نقاط میانی که بر اساس نوع و نیازهای مأموریت تعریف شده‌اند، را برعهده دارد. این مسیر بایستی قابلیت احتراز از موانع و نواحی پرواز ممنوع را داشته باشد و همچنین با توجه به محدودیت‌های دینامیکی هواپیما مانند حداقل شعاع چرخش، قابل پرواز باشد [۴].

مسیرها بر اساس تکنیک‌ها و الگوریتم‌های مختلف و با توجه به میزان شناخت از محیط عملیات و با در نظر گرفتن محدودیت‌های دینامیکی و محیطی تولید می‌شوند [۱۱-۵]. بسیاری از کارهایی که تاکنون در زمینه طراحی مسیر انجام شده است در مورد ربات‌های زمینی و به‌صورت دو بعدی می‌باشند و نتایج به‌دست‌آمده از آن‌ها با تغییر و اصلاح در مورد سیستم‌های هوایی به کار برده شده‌اند [۹]. اما مسیرهای تولیدشده توسط سیستم‌های طراحی مسیر، چندوجهی

است و برای ربات‌های زمینی که به‌طور مجازی ایستاده و سپس در جهت مسیر مطلوب قرار می‌گیرد مناسب است. ولی در سیستم‌های هوایی به دلیل وجود محدودیت‌های دینامیکی در طول پرواز، این کار عملاً امکان‌پذیر نیست و بایستی مسیر تولیدشده برای قابل پرواز بودن، تصحیح گردد [۴]. همچنین با توجه به دامنه عملیات هواپیما، استفاده از الگوریتم و سیستم طراحی مسیر سه‌بعدی بسیار ضروری است [۵].

در این مقاله هدف طراحی یک سیستم مستقل برای هواپیمای بدون سرنشین است. سیستم مستقل بایستی ابتدا با توجه به نقاط میانی داده‌شده و موانع و محدودیت‌های موجود یک مسیر بهینه در محیط پروازی را تولید کند، سپس با در نظر گرفتن محدودیت‌های دینامیکی هواپیما مانند حداقل شعاع چرخش و یا حداکثر زاویه اوج یا فرود، مسیر تولیدشده برای هواپیمای بدون سرنشین قابل پرواز گردد. نهایتاً مسیر تولیدشده به‌عنوان ورودی هواپیما که سیستم در نظر گرفته خواهد شد. ترکیب روش هدایت BTT که کارایی بهتری از لحاظ قابلیت مانور و پایداری دارد با کنترل‌کننده‌های غیرخطی مدل‌غزشی و backstepping موجب شده است هواپیما سریع‌تر به زاویه پیشروی مسیر مرجع رسیده و آن را دنبال کند و خطای انحراف از مسیر کاهش یابد. در انتها نتایج حاصل از شبیه‌سازی را نشان داده شده است.

## ۲- سیستم طراحی مسیر

در ابتدا هدف از هواپیمای بدون سرنشین یا UAV استفاده در مقاصد نظامی بود، ولی امروزه در بسیاری از کاربردهای دیگر جایگاه خود را در حال پیدا کردن هستند. هواپیماهای بدون سرنشین نقش به‌سزایی در جایگزینی با انسان دارند و مأموریت‌های نظامی و عملیات اجرایی، مانند شناسایی، انتقال تجهیزات و مهمات از راه دور، ارزیابی منابع، دیده‌بانی منطقه و کاربردهای غیرنظامی همانند نقشه‌برداری هوایی، عملیات جستجو و نجات از جمله آن‌ها می‌باشند [۲، ۱]. مزایای زیادی برای هواپیمای بدون سرنشین وجود دارد که هزینه کم، عدم نیاز به خلبان حرفه‌ای و آموزش دیده، کارایی طولانی بدون کاهش در دقت و کیفیت انجام مأموریت از جمله آن‌ها هستند. یک نمونه مأموریت UAV، هدایت و عبور از نقاط میانی از قبل تعیین‌شده با توجه به تابع هدف عملیات مانند کم‌ترین زمان، کم‌ترین مصرف سوخت است. زمانی که هواپیما بر روی یک محیط پرخطر، جایی که جزئیات به‌طور کامل مشخص نیست پرواز می‌کند، احتیاج به قابلیت هدایت و ناوبری پیشرفته‌تری دارد. هر دو وظیفه طراحی مسیر و تعقیب مسیر باید به‌طور کامل مستقل باشند تا هواپیمای بتواند به‌طور امن، با احتراز از موانع و کم‌ترین مواجهه با خطر پرواز کند.

## ۲-۱- تولید مسیر

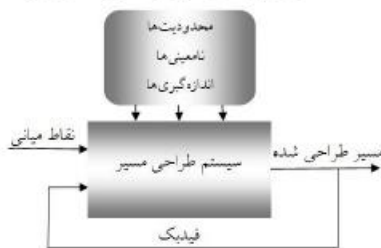
هدف اولیه در طراحی مسیر فراهم کردن ساختار پویایی است که امکان حرکت یا پرواز از یک موقعیت به موقعیت دیگر را فراهم سازد. ممکن است قبل از رسیدن به موقعیت نهایی، نقاط متعددی وجود داشته

مسیری به این شکل تولید می‌کند و روبات به صورت مجازی توقف کرده و با چرخش در جهت مناسب قرار می‌گیرد. اما این مانور عملاً در هواپیما قابل اجرا نیست چرا که هواپیما نمی‌تواند به طور ناگهانی در هر نقطه میانی بر روی مسیر مستقیم‌الخط چرخش کند. برای هر مسیر قابل پرواز هر قطعه بایستی یک خط مماس مشترک برای تولید مسیر پیوسته داشته باشد. بنابراین بسیار مهم است که هواپیما دورانی حول هر نقطه میانی داشته باشد به طوری که با هر قطعه مطابقت کند. این نکته بیانگر این است که برخی قطعه‌ها به جای خط راست باید منحنی باشند و با یکدیگر خط مماس مشترک داشته باشند. لذا مسیرها باید با در نظر گرفتن محدودیت‌های سینماتیکی و دینامیکی هواپیما تصحیح و قابل پرواز گردند [۴].

## ۲-۲- محدودیت‌ها

در عمل محدودیت‌های بسیاری در طراحی مسیر وجود دارد که اکثر آن‌ها مربوط به خصوصیات UAV و مابقی از وجود موانع در محیط به وجود می‌آید. همچنین محدودیت‌ها دیگر همانند شعاع چرخش، قابل پرواز بودن یا نبودن یک مسیر را مشخص خواهند کرد. از این رو دو محدودیت بسیار مهم برای هواپیما جهت طراحی مسیر را می‌توان محدودیت‌های حرکتی و میزان مانور UAV مشخص می‌شود. امنیت هواپیما، از طریق احتراز از موانع، چه ثابت و چه متحرک که با مسیر تقاطع دارند مشخص می‌شود. این موانع می‌تواند هواپیماها، ساختمان‌ها و ناحیه‌های پرواز ممنوع که در محیط پروازی وجود دارند، باشند.

در کل می‌توان سیستم طراح مسیر را یک جعبه‌سیاه در نظر گرفت که مسیر قابل پرواز را با توجه به ورودی‌ها و محدودیت‌ها موجود تولید می‌کند. شکل ۲ سیستم طراح مسیر را با در نظر گرفتن محدودیت‌ها، نامعینی‌ها و اندازه‌گیری‌ها، نقاط میانی و همچنین حلقه فیدبک از حالت‌های UAV به عنوان ورودی طراح مسیر نشان می‌دهد.



شکل ۲: سیستم طراحی مسیر [۴]

## ۲-۳- شناسایی محیط

اولین قدم در طراحی مسیر تبدیل کردن محیط عملیاتی به یک نمایش قابل فهم و استفاده از آن برای الگوریتم طراحی مسیر است. الگوریتم‌های جستجو تنها با داشتن اطلاعات محیط قادر به ارائه مسیر اولیه مناسب هستند [۵]. یکی از روش‌های شناسایی محیط Cell Decomposition یا تقسیم سلولی است [۶-۷]. این روش قابلیت ارائه

باشد تا هواپیما از آن‌ها عبور کند، بنابراین طی چندین مسیر متوالی موردنیاز است. به این نقاط، نقاط میانی گویند که از قبل بر روی نقشه و یا محیط پروازی تعیین می‌شوند. فرض می‌شود وضعیت هواپیما متشکل است از موقعیت داده شده به آن صورت  $P(x, y, z, \theta, \psi)$  مشخص باشد. که در آن مکان UAV است و  $(\theta, \psi)$  به ترتیب زوایای pitch و yaw هستند. برای یک هواپیما که از موقعیت  $P_s$  به موقعیت  $P_f$  حرکت می‌کند، طراحی مسیر عبارت است از تولید یا ارائه دادن یک یا چندین مسیر پروازی  $r(q)$  که نقاط  $P_s$  و  $P_f$  را به همدیگر متصل نماید. به صورت ریاضی می‌توان نشان داد:

$$r(q) \quad (1)$$

$$P_s \rightarrow P_f$$

که در این رابطه  $r(q)$  مسیر منتهی شده و  $q$  پارامتر مسیر تعریف شده است. این پارامتر می‌تواند بسته به ساختار مسیر به عنوان یک متغیر طول برای مسیر مستقیم‌الخط و یا یک متغیر زاویه برای مسیر منحنی شکل انتخاب شود. برای یک UAV، مسیر پرواز از یک موقعیت با نقطه شروع  $P_s(x_s, y_s, z_s, \theta_s, \psi_s)$  به موقعیت با نقطه پایان  $P_f(x_f, y_f, z_f, \theta_f, \psi_f)$  را می‌توان با توجه به فرم ساده معادله (۱) به صورت زیر نوشت:

$$r(q) \quad (2)$$

$$P_s(x_s, y_s, z_s, \theta_s, \psi_s) \rightarrow P_f(x_f, y_f, z_f, \theta_f, \psi_f)$$

با توسعه معادله (۲) برای هواپیمایی که باید از  $N$  نقطه عبور کند، که در آن هر جفت نقطه از طریق مسیر  $r_i(q)$  به هم متصل هستند، داریم:

$$r_i(q) \quad (3)$$

$$P_{si}(x_{si}, y_{si}, z_{si}, \theta_{si}, \psi_{si}) \rightarrow P_{fi}(x_{fi}, y_{fi}, z_{fi}, \theta_{fi}, \psi_{fi})$$

که در این معادله  $i=1, \dots, N$  است. مسیر به وسیله مجموعه‌ای از نقاط میانی که از طریق خطوط مستقیم‌الخط به یکدیگر متصل هستند، نقطه شروع و پایان را به هم مرتبط کرده است.

بسیاری از تکنیک‌های طراحی مسیر که مورد استفاده قرار گرفته‌اند در زمینه روبات‌های زمینی می‌باشند و نتایجی که از آن‌ها به دست آمده است در وسایل پروازی مستقل با تغییر و اصلاح به کار گرفته شده‌اند. روش‌های گوناگونی برای حل مسئله در حال حاضر وجود دارد [۱۱-۳] و در حالت کلی اکثر این روش‌ها را می‌توان در قالب بلوک دیاگرام شکل ۱ بیان کرد.



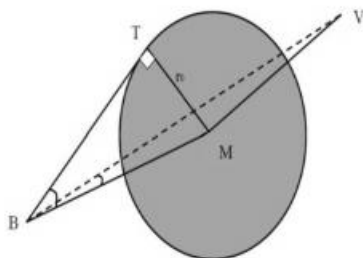
شکل ۱: طرح کلی سیستم طراحی مسیر [۴]

ورودی‌های سیستم طراح مسیر به مختصات نقاط میانی، موقعیت موانع، اندازه آن‌ها و نامعینی‌ها وابسته است. از تکنیک‌های بهینه‌سازی برای داده‌ها استفاده می‌شود تا خطوط سیر تولید گردد و خطوط سیر تولید شده نهایی معمولاً به صورت چند وجهی می‌باشند که هیچگونه انحنای ذاتی ندارند. در بسیاری از حالت‌ها طراح مسیر برای روبات،

$$trajectory = \begin{bmatrix} x_1 & y_1 & z_1 \\ x_2 & y_2 & z_2 \\ \dots & \dots & \dots \\ x_n & y_n & z_n \end{bmatrix} \quad (7)$$

مسیرها بر اساس اطلاعات به‌دست‌آمده از ساختار محیط تولید می‌شوند که در آن فضای  $C$ ، یک مجموعه از داده‌ها شامل موقعیت و اندازه موانع، نواحی ممنوعه و فضای آزاد است [۹]. از جمله الگوریتم‌های جستجو که برای تولید کوتاه‌ترین مسیر که بدون برخورد با موانع نقطه شروع و پایان را متصل می‌کنند، می‌توان به الگوریتم ژنتیک اشاره کرد. شناسایی محیط، طراحی مسیر و کنترل و هدایت سیستم، سه مشخصه اصلی است که یک سیستم مستقل باید از آن برخوردار باشد و سیستم طراحی مسیر نقش کلیدی را در اینجا بازی می‌کند. مسیر بایستی تابع هزینه را مینیمم کرده و در کم‌ترین زمان ممکن تولید شود. همچنین قابلیت اجرا و پاسخ‌دهی برای شرایط گوناگون را داشته باشد. با توجه به کارها و مقالات سال‌های اخیر [۱۱-۱۵]، استفاده از الگوریتم ژنتیک به دلیل مزیت نسبت به سایر روش‌ها و همچنین مناسب بودن برای محیط‌های پیچیده، متغییر و ناشناخته، روبه‌افزایش بوده است.

مانع به‌عنوان یک شیء موجود در محیط تعریف می‌شود که هواپیما یا هر وسیله متحرک دیگر بایستی از آن دوری کند که می‌تواند ثابت یا متحرک باشد. برخورد بین دو چیز زمانی رخ می‌دهد که هر دو آن‌ها بخواهند یک نقطه را به‌صورت همزمان اشغال کنند. در طراحی مسیر برای هواپیما بدون سرنشین که موانع در محیط عملیاتی ثابت در نظر گرفته شده و موقعیت و اندازه آن‌ها مشخص است از روش‌های طراحی مسیر کلی مانند تقسیم سلولی و یا میدان پتانسیل استفاده می‌شود [۴]. فرض می‌شود موانع توسط یک دایره یا استوانه به‌عنوان محدوده ایمنی یا حریم هوایی برای طراحی مسیر مشخص شده باشند. هدف، طراحی مجدد مسیر برای جلوگیری از برخورد با موانع، با افزایش انحنای مسیر یا با ایجاد یک یا چند نقطه میانی واسط و تولید مسیر جدید گذرنده از آن‌ها است تا نهایتاً هواپیما به نقطه و موقعیت نهایی برسد. در حالتی که هواپیما یک مسیر بین دو نقطه را می‌پیماید، بایستی بتوان تشخیص داد، آیا با موانع موجود در مسیر برخورد دارد یا نه؟ این مسئله با فرض اینکه، UAV از نقطه B به نقطه V حرکت کند و مانعی به مرکز M و شعاع  $r_0$  همانند شکل ۳ در نظر گرفته می‌شود.



شکل ۳: تشخیص برخورد مسیر با مانع [۳]

ترکیبی از فضا با چندضلعی‌های محدب بدون همپوشانی برای تولید مسیر حرکت را دارا بوده و اصلی‌ترین خصوصیت این روش دوری از موانع است. اگر یک محیط عملیاتی  $n$  بعدی را  $WC \subseteq \mathbb{R}^n$  در نظر گرفته و مجموعه تمامی سلول‌های به‌دست‌آمده از تقسیم محیط  $C$  نامیده شود آنگاه می‌توان محیط را به دو زیرمجموعه از سلول‌های آزاد و سلول‌های اشغال‌شده از موانع تقسیم کرد [۷]. زیرمجموعه  $C_{obstacle}$  که شامل موانع است، در صورت عبور مسیر از آن باعث به وجود آمدن برخورد بین روبات و مانع خواهد شد که به‌طور ریاضی در معادله (۴) نشان داده شده است.

$$CB_j = \{q_i \in C \mid A(q_i) \cap B_j \neq \emptyset\} \quad (4)$$

که در آن  $CB$  موانع،  $q_i$  نقاط میانی سلول‌ها و  $A(q_i)$  مسیر عبوری از نقاط است. پس مجموع موانع را می‌توان به‌صورت  $\bigcup_{j=1}^n CB_j$  نشان داد. نمایش زیر مجموعه سلول‌های آزاد را به‌صورت زیر است:

$$C_{free} = C \setminus \bigcup_{j=1}^n CB_j = \{q_i \in C \mid A(q_i) \cap (\bigcup_{j=1}^n CB_j) = \emptyset\} \quad (5)$$

در روش تقسیم سلولی، مجموع سلول‌های آزاد،  $C_{free}$  به هم‌دیگر وصل می‌شوند و یک شبکه گرافی متصل به هم ایجاد می‌کنند و سپس با استفاده از یک الگوریتم جستجو، کوتاه‌ترین مسیر بین نقطه شروع و پایان پیدا می‌شود. روش تعمیم‌یافته دیگری بنام approximate and decompose، یک تقسیم سلولی تقریبی ارائه می‌دهد [۸-۷]. در این روش برای ارائه یک تخمین از محیط سلول‌ها به‌طور پیش‌فرض مربعی در نظر گرفته می‌شوند و هر سلول یک مقدار کمی که نشانگر ارتفاع سلول است به خود می‌گیرد. این روش راحت‌تر و حساسیت کم‌تری نسبت به تقریب‌های عددی دارد. تفاوت این دو روش نسبت به یکدیگر این است که، در تقسیم سلولی مسیر تولیدشده از سلولی که توسط مانع اشغال شده است عبور نمی‌کند ولی در روش تقسیم سلولی تقریبی مسیر با توجه به ارتفاع مانع و همچنین با در نظر گرفتن یک فاصله ایمنی می‌تواند از سلول عبور نماید. در این نمایش می‌توان نواحی پرواز ممنوع استوانه‌ای شکل به‌صورت یک ماتریس جداگانه تعریف کرد که به‌صورت معادله (۶) است.

$$danger\_zones = \begin{bmatrix} x_1 & y_1 & d_1 \\ x_2 & y_2 & d_2 \\ \dots & \dots & \dots \\ x_n & y_n & d_n \end{bmatrix} \quad (6)$$

که در آن هر سطر از این ماتریس بیانگر مختصات  $(x_i, y_i)$  و  $d_i$  قطر استوانه نام است. مسیر تولیدشده توسط الگوریتم جستجو و بهینه‌سازی متشکل از خطوط و ماتریسی از نقاط است که هر سطر نشان‌دهنده مختصات  $(x_i, y_i, z_i)$  از تامين نقطه میانی مطابق معادله (۷) است.

$$r(t) \rightarrow \begin{cases} (\kappa(t) < \kappa_{max}) \\ (\tau(t) < \tau_{max}) \\ (\theta(t) < \theta_{max}) \end{cases} \quad (11)$$

با در نظر گرفتن شرایط معادله (۱۱) در الگوریتم طراحی مسیر و تضمین پیوستگی انحنای، پیچش و زاویه اوج مسیر ارائه شده برای سیستم واقعی قابل پرواز خواهد شد.

### ۳- هواپیمای بدون سرنشین

مدل دینامیکی دقیق، اجازه تحلیل و بررسی احتمالات و رفتار هواپیما را بسته به شرایط مختلف خواهد داد و بر اساس آن طراحی سیستم‌های هدایت و کنترل مناسب ممکن خواهد بود. این بحث به‌طور ویژه در مورد سیستم‌ها و روبات‌های پروازی بسیار مهم است، چراکه خطر آسیب بسیار زیاد بوده و سقوط از ارتفاع چند متری می‌تواند خسارت زیادی به همراه داشته باشد. در این مقاله مدل دینامیکی هواپیمای بدون سرنشین موسوم به METU Tactical UAV جهت شبیه‌سازی و آزمایش الگوریتم طراحی مسیر و سیستم هدایت و کنترل، در نظر گرفته شده است [۱۳]. شکل ۵ مدل نهایی این هواپیما را نشان می‌دهد.



شکل ۵: METU Tactical UAV [۱۳]

جدول ۱ برخی از مشخصات این هواپیما را نشان می‌دهد.

جدول ۱: مشخصات هواپیمای بدون سرنشین [۱۳]

اندازه پال	۴/۳ متر
طول هواپیما	۳ متر
عرض دماغه	۰/۳ متر
وزن هواپیما	۱۲۰ کیلوگرم
وزن بار	۳۰ کیلوگرم
حداکثر سرعت	۸۰ m/s
سرعت حرکت	۴۰-۳۵ m/s
محدوده پرواز	۶۰۰ کیلومتر
حداکثر زمان پرواز	۵ ساعت
ارتفاع پرواز	۳۰۰۰ متر

معادلات دینامیکی هواپیما را می‌توان به دو مجموعه معادلات خطی بنام معادلات در مد طولی و معادلات در مد عرضی تبدیل کرد [۱۳]. معادلات مد طولی هواپیمای بدون سرنشین در فضای حالت عبارت است از:

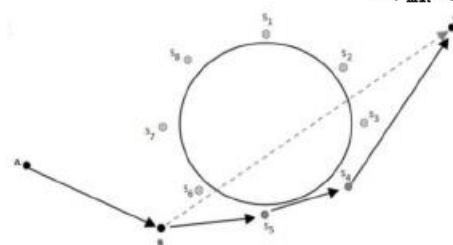
مطابق شکل ۳ دو زاویه  $M\hat{B}T$  و  $M\hat{B}V$  تعریف شده است. از روابط زیر مقادیر این زوایا به دست می‌آیند:

$$\cos(M\hat{B}T) = \frac{|BT|}{|BM|} \quad (8)$$

$$\cos(M\hat{B}V) = \frac{|BV|^2 + |BM|^2 - |MV|^2}{2|BV||MB|} \quad (9)$$

با به دست آوردن مقادیر فوق، اگر  $\cos(M\hat{B}T) \leq \cos(M\hat{B}V)$  باشد، بدین معنی است که UAV با مانع برخورد خواهد داشت و بایستی برای جلوگیری از برخورد، مسیر اصلاح گردد [۳]. برای حل این مسئله می‌توان تعدادی نقطه مجازی بر روی محیط حریم دایره‌ای اضافه کرد. برای مثال ۸ نقطه مجازی با اختلاف ۴۵ درجه توزیع می‌گردد و سپس الگوریتم با انتخاب یک یا چند نقطه مجازی و اتصال آن‌ها به نقاط B و V از برخورد با مانع جلوگیری می‌شود. شکل ۴ یک نمونه از این اصلاح مسیر را نشان می‌دهد.

در یک مسیر قابل پرواز باسیتی همزمان محدودیت‌های سینماتیکی و دینامیکی هواپیمای بدون سرنشین و همچنین حداکثر مقادیر آن‌ها را در نظر گرفت. سه محدودیت حرکتی برای هواپیما در فضای سه‌بعدی عبارت‌اند از: حداکثر انحنای ( $\kappa_{max}$ )، حداکثر پیچش ( $\tau_{max}$ ) و حداکثر زاویه اوج هواپیما ( $\theta_{max}$ ). مقدار  $\kappa_{max}$  متناسب با عکس حداقل شعاع انحنای مسیر ( $\rho_{min}$ ).



شکل ۴: مسیر اصلاح شده برای جلوگیری از برخورد با مانع [۳]

همچنین حداکثر شتاب عرضی هواپیما است [۱۲] و مقدار  $\tau_{max}$  نیز تابعی از حداقل شعاع پیچش و زاویه اوج متناسب با نرخ صعود یا نزول هواپیما در فضای سه‌بعدی است. به عبارت دیگر تابع زاویه اوج بر روی یک مسیر،  $\theta(t)$  میزان تغییرات ارتفاع (z) در طول مسیر را نشان می‌دهد و برای یک وسیله با زاویه شیب محدود همانند هواپیمای بال ثابت، یک متغیر اساسی به‌شمار می‌آید و به‌صورت زیر نشان داده می‌شود:

$$\theta(t) = \tan^{-1} \left( \frac{\dot{z}(t)}{\sqrt{\dot{x}^2(t) + \dot{y}^2(t)}} \right) \quad (10)$$

مقدار زاویه فوق و همچنین  $\theta_{max}$  در بازه  $[-\pi/2, \pi/2]$  قرار دارد. نهایتاً مسیر  $r(t)$  زمانی برای یک هواپیما مناسب است که قدرمطلق انحنای، پیچش و زاویه اوج، کوچک‌تر از حداکثر مقدار تعریف شده برای هواپیما باشد.

$$u(t) = -x_{1\theta} - x_{2\theta} + \dot{x}_{1\theta}^d - k_{1\theta}(x_{1\theta} + x_{2\theta} - \dot{x}_{1\theta}^d) - \delta_{1\theta} + k_{2\theta}\tau_{\theta} \quad (17)$$

که در آن  $k_{1\theta}$  و  $k_{2\theta}$  بهره ثابت غیرمنفی،  $\tau_{\theta} = e_{\theta}(t)$  و  $\sigma_{1\theta} = e_{\theta}(t)$  مد لغزشی

برای کنترل مد لغزشی با در نظر گرفتن  $x_{2\theta} = q$ ، مد لغزشی متناظر برابر خواهد شد با  $\sigma_{1\theta} = k_{1\theta}e_{\theta}(t) + x_{2\theta}$  که  $k_{1\theta}$  ثابت غیرمنفی است. سیگنال کنترل مد لغزشی عبارت است از:

$$u(t) = -k_{1\theta}x_{2\theta} - \beta_{\theta} \text{sign}(\sigma_{1\theta}) \quad (18)$$

که در آن  $\beta_{\theta} = \alpha_{\theta}k_{1\theta}|e_{\theta}(t)| + b_{\theta}x_{2\theta}^2 + \beta_{0\theta}$  و  $\alpha_{\theta}$ ،  $b_{\theta}$  و  $\beta_{0\theta}$  غیرمنفی می‌باشند. همچنین تابع  $\text{sign}$  به صورت زیر است:

$$\text{sign}(s) = \begin{cases} 1 & s > 0 \\ 0 & s = 0 \\ -1 & s < 0 \end{cases} \quad (19)$$

می‌توان دو روش کنترل غیرخطی فوق را با یکدیگر ترکیب کرد و برای کنترل سیستم از آن استفاده کرد. برای طراحی کنترل مد لغزشی با Backstepping، مد لغزشی متناظر را به صورت  $\sigma_{2\theta} = k_{3\theta}e_{\theta}(t) + x_{2\theta}$  تعریف و  $V = 0.5 * \sigma_{2\theta}^2$  را به عنوان تابع لیاپانوف کاندید در نظر گرفته می‌شود. با توجه به معادلات (۱۶) و روش ارائه شده در [۱۵، ۱۶] سیگنال کنترلی برابر خواهد شد با:

$$u = -k_{1\theta}\dot{x}_{1\theta} - k_{2\theta}\sigma_{2\theta} - \beta_{x_{1\theta}} \text{sign}(\sigma_{2\theta}) - e_{\theta}(t) \quad (20)$$

که در آن  $k_{1\theta}$ ،  $k_{2\theta}$  و  $k_{3\theta}$  ثابت‌های معین غیرمنفی می‌باشند. جدول ۲ مقادیر بهره‌ها و ثابت‌های کنترل کننده‌های غیرخطی بحث شده فوق برای کنترل زاویه pitch را نشان می‌دهد. لازم به ذکر است، این مقادیر با اصلاح و تغییر مقادیر آمده در مرجع [۱۷] به دست آمده‌اند.

جدول ۲: بهره کنترل کننده غیرخطی زاویه Pitch

Pitch	$k_{1\theta}$	$k_{2\theta}$	$k_{3\theta}$	$\alpha_{\theta}$	$b_{\theta}$	$\beta_{0\theta}$	$\beta_{x_{1\theta}}$
Backstepping	۴۵	۴۲	-	-	-	-	-
SMC	۱۱	-	-	۰/۲	۱	۵	-
BackSMC	۱/۱	۵	۵۰	-	-	-	-۱/۵

برای طراحی کنترل کننده زاویه roll مد طولی هواپیمای بدون سرنشین در نظر گرفته می‌شود. سیگنال خطای  $e_{\phi}(t) = \phi(t) - \phi_d$  با زاویه roll مطلوب  $\phi_d$  و همچنین مشتق  $p$  به صورت  $\dot{p} = C_{Lp}p + C_{L\delta_a}\delta_a$  تعریف می‌گردد. اگر  $x_{1\phi} = C_{Lp}p$ ،  $x_{2\phi} = u$  و  $x_{1\phi} = \dot{p}$ ،  $x_{2\phi} = C_{L\delta_a}\delta_a$  به عنوان انتگرال گیر فرض گردد، سیستم کنترل جدید به صورت زیر تعریف خواهد شد:

$$\begin{cases} \dot{x}_{1\phi} = x_{1\phi} + x_{2\phi} \\ \dot{x}_{2\phi} = u \end{cases} \quad (21)$$

که در معادله فوق  $u$  سیگنال کنترلی بوده و برابر است با:

$$A_{long} = \begin{bmatrix} -0.0304 & 0.3784 & -1.786 & -9.7514 \\ -0.4208 & -2.5015 & 35.5219 & -0.751 \\ 0.1264 & -2.5188 & -2.96 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$B_{long} = \begin{bmatrix} -0.8761 \\ -7.181 \\ -48.67 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

که در این مد  $x^T = [u \ w \ q \ \theta]^T$  حالت‌های سیستم و  $u = \delta_e$  ورودی سیستم ناشی از تحریک سکان بالابرنده (elevator) هواپیما است. همچنین برای مد عرضی در فضای حالت روابط به صورت زیر خواهد بود:

$$A_{lat} = \begin{bmatrix} -0.173 & 1.78 & -35.79 & 9.751 \\ -0.54 & -5.764 & 0.7258 & 0 \\ 0.2023 & -0.7669 & -0.6072 & 0 \\ 0 & 1 & 0.077 & 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$B_{lat} = \begin{bmatrix} 0 & 1.834 \\ 52.09 & 19.36 \\ 3.861 & -3.636 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

که در آن  $x^T = [v \ p \ r \ \phi]^T$  حالت‌های سیستم در مد عرضی و  $u^T = [\delta_a \ \delta_r]^T$  ورودی آن در اثر تحریک قسمت متحرک بال‌ها (aileron) و سکان عمودی باله عقب (rudder) است.

### ۳-۱- سیستم کنترل

در این بخش با توجه به مدل هواپیما، سیستم کنترل طراحی خواهد شد. به دلیل حساسیت بالای موضوع، سیستم کنترلی بایستی مشخصات خروجی بسیار خوبی داشته باشد [۱۴]، از این رو از روش کنترل غیرخطی مدل لغزشی و همچنین backstepping استفاده می‌شود [۱۵، ۱۶].

برای کنترل زاویه pitch و به طبع آن ارتفاع هواپیمای مد دینامیکی عرضی را در نظر گرفته شده است. سیگنال خطای  $e_{\theta}(t) = \theta - \theta_d$  که زاویه pitch مطلوب است و مشتق نرخ تغییرات pitch به صورت  $\dot{q} = M_q(q) + M_m\delta_e$  فرض می‌شود با تعریف  $x_{1\theta} = M_q q$  و همچنین سیگنال کنترلی  $\dot{q} = x_{1\theta}$ ،  $x_{2\theta} = M_m\delta_e$  به عنوان انتگرال گیر Backstepping، سیستم کنترل جدید را به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\begin{cases} \dot{x}_{1\theta} = x_{1\theta} + x_{2\theta} \\ \dot{x}_{2\theta} = u \end{cases} \quad (16)$$

سیگنال کنترل  $u$  با شرط در دسترس بودن همه حالت‌ها، برابر است با:

در طراحی مدلفزشی  $\sigma_{1\psi} = k_{1\psi} e_{\psi}(t) + x_{2\psi}$  با  $x_{2\psi} = r$  فرض می‌شوند. سیگنال کنترلی عبارت است از:

$$u(t) = -k_{1\psi} x_{2\psi} - \beta_{\psi} \text{sign}(\sigma_{1\psi}) \quad (27)$$

که  $\beta_{\psi} = \alpha_{\psi} k_{1\psi} |e_{\psi}(t)| + b_{\psi} x_{2\psi}^2 + \beta_{0\psi}$  و  $\alpha_{\psi}$ ،  $b_{\psi}$  و  $\beta_{0\psi}$  ثابت‌های غیرمنفی می‌باشند. در حالت ترکیب مدلفزشی با Backstepping ناحیه لغزش را به صورت مدلفزشی  $\sigma_{2\psi} = k_{3\psi} e_{\psi}(t) + x_{2\psi}$  با تابع لیاپانوف  $V = 0.5 * \sigma_{2\psi}^2$  تعریف شده است. داریم [۱۷]:

$$u = -k_{1\psi} x_{1\psi} - k_{2\psi} \sigma_{2\psi} - \beta_{\psi} \text{sign}(\sigma_{2\psi}) - e_{\psi}(t) \quad (28)$$

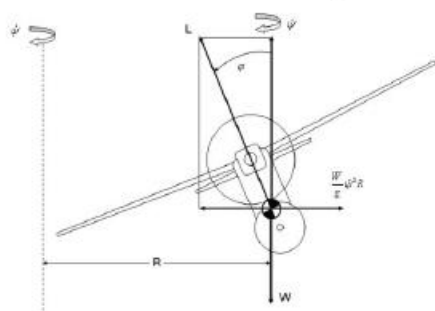
مقادیر بهره‌ها و ثابت‌های کنترل غیرخطی زاویه pitch در جدول ۴ نشان داده شده است.

جدول ۴: بهره کنترل کننده غیرخطی زاویه Yaw

Yaw	$k_{1\theta}$	$k_{2\theta}$	$k_{3\theta}$	$\alpha_{\theta}$	$b_{\theta}$	$\beta_{0\theta}$	$\beta_{1\theta}$
Backstepping	۲	۵	-	-	-	-	-
SMC	۰/۲	-	-	۵	۰/۵	۱	-
BackSMC	۰/۰/۱	۰/۱	۵۰	-	-	-	۲۰

### ۲-۳- سیستم هدایت

یک هواپیمای بدون سرنشین برای دنبال کردن مسیر قابل پرواز بایستی انحراف خود از مسیر مطلوب را به صفر برساند. هنگام تغییر جهت مسیر، UAV ابتدا تغییر زاویه‌ای به صورت چرخش حول محور طولی به یک زاویه ثابت دوران خواهد رسید و سپس با استفاده از elevator مانوری عمود نسبت به بال‌ها خواهد داشت. این مانور به تکنیک هدایت Bank-to-turn معروف است. این رابطه را می‌توان از طریق محاسبه نیروی تعادل در طول انجام مانور، همان‌گونه که در شکل ۶ نشان داده شده است، به دست آورد.



شکل ۶: مانور Bank to Turn [۱]

$$L \cos \phi = mg \quad (29)$$

$$L \sin \phi = m \frac{V^2}{R} = m V \dot{\psi} \quad (30)$$

از تقسیم این دو رابطه به یکدیگر به دست می‌آید:

$$u(t) = -x_{1\phi} - x_{2\phi} + \ddot{x}_{1\phi}^d - k_{1\phi}(x_{1\phi} + x_{2\phi} - \dot{x}_{1\phi}^d) - \delta_{1\phi} + k_{2\phi} \bar{\phi} \quad (22)$$

و  $k_{1\phi}$ ،  $k_{2\phi}$  ثابت‌های معین غیرمنفی،  $\sigma_{1\phi} = e_{\phi}(t)$  و  $\bar{\phi} = \dot{x}_{1\phi} + k_{1\phi} \sigma_{1\phi}$  می‌باشند.

در روش SMC با مدلفزشی متناظر  $\sigma_{1\phi} = k_{1\phi} e_{\phi}(t) + x_{2\phi}$  سیگنال کنترل عبارت است از:

$$u(t) = -k_{1\phi} x_{2\phi} - \beta_{\phi} \text{sign}(\sigma_{1\phi}) \quad (23)$$

که  $\beta_{\phi} = \alpha_{\phi} k_{1\phi} |e_{\phi}(t)| + b_{\phi} x_{2\phi}^2 + \beta_{0\phi}$  بوده و  $\alpha_{\phi}$ ،  $b_{\phi}$  و  $\beta_{0\phi}$  ثابت‌های مثبت معین می‌باشند.

مشابه قبل می‌توان روش کنترل مدلفزشی و Backstepping را ترکیب کرد. با فرض مدلفزشی  $\sigma_{2\phi} = k_{3\phi} e_{\phi}(t) + x_{2\phi}$  و تابع لیاپانوف  $V = 0.5 * \sigma_{2\phi}^2$  سیگنال کنترلی به دست می‌آید:

$$u = -k_{1\phi} x_{1\phi} - k_{2\phi} \sigma_{2\phi} - \beta_{\phi} \text{sign}(\sigma_{2\phi}) - e_{\phi}(t) \quad (24)$$

جایی که  $k_{1\phi}$ ،  $k_{2\phi}$ ،  $k_{3\phi}$  و  $\beta_{\phi}$  ثابت‌های غیرمنفی می‌باشند. مقادیر بهره‌ها و ثابت‌های کنترل غیرخطی زاویه pitch در جدول ۳ نشان داده شده است [۱۷].

جدول ۳: بهره کنترل کننده غیرخطی زاویه Roll

Roll	$k_{1\phi}$	$k_{2\phi}$	$k_{3\phi}$	$\alpha_{\phi}$	$b_{\phi}$	$\beta_{0\phi}$	$\beta_{1\phi}$
Backstepping	۴	۵	-	-	-	-	-
SMC	۰/۸	-	-	۰/۲	۱	۲۰	-
BackSMC	۰/۰/۱	۰/۱	۳۰۰	-	-	-	۱

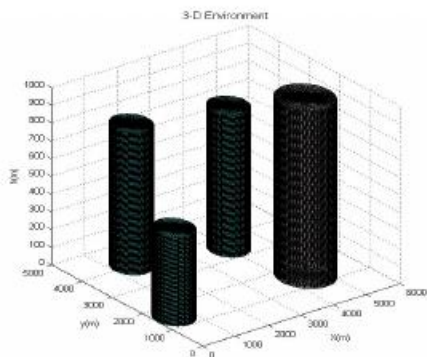
همچنین خطای زاویه yaw را به صورت  $e_{\psi}(t) = \psi - \psi_d$  در نظر گرفته می‌شود که  $\psi_d$  زاویه yaw مطلوب است. می‌توان نوشت  $\dot{r} = C_{\psi} r + C_{\psi d} \delta_r$  که  $x_{1\psi} = C_{\psi} r$  و  $x_{2\psi} = C_{\psi d} \delta_r$  و همچنین با تعریف  $x_{3\psi} = u$  به عنوان انتگرال Backstepping سیستم جدید کنترل برابر می‌شود با:

$$\begin{cases} \dot{x}_{1\psi} = x_{1\psi} + x_{2\psi} \\ \dot{x}_{2\psi} = u \end{cases} \quad (25)$$

سیگنال کنترل به صورت زیر به دست می‌آید:

$$u(t) = -x_{1\psi} - x_{2\psi} + \ddot{x}_{1\psi}^d - k_{1\psi}(x_{1\psi} + x_{2\psi} - \dot{x}_{1\psi}^d) - \delta_{1\psi} + k_{2\psi} \bar{\psi} \quad (26)$$

و  $k_{1\psi}$  و  $k_{2\psi}$  بهره‌های ثابت مثبت،  $\sigma_{1\psi} = e_{\psi}(t)$  و  $\bar{\psi} = \dot{x}_{1\psi} + k_{1\psi} \sigma_{1\psi}$  هستند.



شکل ۹: محیط پروازی بصورت واقعی

مختصات حریم هوایی استوانه‌ای محیط عملیاتی نشان‌داده شده در شکل ۹ عبارت است از:

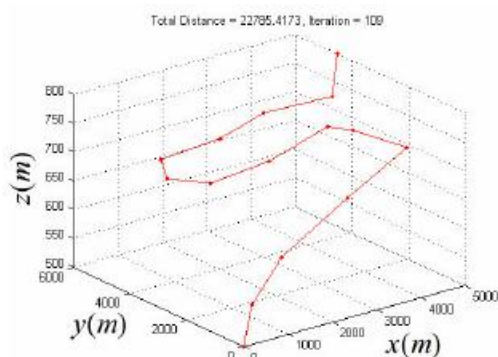
$$danger\_zone = \begin{bmatrix} 4500 & 1000 & 500\sqrt{2} \\ 500 & 1500 & 500 \\ 4500 & 4000 & 500 \\ 4000 & 3500 & 500 \end{bmatrix} \quad (32)$$

در این محیط ۱۵ نقطه میانی به عنوان نقاطی که هواپیما باید از آن‌ها عبور کند، فرض می‌گردد که از این مجموعه نقاط میانی، نقطه شروع در (۵۰۰، ۵۰۰) و نقطه پایان عملیات در (۵۰۰۰، ۴۵۰۰، ۸۰۰) می‌باشد. جدول ۵ مختصات نقاط میانی انتخابی در محیط عملیاتی را نشان می‌دهد.

جدول ۵: مختصات نقاط میانی

$p_1$	(۰،۰،۵۰۰)	$p_6$	(۱۵۰۰،۱۰۰۰،۶۰۰)	$p_{11}$	(۳۵۰۰،۲۵۰۰،۷۵۰)
$p_2$	(۵۰۰،۵۰۰،۵۵۰)	$p_7$	(۲۵۰۰،۲۵۰۰،۷۰۰)	$p_{12}$	(۳۷۰۰،۱۵۰۰،۷۵۰)
$p_3$	(۵۰۰،۲۵۰۰،۷۰۰)	$p_8$	(۲۵۰۰،۳۰۰۰،۷۰۰)	$p_{13}$	(۴۰۰۰،۵۰۰۰،۷۵۰)
$p_4$	(۱۰۰۰،۲۷۵۰،۷۰۰)	$p_9$	(۲۵۰۰،۴۷۵۰،۷۰۰)	$p_{14}$	(۴۰۰۰،۴۰۵۰،۷۵۰)
$p_5$	(۱۰۰۰،۲۵۰۰،۷۰۰)	$p_{10}$	(۳۰۰۰،۳۰۰۰،۷۵۰)	$p_{15}$	(۵۰۰۰،۲۵۰۰،۸۰۰)

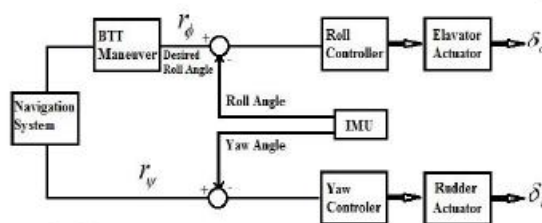
برای به دست آوردن مسیر در واقع یک مسئله فروشنده دوره‌گرد طرح شده است که تابع هدف کوتاه‌ترین مسیر گذرنده از تمامی نقاط میانی است. با توجه به نقاط شروع و پایان و همچنین نقاط میانی مسیر اولیه را با استفاده از الگوریتم ژنتیک با فرض اندازه جمعیت ۱۰۰ و حداکثر ۱۰۰۰ بار تکرار تولید شده است.



شکل ۱۰: مسیر اولیه تولید شده توسط الگوریتم ژنتیک در حالت سه‌بعدی

$$\psi = \frac{g}{V} \tan \varphi \quad (31)$$

فرامین BTT در نهایت به صورت زاویه roll یا شتاب pitch اعمال می‌شود. برای مانور، هواپیما بایستی برای هم‌تراز و به خط‌شدن با جهت مطلوب دوران کند. در مرحله اول BTT بایستی مقدار شتاب pitch تولید شده توسط سیستم هدایت را دنبال کند. شتاب و حرکت دورانی مداوم خطاهایی ناشی از کوپلینگ بین محورهای pitch و yaw در ردیابی مسیر حرکت مورد نظر ایجاد می‌کند [۱۴]. از روش‌های کنترل تطبیقی یا کنترل غیرخطی برای کم کردن مشکل ردیابی استفاده شده است. از جمله مزیت‌های BTT افزایش قابلیت بالاروندگی در یک پرواز بدون خطای وزن و کشش در سطح عمودی و مشخصه پایداری ایرودینامیک بالا است. در شکل ۷، بلوک دیاگرام هدایت هواپیما با مانور BTT نشان داده شده است.

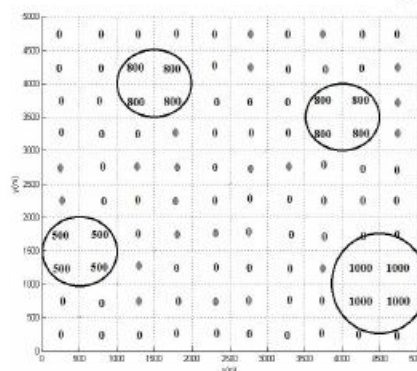


شکل ۷: بلوک دیاگرام هدایت هواپیما به روش BTT [۱۴]

#### ۴- نتایج و شبیه‌سازی

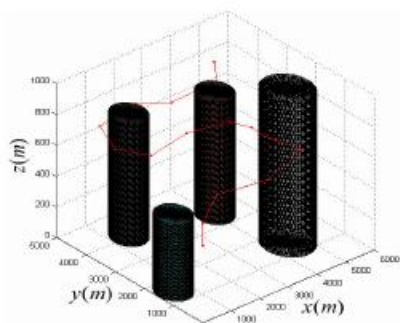
در این بخش با توجه به روش‌ها و مباحث ارائه شده در قسمت قبل، به پیاده‌سازی آن‌ها بر روی یک هواپیمای بدون سرنشین پرداخته شده است. یک محیط عملیاتی فرضی و چند نقطه به عنوان نقاط میانی به همراه نقطه شروع و پایان عملیات در نظر گرفته می‌شود. الگوریتم ابتدا محیط را شناسایی و سپس با استفاده از الگوریتم ژنتیک مسیر اولیه گذرنده از نقاط میانی را تولید می‌کند و در صورت تلاقی مسیر با موانع مسیر را تصحیح می‌کند و نهایتاً مسیر را برای قابل پرواز بودن برای هواپیمای بدون سرنشین هموار می‌سازد.

محیطی فرضی مطابق شکل ۸ را به فرم تقسیم سلولی تعمیم‌یافته به ابعاد ۵۰۰۰×۵۰۰۰×۱۰۰۰ مترمکعب در نظر گرفته شده است. شکل ۹ موقعیت موانع و حریم استوانه‌ای آن، در حالت سه‌بعدی را نشان می‌دهد.

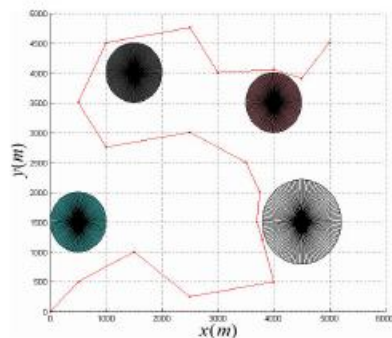


شکل ۸: محیط پروازی به روش تقسیم سلولی تعمیم‌یافته



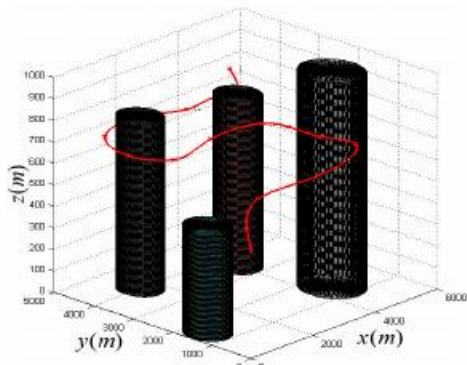


شکل ۱۴: مسیر اصلاح شده برای اجتناب از موانع، حالت سه‌بعدی

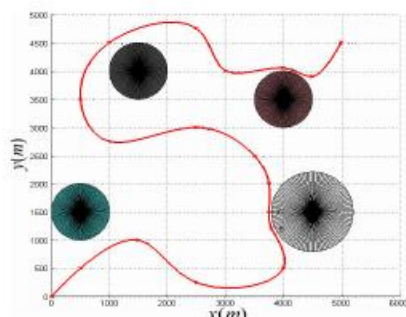


شکل ۱۵: مسیر اصلاح شده برای اجتناب از موانع، نمای صفحه xy

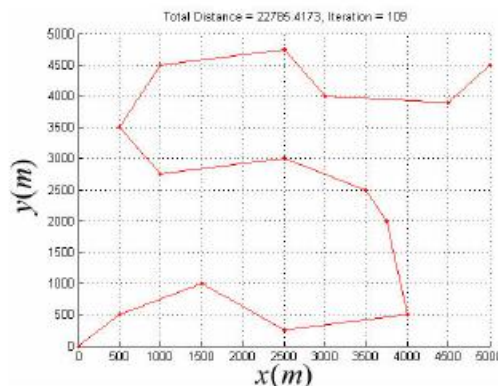
نهایتاً مسیر نیازمند هموار ساختن، جهت قابل پرواز بودن برای هواپیمای بدون سرنشین است. با در نظر گرفتن حداقل شعاع انحنا مسیر ۵۰ متر و زاویه اوج و فرود  $\pm 30^\circ$  درجه به‌عنوان محدودیت‌های دینامیکی هواپیمای بدون سرنشین، مسیر قابل پرواز و هموار برای هواپیمای بدون سرنشین به‌صورت شکل ۱۶ و ۱۷ خواهد بود:



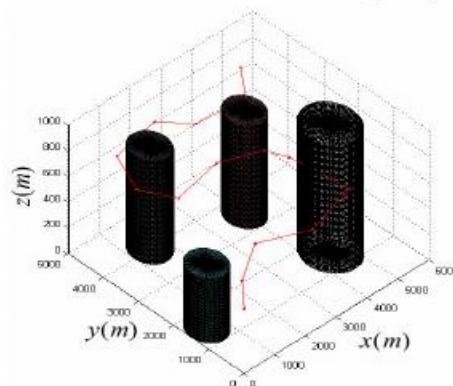
شکل ۱۶: مسیر هموار، حالت سه‌بعدی



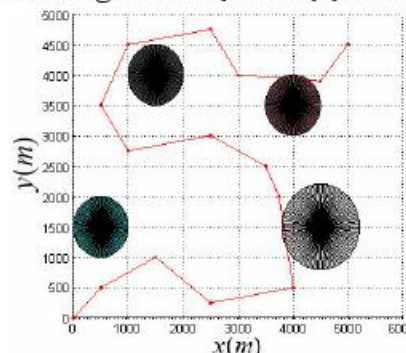
شکل ۱۷: مسیر هموار، نمای صفحه xy



شکل ۱۱: مسیر اولیه تولید شده توسط الگوریتم ژنتیک، نمای صفحه xy با توجه به شکل ۱۰ و ۱۱ و نتایج به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی مسئله فوق با الگوریتم ژنتیک، سیستم طراحی مسیر، پس از ۱۰۹ تکرار، مسیر بهینه را که کوتاه‌ترین مسیر گذرنده از تمامی نقاط میانی به مسافت ۲۲۷۸۵ متر است، تولید می‌کند. با توجه به شکل ۱۰ مسیر تولید شده در محیط عملیاتی سه‌بعدی، به‌صورت شکل ۱۲ و شکل ۱۳ از نمای بالا خواهد بود.



شکل ۱۲: مسیر تولید شده در محیط عملیاتی حالت سه‌بعدی

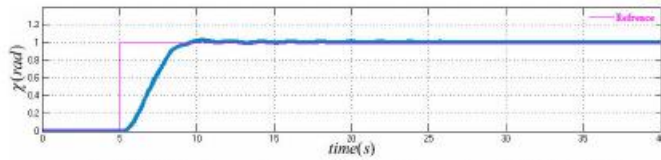


شکل ۱۳: مسیر تولید شده در محیط عملیاتی نمای صفحه xy

این مسیر در دو نقطه با موانع تقاطع دارد، و باید تصحیح گردد تا هواپیمای بدون سرنشین با موانع برخوردی نداشته باشد. با توجه به روش ارائه‌شده سیستم طراحی مسیر، نقاط میانی کمکی واقع در موقعیت  $180^\circ$  درجه و  $202/5^\circ$  درجه محیط مانع دوم و  $90^\circ$  درجه مانع چهارم ایجاد کرده و مسیر تصحیح شده از نقاط میانی جدید عبور می‌کند. شکل ۱۴ و ۱۵ مسیر تصحیح شده را نشان می‌دهد.

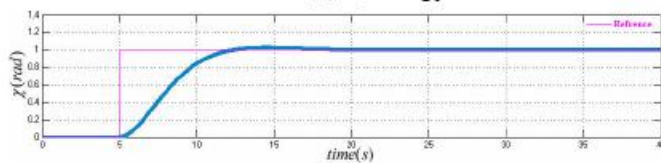
$$\chi(s) = \frac{g\phi}{V_s} \quad (33)$$

که زاویه پیشروی است. با فرض اینکه در ثانیه ۵ سیستم بایستی ورودی پله واحد را به‌عنوان زاویه پیشروی دنبال کند، با استفاده از کنترل‌کننده‌های طراحی‌شده، رفتار سیگنال هدایت UAV را به‌صورت زیر خواهد بود:



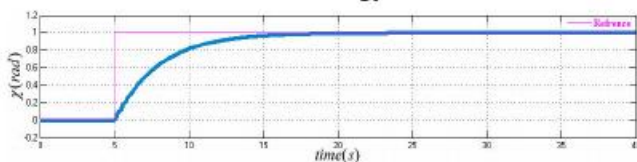
شکل ۲۱: زاویه پیشروی هواپیمای بدون سرنشین به روش BTT با

کنترل‌کننده Backstepping



شکل ۲۲: زاویه پیشروی هواپیمای بدون سرنشین به روش BTT با

کنترل‌کننده SMC

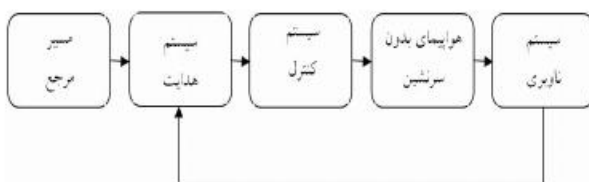


شکل ۲۳: زاویه پیشروی هواپیمای بدون سرنشین به روش BTT با

کنترل‌کننده Backstepping+SMC

#### ۲-۴- دنبال کردن مسیر

قدم نهایی، دنبال کردن مسیر توسط هواپیمای بدون سرنشین است. با توجه به سیستم‌های کنترل و هدایت طراحی‌شده کافی است مسیر تولیدشده را به‌عنوان ورودی به UAV داده شود. بلوک دیاگرام کلی سیستم مستقل هواپیمای بدون سرنشین متشکل از سیستم کنترل، هدایت، ناوبری و طراحی مسیر در شکل ۲۴ نشان داده شده است.

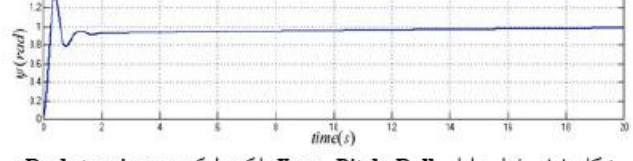
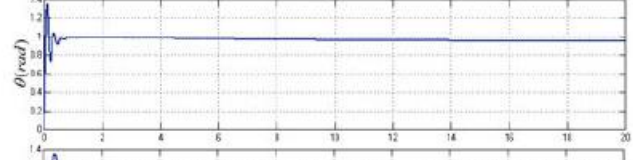
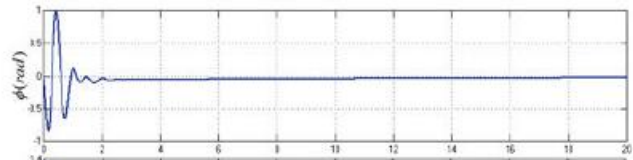


شکل ۲۴: بلوک دیاگرام کلی سیستم مستقل

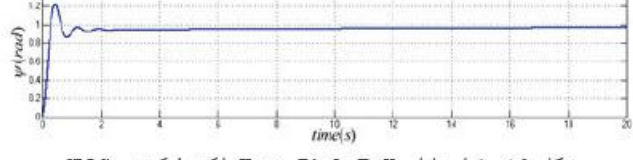
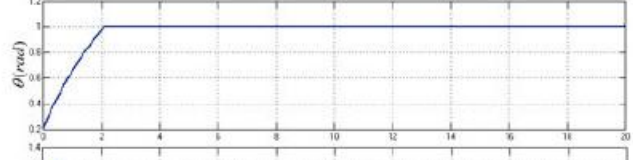
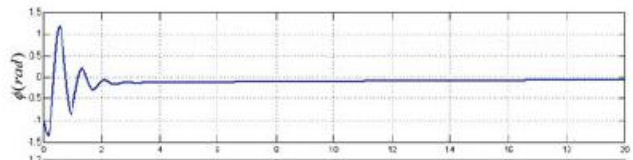
در این مقاله فرض شده است مقادیر زاویه، سرعت و نرخ تغییرات مختلف هواپیما که خروجی سیستم ناوبری است در دست است. در این بخش مسیر ارائه‌شده توسط سیستم تولید مسیر به‌عنوان ورودی به هواپیمای بدون سرنشین داده می‌شود. سیستم هدایت در نظر گرفته‌شده برای این هواپیما از نوع BTT بوده و سیستم کلی دنبال کردن مسیر توسط آن با کنترل‌کننده‌های Backstepping و مدل‌غزشی و همچنین ترکیب آن دو با یکدیگر به‌دلیل پاسخ مناسب و کم بودن خطا و

#### ۱-۴- پاسخ سیستم کنترل و هدایت

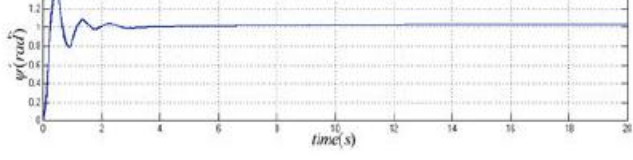
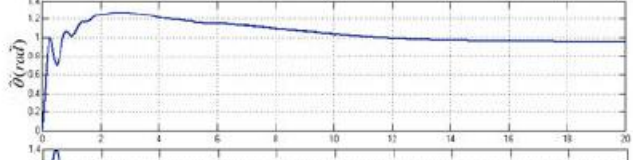
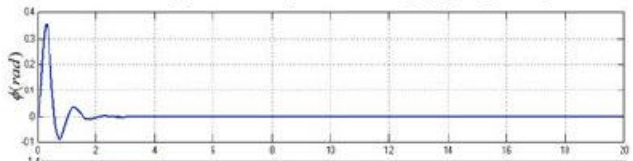
با تحریک همزمان سطوح کنترلی elevator و rudder هواپیمای بدون سرنشین با تابع پله واحد تغییرات زوایای سه‌گانه Roll، Pitch و Yaw برای کنترل‌کننده‌های طراحی‌شده به‌صورت زیر خواهد شد:



شکل ۱۸: رفتار زوایای Roll، Pitch و Yaw با کنترل‌کننده Backstepping



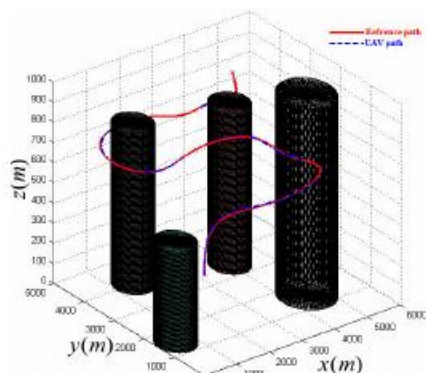
شکل ۱۹: رفتار زوایای Roll، Pitch و Yaw با کنترل‌کننده SMC



شکل ۲۰: رفتار زوایای Roll، Pitch و Yaw با کنترل‌کننده SMC

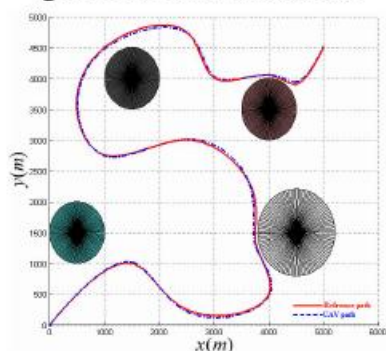
همچنین با توجه به مطالب ارائه‌شده در بخش ۳-۲ برای تولید زاویه پیشروی هواپیمای بدون سرنشین به روش BTT رابطه سیستم هدایت را به‌صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

نوسانات خروجی [۱۷]، نسبت به روش‌های دیگر، آزمایش خواهد شد. نتایج حاصل از دنبال کردن مسیر برای سیستم مستقل نهایی از شکل ۲۵ تا شکل ۳۰ نشان داده شده است.



شکل ۲۹: دنبال کردن مسیر تولید شده UAV به روش BTT و کنترل کننده

Backstepping+SMC. حالت سه‌بعدی

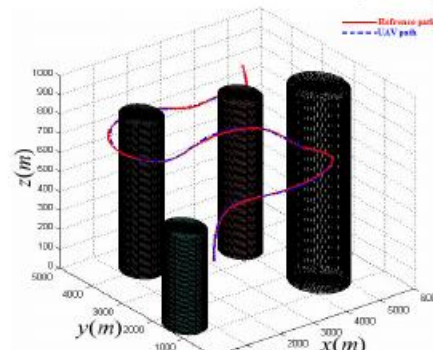


شکل ۳۰: دنبال کردن مسیر تولید شده UAV به روش BTT و کنترل کننده

Backstepping+SMC. نمای صفحه xy

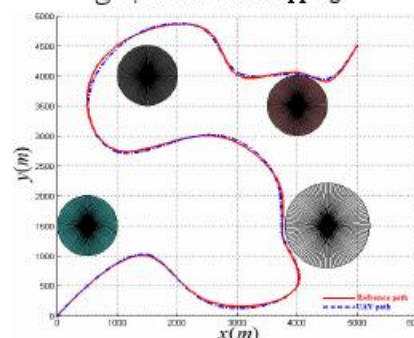
۵- نتیجه

در این مقاله، مسئله طراحی سیستم مستقل برای هواپیمای بدون سرنشین مورد بحث و بررسی قرار گرفته شد. سیستم مستقل را می‌توان به دو بخش سیستم طراحی مسیر و سیستم تعقیب مسیر تقسیم کرد. در بحث طراحی مسیر هدف ارائه یک مسیر بهینه‌گذرنده از نقاط میانی با قابلیت دوری از موانع و همچنین هموارسازی مسیر جهت قابل پرواز بودن برای هواپیمای بدون سرنشین است، درحالی‌که سیستم تعقیب مسیر با طراحی سیستم کنترل و هدایت مرتبط می‌باشد. در ابتدا با فرض یک محیط عملیاتی و همچنین تعدادی نقاط میانی مسیر بهینه‌گذرنده از کلیه نقاط میانی به دست آمده است. سپس در جاهایی که مسیر با موانع برخورد داشت، مسیر را اصلاح و نهایتاً به جهت قابل پرواز بودن برای هواپیمای بدون سرنشین هموار شده است. در انتها این مسیر به عنوان ورودی به هواپیما ارائه و نتایج حاصل از شبیه‌سازی نشان داده شده است. در این مقاله برخلاف تعدادی از کارها که ارتفاع هواپیما را ثابت در نظر گرفته و مسئله را به دو بعد تقلیل داده‌اند، محیط کاملاً سه‌بعدی در نظر گرفته شده است. همچنین روش BTT برای هدایت و تولید زاویه پیشروی مناسب هواپیما در نظر گرفته شده که کارایی بهتری از لحاظ قابلیت مانور و پایداری دارد و از نسبت نیروی برا به پسی بزرگ‌تری برخوردار است و با استفاده از کنترل کننده‌های خطی مانند مدلفزشی، Backstepping و



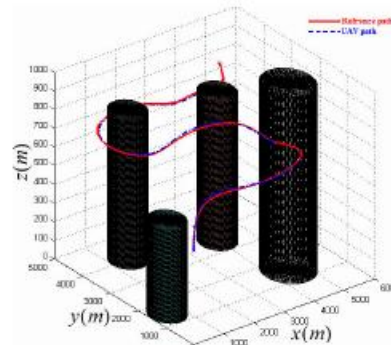
شکل ۲۵: دنبال کردن مسیر تولید شده UAV به روش BTT و کنترل کننده

Backstepping. حالت سه‌بعدی



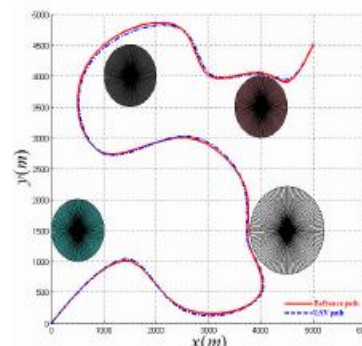
شکل ۲۶: دنبال کردن مسیر تولید شده UAV به روش BTT و کنترل کننده

Backstepping. نمای صفحه xy



شکل ۲۷: دنبال کردن مسیر تولید شده UAV به روش BTT و کنترل کننده

SMC. حالت سه‌بعدی



شکل ۲۸: دنبال کردن مسیر تولید شده UAV به روش BTT و کنترل کننده

SMC. نمای صفحه xy

- [14] J. H. Blakelock, *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, 2nd Ed., A Wiley Interscience Publications, 1991.
- [15] H. K. Khalil, *Nonlinear Systems*, 2nd Ed. Prentice Hall, 1996.
- [16] J. J. Slotine and W. Li, *Applied Nonlinear Control*, Prentice Hall, 1991.
- [17] T. Espinoza, A. Dzul, R. Lozano and P. Parada, "Backstepping - sliding mode controllers applied to a fixed-wing UAV," *2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pp. 95-104, 2013.

ترکیب آن‌ها موجب شده است که هواپیما در دنبال کردن مسیر مرجع سریع‌تر به زاویه پیشروی رسیده و مسیر را دنبال کند و باعث کاهش خطای انحراف از مسیر شود. هرچند استفاده از کنترل‌کننده‌های غیرخطی نسبت به مدل‌های غیرخطی با دشواری و هزینه‌های بیشتری مواجه است، اما با توجه به حساسیت موضوع در انجام ماموریت‌های مختلف و ارزش بالای هواپیمای بدون سرنشین، استفاده از این روش‌ها بسیار معقول به نظر می‌رسد.

## مراجع

- [1] R. A. Sasongko, J. Sembiring, H. Muhammad and T. Mulyanto, "Path Following System of Small Unmanned Autonomous Vehicle for Surveillance Application," *Proceedings of 2011 8th Asian Control Conference (ASCC)*, pp. 1259-1264, 2011.
- [2] D. Jung and P. Tsiotras, "On-line Path Generation for Small Unmanned Aerial Vehicles Using B-Spline Path Templates," *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, vol. 54, no. 1-3, pp. 163-181, 2009.
- [3] N. Ozalp and O. K. Sahingoz, "Optimal UAV Path Planning in a 3D Threat Environment by Using Parallel Evolutionary Algorithms," *2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pp. 308-317, 2013.
- [4] A. Tsourdos, B. White and M. Shanmugavel, *Cooperative Path Planning of Unmanned Aerial Vehicles*, John Wiley & Sons, Ltd, Publications, 2011.
- [5] V. Roberge, M. Tarbouchi and G. Labonté, "Comparison of Parallel Genetic Algorithm and Particle Swarm Optimization for Real-Time UAV Path Planning," *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, vol. 9, no.1, pp. 132-141, 2013.
- [6] S. M. LaValle, *Planning Algorithms*, University of Illinois, Published by Cambridge University Press, 2006.
- [7] A. Swingler and S. Ferrari, "A Cell Decomposition Approach to Cooperative Path Planning and Collision Avoidance via Disjunctive Programming" *49th IEEE Conference on Decision and Control*, pp. 6329-6336, 2010.
- [8] T. Arney, "An Efficient Solution to Autonomous Path Planning by Approximate Cell Decomposition," *Third International Conference on Information and Automation for Sustainability*, pp. 88-93, 2007.
- [9] N. Sariff and N. Buniyamin, "An Overview of Autonomous Mobile Robot Path Planning Algorithms," *4th Student Conference on Research and Development (Scored 2006)*, pp. 183-188, 2006.
- [10] Z. Wang, Li Liu, T. Long, C. Yu and J. Kou, "Enhanced sparse A\* search for UAV path planning using dubins path estimation," *33rd Chinese Control Conference (CCC)*, pp. 738-742, 2014
- [۱۱] رضا زردشتی، محمدجواد یزدان‌پناه، امیرعلی نیکخواه، «ردگیری غیرخطی بهینه و مقید مسیر مبتنی بر تابع لیپاتوفی کنترل»، دوره ۴۵، شماره ۴، صفحه ۹۳-۱۰۲، زمستان ۱۳۹۴
- [12] D. G. Macharet, A. A. Neto and M. F. M. Campos, "Feasible UAV Path Planning Using Genetic Algorithms and B'ezier Curves," *Advances in Artificial Intelligence - SBIA 2010*, vol. 6404, pp 223-232, 2011.
- [13] A. Prach, *Robust Controller Design for a Fixed Wing UAV*, MSc Thesis, The Graduate School of Natural and Applied Science of Middle East Technical University, September 2009.