

# کنترل بهینه زاویه اوج هواپیما با استفاده از PID و کنترل مد لغزشی

## مبتنی بر الگوریتم PSO

سعید چگینی<sup>۴</sup>

دانشکده مهندسی مکانیک  
دانشگاه گیلان

الهام یزدانی<sup>۲</sup>

باشگاه پژوهشگران جوان و نخبگان، واحد قزوین،  
دانشگاه آزاد اسلامی، قزوین، ایران  
(تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۰۱/۲۸؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۱۰/۲۲)

احمد باقری<sup>۲</sup>

دانشکده مهندسی مکانیک  
دانشگاه گیلان

میلاذ بر بستگان<sup>۱</sup>

دانشکده مهندسی هوافضا  
موسسه آموزش عالی احرار رشت

### چکیده

مدل‌سازی و کنترل هواپیمای بدون سرنشین بی‌شک یکی از حوزه‌های فعال در مهندسی کنترل به‌شمار می‌آید. با توجه به دینامیک غیرخطی، متغیر با زمان و عدم قطعیت‌های ساختاری و پارامتری اجسام پرنده، مسئله کنترل پرواز در طراحی اجسام پرنده موضوعی نسبتاً پیچیده و مهم محسوب می‌شود. یکی از پرکاربردترین روش‌های کنترلی مقاوم در این حوزه، روش کنترل مد لغزشی می‌باشد. از این‌رو در این مقاله، طراحی، شبیه‌سازی و تحلیل دو کنترل‌کننده، PID و مد لغزشی جهت کنترل بهینه زاویه اوج یک هواپیمای بدون سرنشین ارائه شده است. در ابتدا به‌منظور مدل‌سازی دینامیکی مدل ریاضی مناسبی جهت توصیف حرکت طولی هواپیما ارائه شده است، در ادامه، یک کنترل‌کننده مد لغزشی مقاوم بر مبنای الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات به‌منظور کنترل زاویه اوج هواپیما در حضور نامعینی‌ها و اغتشاشات خارجی طراحی شده است، آن‌چنان‌که پارامترهای بهینه با هدف به حداقل رساندن سیگنال کنترلی و خطای ردیابی تعیین می‌شوند. سپس، کیفیت عملکرد روش پیشنهادی با نتایج حاصل از کنترل‌کننده بهینه PID از نظر مشخصات پاسخ گذرا مقایسه شده است در نهایت، نتایج شبیه‌سازی نشان دادند که کنترل‌کننده مد لغزشی پیشنهادی ضمن کاهش میزان فراجشش پاسخ سامانه، رفتار مقاوم‌تری نسبت به کنترل‌کننده PID جهت کنترل زاویه اوج هواپیما دارد.

**واژه‌های کلیدی:** هواپیمای بدون سرنشین، کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی، کنترل مد لغزشی، بهینه‌سازی اذحام ذرات

## Optimal Control of an Aircraft Pitch Angle using PID and Sliding Mode Control Based on PSO Algorithm

M. Barbastegan

Department of Aerospace  
Engineering, Ahrar Institute  
of Technology and Higher  
Education, Rasht, Iran

A. Bagheri

Faculty of Mechanical  
Engineering, University  
of Guilan, Rasht, Iran

E. Yazdani

Young Researchers and Elite  
Club, Qazvin Branch, Islamic  
Azad University, Qazvin, Iran

S. Chegini

Faculty of Mechanical  
Engineering, University  
of Guilan, Rasht, Iran

(Received: 07/april/2018 ; Accepted: 12/January/2019)

### ABSTRACT

Modeling and control of Unmanned Aerial Vehicle is undoubtedly one of the most active areas in the field of control engineering. The characteristics of aerial vehicles such as nonlinear dynamics, time variability and the structural and parametric uncertainties make flight control issue relatively a complex and important subject in their design. One of the widely used methods in this area is sliding mode control technique. This paper proposes the design, the simulation, and the analysis of two controllers namely PID and sliding mode in order to optimally control the pitch angle of an unmanned aircraft. Initially, in order to dynamically model the system, an appropriate mathematical model is presented to describe the longitudinal motion of aircraft. Subsequently, a robust sliding mode controller is designed using particle swarm optimization (PSO) algorithm to control the pitch angle of an aircraft against the uncertainties and the external disturbances. The optimal parameters are determined by minimizing both the control signal and tracking error. Then, the performance quality of the proposed method was compared with the results of the optimal PID controller in terms of transient response characteristics. Finally, simulation results indicated that the proposed sliding mode controller can reduce the overshoot of system response and yield more robust performance than PID for the control of pitch angle.

**Keywords:** Unmanned Aircraft, Proportional Integral Derivative Control, Sliding Mode Control, Particle Swarm Optimization.

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد: mbarbastegan68@yahoo.com

۲- استاد (نویسنده پاسخگو): bagheri@guilan.ac.ir

۳- کارشناس ارشد: ybelham2@gmail.com

۴- دانشجوی دکتری: saeed.nezamivand@gmail.com

## ۱- مقدمه

این صورت به کنترل کننده دیگری نیاز می‌باشد. از دیگر روش‌های کنترلی کلاسیک معروف می‌توان به کنترل کننده تناسبی- انتگرالی- مشتقی<sup>۴</sup> اشاره کرد که به دلیل سادگی و کارایی بالا به‌طور وسیعی در این زمینه مورد استفاده قرار گرفته است. عمده اشکال این نوع کنترل کننده‌ها علاوه بر دشواری تنظیم پارامترها برای داشتن پاسخ مطلوب، مقاومت نبودن آنها می‌باشد [۷] علاوه بر این موارد، چنانچه هواپیما در زاویه حمله بالا باشد یا نرخ زاویه‌ای زیادی داشته باشد معادلات خطی شده حرکت نمی‌تواند نشان‌دهنده دینامیک آن باشد. در این شرایط روش‌های طراحی کنترل غیرخطی مورد نیاز است [۸].

در سال‌های اخیر تحقیقات گسترده‌ای در زمینه طراحی کنترل پرواز با استفاده از روش‌های غیرخطی و مقاوم صورت گرفته است که از بین روش‌های متنوع کنترلی، کنترل مد لغزشی<sup>۵</sup> (SMC) عملکرد موفقیت‌آمیزی در کنترل حرکت و موقعیت اجسام پرنده دارد [۹-۱۲] و این امر به دلیل دارا بودن پاسخ سریع، عملکرد قابل قبول در زمان گذرا، دقت بالا، پیاده‌سازی آسان و از همه مهم‌تر مقاوم بودن در برابر عدم قطعیت‌های مدل و اغتشاشات خارجی می‌باشد. در مرجع [۹] یک کنترل کننده مد لغزشی تطبیقی چند ورودی- چند خروجی برای مدل طولی یک سامانه هوافضا مافوق صوت طراحی شده است. مدل این سامانه غیرخطی، چند متغیره، ناپایدار و دارای عدم قطعیت پارامتری می‌باشد. نتایج این تحقیق نشان داد که ترکیب مشاهده‌گر با کنترل مد لغزشی تطبیقی منجر به طراحی یک سامانه کنترل مد لغزشی تطبیقی مطلوب می‌شود که دارای قابلیت ردیابی با استحکام بالا می‌باشد. همچنین، مرجع [۱۰] یک قانون کنترلی جدید با طراحی مجدد سطح لغزش مبتنی بر روش تعیین ساختار خاص<sup>۶</sup> ارائه داد که این روش برای طراحی سامانه کنترل پرواز پیاده‌سازی شد.

معمولاً، عدم قطعیت سامانه و همچنین خطاهای محرک به شدت بر روی عملکرد سامانه کنترل تاثیرگذار می‌باشند. در مرجع [۱۱] یک کنترل کننده مد لغزشی مرتبه بالا برای دینامیک غیرخطی یک هواپیمای بدون سرنشین جنگنده طراحی گردید. در این مقاله، یک

طراحی سیستم کنترل پرواز هواپیماهای بدون سرنشین<sup>۱</sup> (UAV) همچنان به‌عنوان یکی از چالش برانگیزترین مسائل در دنیای کنترل خودکار مطرح می‌باشد. اهمیت مسئله در طبیعت غیرخطی و وجود عدم قطعیت<sup>۲</sup> در دینامیک هواپیما می‌باشد. در واقع مجهز بودن هواپیماهای بدون سرنشین به یک سامانه کنترل خودکار دقیق، می‌تواند به تیم پرواز در جهت یابی، مدیریت پرواز و تقویت مشخصه پایداری هواپیما کمک کند [۱]. در این شرایط، طراحی یک خلبان خودکار در تیم پرواز می‌تواند بار کاری را در طول پرواز کاهش دهد و به فرود مناسب هواپیما در شرایط نامساعد آب و هوایی کمک کند. خلبان خودکار سازوکاری می‌باشد که به حفظ حالت پرواز، ارتفاع یا فرود هواپیما کمک می‌کند [۲]. طراحی خلبان خودکار نیازمند تئوری اولیه کنترل و دانش پایداری می‌باشد [۳]. در گذشته مطالعات بسیاری جهت کنترل زاویه اوج هواپیما به‌منظور پایداری شرایط پرواز صورت گرفته است [۴-۶].

در دهه‌های گذشته، روش‌های کنترل کلاسیک غالب‌ترین روش‌های طراحی خلبان خودکار بوده‌اند که معمولاً براساس مدل خطی شده دینامیک هواپیما طراحی می‌شوند که در نتیجه آن برای دینامیک‌های غیرخطی و نامعین عملکرد ضعیفی دارند. یکی از روش‌های سنتی برای طراحی خلبان خودکار، خطی‌سازی معادلات حرکت در چندین شرایط پروازی و اعمال روش‌های طراحی کنترل خطی بر هر کدام از این مدل‌های خطی می‌باشد و سرانجام جدول‌بندی پارامترهای کنترل کننده به‌صورت تابعی از شرایط پروازی می‌باشد. این روش، جدول‌بندی بهره<sup>۳</sup> نامیده می‌شود. در این روش، ضمانتی به پایداری در مدت زمان گذر بین نقاط کار وجود ندارد و لازم است که متغیرهای جدول‌بندی به آهستگی تغییر کنند. همچنین، این روش نیازمند صرف زمان زیادی می‌باشد، زیرا تعداد زیادی کنترل کننده خطی بایستی به‌دست آید و روندی خسته‌کننده را به دنبال دارد و در عمل اثبات شده است که این روش برای طبیعت غیرخطی هواپیما، وقتی پارامترهای جدول‌بندی در مقایسه با پاسخ دینامیکی کند باشد مناسب است در غیر

4- Proportional-Integral-Derivative (PID)

5- Sliding Mode Control (SMC)

6- Eigenstructure assignment

1- Unmanned Aerial Vehicle (UAV)

2- Uncertainty

3- Gain Scheduling

[۱۶] و روش خطی‌سازی بازخورد اشاره نمود [۱۷]. همچنین نیز یک مسئله چالش برانگیز در طراحی کنترل‌کننده مد لغزشی در مراجع فوق، پیدا کردن مقدار مناسب برای پارامترهای تاثیرگذار در تابع سطح لغزش می‌باشد. به‌طوری‌که، در اکثر موارد این پارامترها بر اساس شیوه سعی و خطا و یا براساس تجربه و دانش مهندسی تعیین شده‌اند. علاوه بر این، در مواردی که بخشی از پلانیت نامعین یا ناشناخته و یا دارای دینامیک متغیر با زمان است، کنترل‌کننده‌های طراحی شده معمولی توانایی تنظیم مجدد برای تطبیق دوباره با خواسته‌های مطلوب را ندارند و ضرایب را یک بار و برای همیشه تنظیم می‌کنند و دارای رویکردی ثابت در طول زمان می‌باشند. اما غالباً مشکلی که این روش‌های کنترلی پیشنهادی دارند، عدم تطبیق‌پذیری ضرایب است، که منجر به افت کیفیت پاسخ، برای برخی حالات می‌شود. از این‌رو، اغلب یک بازنگری کلی در کارکرد این نوع از کنترل‌کننده‌ها، اجتناب‌ناپذیر است. نوآوری این مقاله در مقایسه با مراجع فوق، ارائه یک مکانیزم تنظیم هوشمند در طراحی کنترل مد لغزشی برای دینامیک متغیر با زمان سامانه هواپیما می‌باشد، به‌طوری‌که در این طراحی کنترل مد لغزشی هوشمند پارامترها را به‌صورت آنلاین به گونه‌ای تنظیم می‌کند که رفتار سامانه حلقه بسته در هر لحظه از زمان شبیه رفتار سامانه مرجع و مطلوب شود.

سامانه کنترل مد لغزشی دارای دو مزیت اصلی می‌باشد ۱- رفتار دینامیکی سامانه ممکن است با انتخاب منحصربه‌فرد سطح لغزش بهبود یابد. ۲- پاسخ حلقه بسته کاملاً نسبت به عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات غیرحساس می‌باشد. طراحی کنترل‌کننده مد لغزشی از دو مرحله کنترلی تشکیل شده است که عبارتند از: مرحله رسیدن به سطح لغزش و مرحله دوم باقی ماندن روی سطح لغزش. در واقع روند طراحی کنترل مد لغزشی به محض انتخاب سطح لغزش بسیار ساده می‌باشد. معمولاً سطح لغزش بر اساس دینامیک‌های مطلوب تعریف می‌شود. به عبارت دیگر، سطح لغزش بر اساس خطا یا حالت‌های مطلوب تعیین می‌شود [۹-۱۳]. در مرجع [۱۰]، یک سطح لغزش خطی به جهت سادگی تعریف شده است. اگرچه، خود تئوری کنترل مد لغزشی هیچ رهنمونی جهت طراحی سطح لغزش ارائه نمی‌کند در حالی که تعیین سطح لغزش مناسب در عملکرد مطلوب کنترل‌کننده نقش مهمی ایفا می‌کند. بنابراین،

هواپیمای جنگنده اف-۱۶ به عنوان مدل سامانه در نظر گرفته شد. نتایج شبیه‌سازی نشان داد که کنترل پیشنهادی قادر به ردیابی خودکار مسیر مرجع در حضور اغتشاشات خارجی، دینامیک‌های مدل نشده و خروجی‌های ناکمینه فاز<sup>۱</sup> می‌باشد. همچنین در مرجع [۱۲]، نتایج شبیه‌سازی به‌دست‌آمده از طراحی یک سامانه ردیابی زاویه اوج هواپیما توسط روش مد لغزشی نشان دادند که کنترل‌کننده پیشنهادی به‌طور موثری می‌تواند برای سامانه ردیابی زاویه اوج هواپیما به‌کار برده شود. کنترل مد لغزشی پیشنهادی در مرجع [۱۳] به‌منظور کنترل نرخ اوج یک هواپیما اف-۱۶ با افزودن یک انتگرال‌گیر همراه بود، که نتایج شبیه‌سازی نشان داد که روش پیشنهادی بدون نیاز به هیچ‌گونه تنظیم پارامتری، عملکرد موفقیت‌آمیزی در مقایسه با کنترل‌کننده معمولی منطبق بر مدل و تنظیم‌شده از نظر مشخصات پاسخ حالت گذرا و خطای حالت ماندگار دارد. نویسندگان مرجع [۱۴] با طراحی یک کنترل‌کننده لغزشی چند راهه<sup>۲</sup> برای مدل طولی غیرخطی و ناکمینه فاز یک هواپیمای بدون سرنشین نشان دادند که با بهبود خاصیت کلیدزنی در تئوری کنترل مد لغزشی می‌توان کیفیت عملکرد کنترل مد لغزشی را ارتقا بخشید.

در مراجع ذکر شده، از دینامیک غیرخطی توسط تکنیک کنترل مد لغزشی جهت کنترل یک نمونه UAV استفاده شده است. اگرچه به‌کارگیری روش‌های مذکور باعث بالا بردن دقت سامانه کنترلی در هواپیماهای بدون سرنشین شده است [۱۴-۱۰]؛ ولی با مشکلاتی نظیر محسوس بودن خطای تعقیب، دشواری، تنظیم پارامتری و پیچیدگی سامانه کنترلی همراه بوده‌اند. همچنین در برخی موارد، بالا بودن هزینه ساخت چنین کنترل‌کننده‌هایی باعث شده تا محققان به دنبال روش‌های جایگزین مناسب باشند. یکی از مشکلات رایج در طراحی کنترل مد لغزشی مربوط به خاصیت کلیدزنی می‌باشد که می‌تواند منجر به پدیده زیگزاگی<sup>۳</sup> شود که نه تنها روی دقت کنترل تاثیر می‌گذارد بلکه منجر به خرابی واحدهای کنترلی می‌شود. تحقیقات بسیاری جهت حذف این پدیده انجام شده است که از میان آنها می‌توان به روش‌های تطبیقی [۱۵]، روش شبکه عصبی

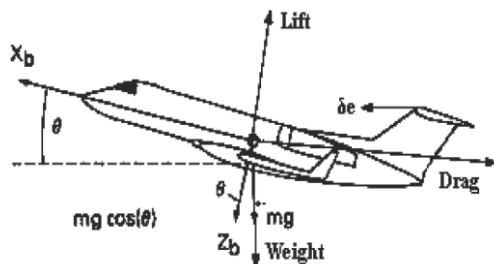
1- Non-minimum

2- Manifold

3- Chattering

## ۲- مدل طولی هواپیمای بدون سرنشین

معادلات شش گانه حاکم بر حرکت هواپیما بسیار پیچیده می‌باشد و معادلات دیفرانسیل کوپل شده غیرخطی بر آن حاکم است به هر حال تحت یک سری از فرضیات معین این معادلات قابل دکوپله و خطی شدن به دو دسته سه تایی در جهت طولی (حرکت در صفحه عمودی) و عرضی (حرکت در صفحه افقی) می‌باشند. کنترل اوج یک مساله طولی است و هدف طراحی کنترل کننده جهت کنترل زاویه مربوطه می‌باشد. سامانه کنترل اوج هواپیما در شکل ۱ نشان داده شده است. در این شکل  $X_b, Y_b, Z_b$  نشان دهنده محورهای مختصاتی قاب بدنه هواپیما،  $\theta$  جهت گیری زاویه اوج هواپیما نسبت به مختصات قاب اینرسی (زمین) می‌باشند و زاویه انحراف بالابر<sup>۲</sup> که با  $\delta_e$  نشان داده شده است به عنوان ورودی سامانه در نظر گرفته شده است [۱۹-۱۸].



شکل (۱): سامانه کنترل اوج هواپیما.

شکل ۲ نیروها و گشتاورها و مولفه‌های سرعت در قاب بدنه هواپیما را نشان می‌دهد.  $L, M, N$  به ترتیب مولفه‌های گشتاور آیرودینامیکی برای رول، پیچ و یابو می‌باشند.  $q, p, r$  به ترتیب نشان دهنده نرخ‌های زاویه محورهای رول، پیچ و یابو می‌باشند در حالی که  $u, v, w$  به ترتیب سرعت طولی، سرعت جانبی و سرعت عمودی می‌باشند. زوایای  $\alpha$  و  $\beta$  به ترتیب زاویه حمله<sup>۳</sup> و زاویه سرش جانبی<sup>۴</sup> می‌باشند.

در دینامیک‌های طولی هواپیما تنها گشتاور پیچش ( $M$ )، نیروی پسا<sup>۵</sup> ( $X$ ) و نیروی برآ<sup>۶</sup> ( $Z$ ) و ضرایب تاثیرگذار بر این پارامترها در نظر گرفته می‌شود. بنابراین،

سطح لغزش در تئوری مد لغزشی باید با دقت تعریف شود تا بتواند عملکرد مطلوب و پایداری حلقه بسته را تضمین کند.

عملکرد درست و دقیق هواپیماهای بدون سرنشین به دلیل قابلیت‌های نفوذ، ایمنی و عملکرد بالایی که دارند، باعث دریافت صحیح و به موقع داده‌ها و در نهایت منجر به دستیابی به اطلاعات مورد نیاز می‌شود. لذا، با توجه به اختلال‌هایی که در حین کار در این نوع سامانه‌ها به وجود می‌آید داشتن یک کنترل کننده هوشمند برای هواپیماهای بدون سرنشین به نحوی که با تغییرات خطا بتواند خود را منطبق کند، حائز اهمیت می‌باشد. در روش ارائه شده در این مقاله، با توجه به میزان خطای سامانه، پارامترهای سطح لغزش با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات<sup>۱</sup> (PSO) تنظیم می‌شوند تا سامانه دارای کمترین مقدار خطا و حالت پرواز بهینه باشد. از ویژگی‌های این روش، استفاده از ضرایب هوشمند سطح لغزش در کنترل هواپیما می‌باشد. برخلاف روش‌های متداول که در آنها این ضرایب ثابت می‌باشند و در زمان کار سامانه تغییر نمی‌کنند، در روش ارائه شده جهت بهینگی پاسخ سامانه، پارامترهای تاثیرگذار در تابع سطح لغزش با توجه به خطای حاصل از خروجی سامانه نسبت به ورودی آن با به کارگیری الگوریتم PSO تعیین و اعمال می‌شوند، که این امر منجر به انعطاف پذیری بیشتر سطح لغزش جهت کنترل پرواز مسیر طولی هواپیما می‌شود. ساختار مقاله بدین صورت می‌باشد که ابتدا معادلات حرکت طولی هواپیما توصیف و سپس به طراحی کنترل کننده‌های PID و مد لغزشی و نحوه تنظیم پارامترهای آنها با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات پرداخته می‌شود. در پایان نتایج شبیه‌سازی مسیر طولی پرواز هواپیما بدون سرنشین، نشان می‌دهند که روش پیشنهادی مد لغزشی نسبت به تاخیر زمانی، اغتشاش و عدم قطعیت پارامتری مقاوم و غیر حساس بوده به طوری که ابتدا به دینامیک خطی طولی و در نهایت به مدل غیرخطی کوپله شده هواپیما اعمال می‌گردد و در نهایت کیفیت عملکردی مطلوب و مقاوم بودن روش پیشنهادی مد لغزشی در مقایسه با کنترل کننده PID اثبات می‌شود.

2- Elevator deflection angle

3 - Angle of attack (AOA)

4 - Sideslip angle

5 - Drag

6 - Lift

1- Particle Swarm Optimization (PSO)

به منظور دستیابی به مدل خطی با توجه به مرجع [۱]، فرض می‌شود هواپیما در حالت تعادل<sup>۳</sup> در حال پرواز می‌باشد. تاثیر اختلالات کوچک در بیشتر پارامترها ناچیز بوده و از این رو فرض می‌شود که این اختلالات هیچ‌گونه تاثیری در بیشتر پارامترها نخواهند داشت و بر اساس این فرض، توابع غیرخطی حول نقطه تعادل، خطی خواهند شد [۲۰]. یعنی معادلات با یک مقدار مرجع به علاوه یک اغتشاش و یا اختلال جایگزین می‌شوند که در زیر نشان داده شده است:

$$\begin{aligned} u &= u_0 + \Delta u, \quad v = v_0 + \Delta v, \quad w = w_0 + \Delta w \\ p &= p_0 + \Delta p, \quad q = q_0 + \Delta q, \quad r = r_0 + \Delta r \\ X &= X_0 + \Delta X, \quad M = M_0 + \Delta M, \quad Z = Z_0 + \Delta Z \\ \delta &= \delta_0 + \Delta \delta \end{aligned} \quad (۴)$$

به منظور راحتی، شرایط پرواز مرجع متقارن در نظر گرفته می‌شود و نیروهای جلو برنده ثابت در نظر گرفته می‌شوند که در نتیجه آن:

$$v_0 = p_0 = q_0 = r_0 = \phi_0 = \psi_0 = w_0 = 0 \quad (۵)$$

و در نهایت پس از خطی‌سازی، معادلات دینامیکی خطی طولی هواپیما به صورت زیر به دست می‌آیند:

$$\left\{ \frac{d}{dx} - X_u \right\} \Delta u - X_w \Delta w + (g \cos \theta_0) \Delta \theta = X_{\delta_e} \Delta \delta_e \quad (۶)$$

$$-Z_u \Delta u + \left\{ (1 - Z_w) \frac{d}{dt} - Z_w \right\} \Delta w - \left\{ (u_0 + Z_v) \frac{d}{dt} - g \sin \theta_0 \right\} \Delta \theta = Z_{\delta_e} \Delta \delta_e \quad (۷)$$

$$-M_u \Delta u + \left\{ M_w \frac{d}{dt} + M_w \right\} \Delta w - \left\{ \frac{d}{dt^2} - M_q \frac{d}{dt} \right\} \Delta \theta = M_{\delta_e} \Delta \delta_e \quad (۸)$$

### ۲-۱- تابع تبدیل

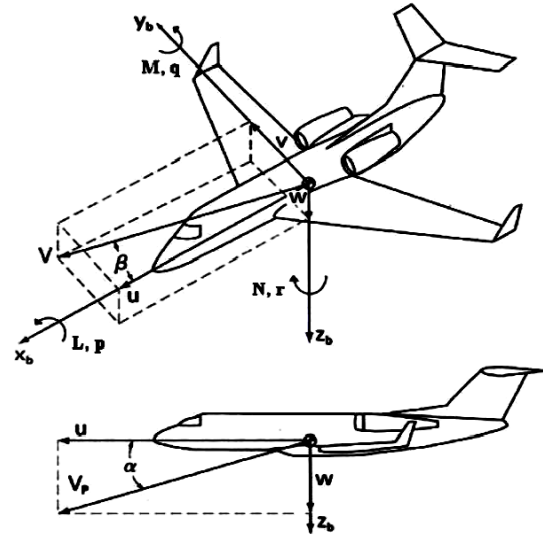
در این مقاله، هدف طراحی کنترل کننده زاویه اوج یک هواپیمای بدون سرنشین می‌باشد. روش‌های پیشنهادی قادر می‌باشند با استفاده از سطح کنترلی بالابر، زاویه اوج هواپیما را کنترل نماید. بنابراین، با پیاده‌سازی معادلات (۶)، (۷) و (۸)، تابع تبدیل نسبت تغییر در نرخ اوج به تغییر در زاویه انحراف بالابر به صورت معادله (۹) به دست می‌آید:

$$\frac{\Delta q(s)}{\Delta \delta_e(s)} = \frac{-(M_{\delta_e} + M_{\alpha} Z_{\delta_e} / u_0) S - (M_{\alpha} Z_{\delta_e} / u_0 - M_{\delta_e} Z_{\alpha} / u_0)}{S^2 - (M_q + M_{\alpha} + Z_{\alpha} / u_0) S + (Z_{\alpha} M_q / u_0 - M_{\alpha})} \quad (۹)$$

تابع تبدیل تغییر در زاویه اوج نسبت به تغییر در زاویه انحراف بالابر می‌تواند از معادله (۹) به صورت زیر به دست آید:

$$\Delta q = \Delta \dot{\theta} \quad (۱۰)$$

حرکت طولی تنها بر روی صفحه  $x-z$  و گشتاورها تنها در محور  $y$  در نظر گرفته می‌شود.



شکل (۲): نیرو، گشتاورها و سرعت در مختصات قاب بدنه.

در این مقاله قبل از فرآیند مدل‌سازی، فرض می‌شود که هواپیما در یک کروژ ماندگار، ارتفاع و سرعت ثابت قرار گرفته است که در این حالت برآیند نیروهای پسا و پیشران<sup>۱</sup> و نیروهای برا و وزن<sup>۲</sup> برابر صفر خواهد شد. همچنین فرض می‌شود که تغییر در زاویه اوج تحت هیچ شرایطی تغییری در سرعت هواپیما ایجاد نخواهد کرد. با در نظر گرفتن فرضیات ذکر شده، معادلات حرکت طولی هواپیما شامل معادلات نیرو و گشتاور به صورت زیر به دست می‌آیند [۱۹].

$$X - mg \sin(\theta) = m(\dot{u} + qw - rv) \quad (۱)$$

$$Z + mg \cos(\theta) \cos(\phi) = m(\dot{w} + pv - qu) \quad (۲)$$

$$M = I_y \dot{q} + rq(I_x - I_z) + I_{xz}(p^2 - r^2) \quad (۳)$$

در معادلات بالا،  $m$  جرم هواپیما (kg)،  $u$  مولفه سرعت در جهت  $x$  (m/s)،  $r$  نرخ زاویه یاو (rad/s)،  $v$  مولفه سرعت در جهت  $y$  (m/s)،  $w$  مولفه سرعت در جهت  $z$  (m/s)،  $I_y$  مولفه گشتاور در محور  $y$  (kgm<sup>2</sup>)،  $I_x$  مولفه گشتاور در محور  $x$  (kgm<sup>2</sup>)،  $I_z$  مولفه گشتاور در محور  $z$  (kgm<sup>2</sup>) و  $I_{xz}$  مولفه گشتاور در صفحه  $x-z$  می‌باشند.

از انحراف زاویه بالابر  $\delta_e$  (ورودی کنترلی) و  $M_0(\alpha)$  گشتاور پیچش مینا،  $M_q$  میرایی پیچش و  $M_\delta$  تاثیر کنترلی انحراف بالابر می‌باشند.

با فرض این که وزن هواپیما برابر با نیروی برا می‌باشد یعنی  $L(\alpha(0)) = mg$  و گشتاور پیچش تعادل برابر با صفر می‌باشد یعنی  $M_0(\alpha(0)) = 0$  و همچنین با فرض این که زوایای  $(\alpha, \theta)$  بسیار کوچک می‌باشند شیب‌های نیروی برا و گشتاور پیچش به صورت زیر معرفی می‌شوند:

$$L_\alpha = \left. \frac{\partial L(\alpha)}{\partial \alpha} \right|_{\alpha=\alpha(0)} \quad (16)$$

$$M_\alpha = \left. \frac{\partial M(\alpha)}{\partial \alpha} \right|_{\alpha=\alpha(0)} \quad (17)$$

بنابراین، مدل غیرخطی هواپیما به مدل خطی تبدیل می‌شود:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = -\frac{(L_\alpha(\alpha) + L_\delta \delta_e)}{mV_T} + q \\ \dot{q} = M_\alpha(\alpha) + M_q q + M_\delta \delta_e \\ \dot{\theta} = q \end{cases} \quad (18)$$

از دیدگاه فضای حالت، دینامیک کلی سامانه حلقه بسته نشان داده شده در شکل ۱ می‌تواند به صورت زیر ارائه شود:

$$\dot{x} = Ax + B \Lambda(u + d(x)) \quad (19)$$

در معادله (۱۹)، ماتریس‌های  $A$  و  $B$  نشان‌دهنده دینامیک طولی خطی شده یک هواپیمای بدون سرنشین نمونه در یک شرایط پروازی می‌باشند، به طوری که در آن شرایط پروازی  $(A, B)$  کنترل پذیر می‌باشند. متغیرهای حالت تعریف شده عبارتند از:  $x = (\alpha \ q \ \theta)^T$  که در آن،  $a$  زاویه حمله،  $q$  نرخ اوج و  $\theta$  زاویه اوج می‌باشد.

سامانه دارای ورودی کنترلی تک‌بعدی تغییرات مکان متحرک افقی عقب (زاویه انحراف بالابر) می‌باشد، که در شکل ۱ نشان داده شده است.

$$u = \delta_e \quad (20)$$

خروجی سامانه، زاویه اوج هواپیما جهت کنترل می‌باشد:

$$y = \theta \quad (21)$$

در معادله (۱۹)،  $\mathbb{R}$  خ  $d(x)$  نشان‌دهنده مدلی از عدم قطعیت می‌باشد، و  $\mathbb{R}$  خ  $\Lambda$  یک مقدار ثابت است که نشان‌دهنده کارایی بالابرنده برای این سامانه تک ورودی

$$\Delta q(s) = s \Delta \theta(s) \quad (11)$$

$$\frac{\Delta \theta(s)}{\Delta \delta_e(s)} = \frac{1}{s} \frac{\Delta q(s)}{\Delta \theta(s)} \quad (12)$$

بنابراین، تابع تبدیل برای سامانه کنترل اوج هواپیما به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\frac{\Delta \theta(s)}{\Delta \delta_e(s)} = \frac{1}{s} \frac{-(M_\delta + M_\alpha Z_\delta / u_0)S - (M_\alpha Z_\delta / u_0 - M_\delta Z_\alpha / u_0)}{S^2 - (M_q + M_\alpha + Z_\alpha / u_0)S + (Z_\alpha M_q / u_0 - M_\alpha)} \quad (13)$$

همچنین، ضرایب یک UAV نمونه در جدول ۱ ارائه شده است [۲۱].

جدول (۱): پارامترهای پایداری مشتق طولی [۲۱].

پارامتر	$Z = \text{Force}(F^{-1})$	$X = \text{Force}(S^{-1})$	گشتاور پیچش $(FT^{-1})$
سرعت یاو	$Z_u = -0.1369$	$X_u = -0.1045$	$M_u = -0.1369$
سرعت رول	$Z_w = -21.02$ $Z_{\dot{w}} = \cdot$	$X_w = 0.1026$ $X_{\dot{w}} = \cdot$	$M_w = -0.105$ $M_{\dot{w}} = \cdot$
زاویه حمله	$Z_\alpha = -353.42$ $Z_{\dot{\alpha}} = \cdot$	$X_\alpha = \cdot$ $X_{\dot{\alpha}} = \cdot$	$M_\alpha = -1.18$ $M_{\dot{\alpha}} = -0.18976$
نرخ پیچش	$Z_q = \cdot$	$X_q = \cdot$	$M_q = -21.05$
انحراف بالا بر	$Z_{\delta_e} = -28.15$	$X_{\delta_e} = \cdot$	$M_{\delta_e} = -11.874$

از آنجا که در این مقاله تغییرات  $\theta$  نسبت  $\delta_e$  مورد نظر می‌باشد، لذا از تابع تبدیل  $\theta/\delta_e$  به صورت زیر استفاده شد [۲۰]:

$$\frac{\Delta \theta(s)}{\Delta \delta_e(s)} = \frac{1.51s + 0.1774}{s^3 + 0.739s^2 + 0.921s} \quad (14)$$

## ۲-۲- فضای حالت

با توجه به [۲۲]، دینامیک‌های هواپیما مدل غیرخطی طولی به صورت زیر بیان می‌شوند:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = -\frac{(L_0(\alpha) + L_\delta \delta_e)}{mV_T} + q + \frac{g}{V_T} \cos(\theta - \alpha) \\ \dot{q} = (M_0(\alpha) + M_q q + M_\delta \delta_e) \\ \dot{\theta} = q \end{cases} \quad (15)$$

در معادله بالا  $\gamma = \theta - \alpha$  می‌باشد که به آن زاویه مسیر پرواز می‌گویند که زاویه‌ای بین بردار سرعت هواپیما ( $V_T$ ) و افق می‌باشد.  $L_0(\alpha)$  نیروی برا مینا و  $L_\delta$  تاثیر برا ناشی

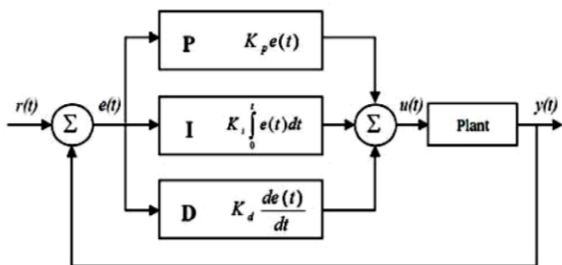
۱-۳- کنترل کننده تناسبی- انتگرالی- مشتقی (PID)  
 کنترل کننده PID به عنوان یک ساختار کنترلی استاندارد در نظریه کنترل کلاسیک معرفی می شود. عملکرد سامانه با تنظیم دقیق مقادیر بهره تناسبی ( $K_p$ )، بهره انتگرالی ( $K_i$ ) و بهره مشتقی ( $K_d$ ) بهبود می یابد و با تنظیم پارامترهای فوق می توان خطای حالت دائم و نوسانات خروجی را در پاسخ به ورودی پله کنترل نمود. در سامانه کنترلی پیشنهادی این مقاله، کنترل کننده PID با تنظیم ورودی کنترلی (زاویه بالابر) سعی در کاهش مقدار خطا (تفاوت بین خروجی سامانه با ورودی مطلوب) دارد. به طور کلی، کنترل کننده PID با تنظیم سه پارامتر می تواند عمل کنترلی مناسبی برای پرواز مطلوب فراهم نماید (شکل ۴). رابطه ریاضی بین خروجی کنترل کننده ( $u(t)$ ) و خطا ( $e(t)$ ) به صورت معادله (۲۶) تعریف می شود:

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (26)$$

تابع تبدیل کنترل کننده PID با استفاده از تبدیل لاپلاس به صورت زیر بیان می شود:

$$C(s) = \frac{U(s)}{E(s)} = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s = \frac{K_d s^2 + K_p s + K_i}{s} \quad (27)$$

در این معادله  $u$  خروجی کنترل کننده (زاویه انحراف بالابر) و  $e = r - y$  ورودی کنترل کننده (خطای کنترل) می باشند. بلوک دیاگرام سیستم حلقه بسته کنترل کننده PID در شکل ۴ نشان داده شده است.



شکل (۴): سیستم حلقه بسته با کنترل کننده PID.

به منظور سادگی و کاهش پیچیدگی در تحلیل محاسباتی یک سامانه هواپیما، دینامیک محرک مرتبه اول مطابق با مرجع [۲۳] فرض می شود:

$$\dot{u} = \dot{\delta}_e = \lambda_e (\delta_e - \delta_{e,c}) \quad (28)$$

می باشد. به طوری که  $\Lambda = 1$  نشان دهنده عملکرد یک سکان متحرک افقی عقب (الویتور) در شرایط کاری نرمال می باشد.

به منظور دستیابی به مدل خطی برای سامانه و ایجاد یک مدل مرجع، یک سامانه خطی برای مدل طولی هواپیما همراه با کارایی بالای سکان متحرک افقی عقب ( $\Lambda = 1$ ) و بدون هیچ عدم قطعیت ( $d(x) = 0$ ) در نظر گرفته شد. که در نهایت، معادلات حرکت طولی خطی هواپیما برای متغیرهای حالت از قبیل زاویه حمله ( $\alpha$ )، نرخ تغییر زاویه اوج ( $q$ ) و زاویه اوج ( $\theta$ ) به صورت زیر تعریف می شوند [۲۱-۲۲]:

$$\dot{\alpha} = Z_a \alpha + (Z_q + 1)q + Z_{\delta_e} \delta_e \quad (22)$$

$$\dot{q} = M_a \alpha + M_q q + M_{\delta_e} \delta_e \quad (23)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (24)$$

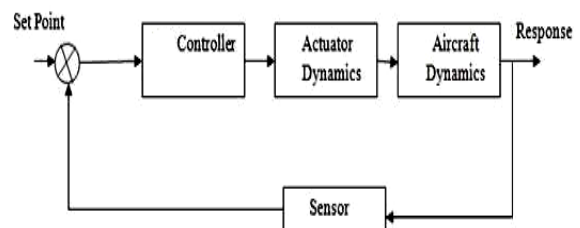
در نهایت، مدل فضای حالت برای سامانه کنترل اوج هواپیما به صورت زیر به دست می آید:

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.313 & 56.7 & 0 \\ -0.0139 & -0.042 & 0 \\ 0 & 56.7 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.232 \\ 0.0232 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_e \quad (25)$$

$$y = [0 \quad 0 \quad 1] \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + [0] \delta_e$$

### ۳- طراحی کنترل کننده

در این بخش، دو روش کنترلی (PID و مد لغزشی) جهت کنترل زاویه اوج برای یک هواپیمای بدون سرنشین پیشنهاد می گردد. پارامترهای بهینه کنترل کننده های پیشنهادی با هدف به حداقل رساندن سیگنال کنترلی و خطای ردیابی توسط الگوریتم PSO تعیین می شوند. بلوک دیاگرام سامانه کنترلی پیشنهادی در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل (۳): سامانه کنترل اوج هواپیما.

استفاده از شناخت و ترکیب یادگیری گروهی حرکت می‌کنند. این فرآیند تا زمان رسیدن به معیار توقف ادامه می‌یابد. پس از هر تکرار، تمام ذرات موقعیت و سرعت خود را برای دستیابی به ارزش بهتر با توجه به رابطه زیر به‌روزرسانی می‌کنند [۲۶-۲۵]:

$$V_{ij}(t+1) = wV_{ij}(t) + c_1r_1(pbest_{ij}(t) - x_{ij}(t)) + c_2r_2(gbest_j(t) - x_{ij}(t)) \quad (30)$$

$$X_{ij}(t+1) = V_{ij}(t+1) + X_{ij}(t) \quad (31)$$

که در آن،  $c_1, c_2$  به ترتیب پارامترهای یادگیری شخصی و جمعی نامیده می‌شوند که حداکثر گام را تعیین می‌کنند و  $w$  وزن اینرسی می‌باشد که تاثیر سرعت قبلی ذرات در لحظه مورد نظر را تعیین می‌کند. در حالی که  $i$  شمارنده تکرار و  $V_j(t), X_j(t)$  به ترتیب نشان‌دهنده سرعت و موقعیت فعلی ذره  $j$ ام در مرحله تکرار  $t$  می‌باشد.  $pbest(t)$  بهترین موقعیت قبلی هر ذره تا لحظه  $t$  است و  $gbest(t)$  موقعیت بهترین ذره در گروه است.  $r_1, r_2$  دو مقدار تصادفی مستقل با توزیع یکنواخت می‌باشند که از بازه  $u \in [0, 1]$  انتخاب می‌شوند و  $t$  مرتبه تکرار زمان است. به‌طور خلاصه مراحل الگوریتم PSO به‌صورت زیر می‌باشد [۲۸-۳۰]:

۱- انتخاب پارامترهای PSO از قبیل: اندازه جمعیت، بیشترین تعداد تکرار و مقادیر اینرسی وزنی ( $w$ )، پارامترهای یادگیری شخصی ( $c_1$ ) و جمعی ( $c_2$ ) (جدول ۲).  
۲- ایجاد جمعیت اولیه.

۳- تعیین مقدار برازندگی هر ذره با استفاده از تابع هزینه (معادله ۳۲).

$$J = \int (\beta_1 e^2 + \beta_2 u^2) dt \quad (32)$$

۴- تعیین بهترین خاطره شخصی ( $pbest$ ) هر ذره و بهترین خاطره جمعی ( $gbest$ ) کل گروه با استفاده از مقدار برازندگی و در صورت لزوم به‌روزرسانی آنها.

۵- به‌روزرسانی سرعت و موقعیت هر ذره با استفاده از معادلات (۳۰) و (۳۱).

۶- در صورت برآورده نشدن معیار توقف (بیشترین تعداد تکرار) از مرحله ۳ تکرار شود.

۷- پایان.

در معادله (۲۸)، عبارت  $\delta_{e,c} = u_c$  نشان‌دهنده فرمان سیگنال کنترلی یا فرمان میزان انحراف زاویه بالابر می‌باشد (شکل ۵). ثابت محرک برابر با ۵۰- در نظر گرفته شد ( $\lambda_e = -50$ ) [۲۴].

یک سامانه مدل مرجع برای سامانه هواپیما با توجه به مرجع [۲۴] به‌منظور فرمول‌بندی کردن زاویه اوج مطلوب به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\ddot{\theta}_m + 2\zeta\omega_n\dot{\theta}_m + \omega_n^2\theta_m = \omega_n^2r \quad (29)$$

که در آن ضریب میرایی  $\zeta$  و فرکانس طبیعی نامیرا  $\omega_n$  به ترتیب برابر با ۰/۸۵ و ۱/۵ رادیان بر ثانیه در نظر گرفته می‌شوند.

### ۲-۳- الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات PSO

الگوریتم PSO از طریق شبیه‌سازی رفتار اجتماعی پرندگان، در سال ۱۹۹۵ میلادی توسط کندی و ابرهات معرفی شد [۲۶-۲۵]. PSO می‌تواند به‌عنوان یک جستجوگر قوی و ابزار بهینه‌سازی، برای مسائل غیرخطی به‌کار گرفته شود. زیرا از مفهوم ساده آن، چنین به نظر می‌رسد که نیاز به محاسباتی کمتر داشته و عملکردی رقابتی در مقایسه با روش‌های دیگر مانند الگوریتم‌های تکاملی دارد. با توجه به کاربرد مکرر طیف گسترده‌ای از مسائل واقعی بهینه‌سازی، PSO توجه زیادی از محققان را در عملکرد به خود جلب کرده است [۲۷-۲۹].

PSO با در دست داشتن یک دسته از کل ذرات ( $m$ ) کار می‌کند. هر ذره می‌تواند به‌عنوان یک راه‌حل کاندید برای یک مسئله بهینه‌سازی در نظر گرفته شود و می‌توان آن را توسط یک نقطه و یا یک بردار  $X_{ij} = [X_{i1}, \dots, X_{id}]$  در یک فضای جستجو با بعد  $d$  نشان داد، که در حال حرکت به سمت نقاط جدید در فضای جستجو با اضافه کردن بردار سرعت  $V_{ij} = [V_{i1}, \dots, V_{id}]$  برای تسهیل بیشتر فرآیند جستجو است. موقعیت‌های اولیه و سرعت ذرات به‌صورت تصادفی انتخاب می‌شوند. همه ذرات در فضای جستجو به‌منظور بهینه‌سازی تابع هدف حرکت می‌کنند. هر عضو از این گروه پس از ارزیابی در تابع هدف دارای یک امتیاز، به‌عنوان یک ارزش وزنی در نظر گرفته می‌شود. اعضاء با بیشترین امتیاز به‌عنوان بهینه سراسری نامیده می‌شود. هر ذره موقعیت قبلی خود را حفظ می‌کند. در طی فرآیند جستجو تمام ذرات به سمت مناطق جواب بالقوه با



۳-۳- تابع هدف

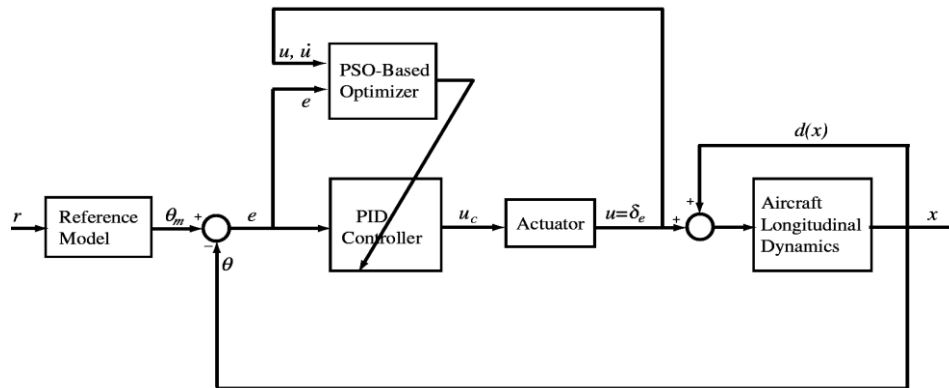
برای یک مساله بهینه‌سازی، یک تابع هزینه به‌عنوان معیار سنجشی برای عملکرد سامانه انتخاب می‌شود. هدف تعیین پارامترهای کنترل‌کننده می‌باشد به‌طوری‌که کنترل‌کننده هنگام اعمال به سامانه بتواند زاویه اوج مطلوب را دنبال کند. تابع هزینه پیشنهادی دارای دو پارامتر از قبیل انتگرال مربعات خطا و سیگنال کنترل ( $u$ ) می‌باشد که در آن پارامتر دوم، نوسانات سریع و تغییرات ناگهانی در سیگنال کنترلی را محدود می‌کند [۳۱].

مقادیر بهینه پارامترهای الگوریتم PSO و تابع هزینه پس از چندین بار اجرا توسط فرآیند سعی و خطا تعیین شدند به‌طوری‌که در جدول ۲ نشان داده شده است. شکل ۵ بلوک دیاگرام مدل طولی هواپیما همراه با کنترل‌کننده PID

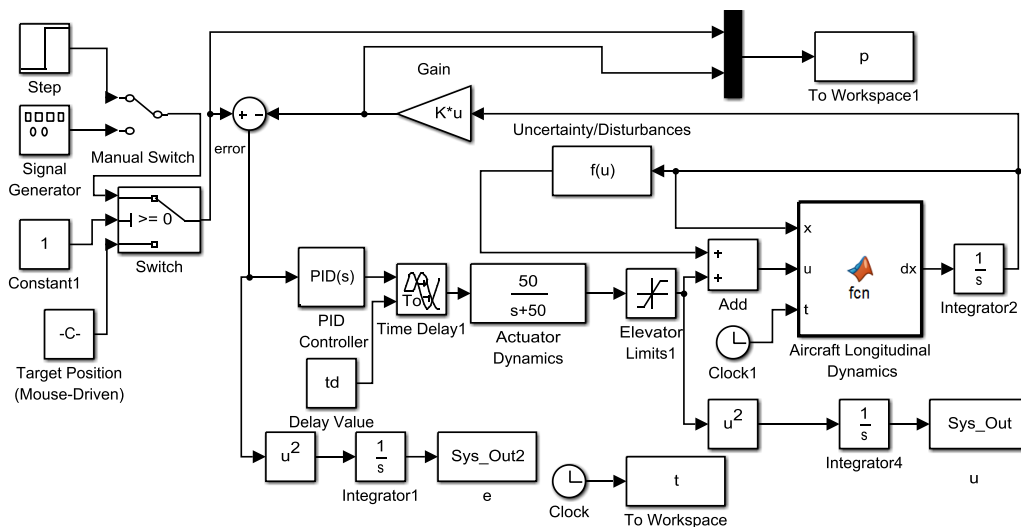
را نشان می‌دهد، هنگامی‌که پارامترهای PID با الگوریتم PSO تعیین می‌شوند. در حالی‌که شکل ۶ بلوک دیاگرام سامانه حلقه بسته شامل مدل طولی هواپیما، محرک، کنترل‌کننده PID، مدل مرجع و بهینه‌ساز آفلاین PSO را در محیط سیمولینک نشان می‌دهد.

جدول (۲): مقادیر پارامترهای الگوریتم PSO و تابع هزینه.

مقدار	نام پارامتر
۱۵	تعداد ذرات
۳۰	تعداد تکرار
$W_{\min} = 0.2, W_{\max} = 0.9$	وزن اینرسی
۲/۰۴	$c_2, c_1$
۰/۵	$\beta_2, \beta_1$



شکل (۵): بلوک دیاگرام سامانه کنترل بهینه اوج هواپیما.



شکل (۶): مدل سیمولینک برای بهینه‌سازی کنترل‌کننده PID جهت کنترل زاویه اوج هواپیما.

و رفتار سامانه زمانی که در این سطح قرار می‌گیرد، مد لغزشی نامیده می‌شود. در واقع در معادله فوق اگر  $S=0$ ، آن‌گاه  $e=0$  و در نتیجه  $y=y_d$  می‌شود که نشان می‌دهد معادله فوق پایدار مجانبی می‌باشد.

برای طراحی سامانه کنترل مد لغزشی، ابتدا معادلات حالت حرکت طولی هواپیما (۲۲)، (۲۳) و (۲۴) را براساس خطای ردیابی و مشتقات آن تعریف می‌کنیم.

$$\dot{x}_1 = Z_a x_1 + (Z_q + 1)x_2 + Z_{\delta_e} u \quad (35)$$

$$\dot{x}_2 = M_a x_1 + M_q x_2 + M_{\delta_e} u \quad (36)$$

$$\dot{x}_3 = x_2 \quad (37)$$

در معادلات (۳۵)، (۳۶) و (۳۷)،  $x_1 = \alpha$ ،  $x_2 = q$ ،  $x_3 = \theta$  و  $u = \delta_e$  می‌باشند. بنابراین، دینامیک خروجی سامانه کنترل اوج به صورت زیر به دست می‌آید:

$$y = x_3 \Rightarrow \dot{y} = \dot{x}_3 = x_2 \quad (38)$$

$$\ddot{y} = \dot{x}_2 = M_a x_1 + M_q x_2 + M_{\delta_e} u$$

و دینامیک خطای ردیابی مانند معادله (۳۹) به دست می‌آید.

$$e = y - y_d \quad (39)$$

$$\ddot{e} = M_a x_1 + M_q x_2 + M_{\delta_e} u - \ddot{y}_d$$

برای تعریف معادله سطح لغزش بر اساس  $e, \dot{e}$  داریم:

$$\dot{e}_1 = e_2$$

$$\dot{e}_2 = M_a x_1 + M_q x_2 + M_{\delta_e} \delta_e - \ddot{y}_d \quad (40)$$

$$\Rightarrow S = e_2 + ke_1, \quad k > 0$$

شرایط مناسب برای وجود و دست‌یابی به یک سطح لغزش در فضای حالت، انتخاب قانون کنترل مناسب می‌باشد به نحوی که با صفر شدن مقدار تابع  $S(E, t)$  یک ورودی کنترلی ایجاد شود تا این‌که تابع  $S^2$  به عنوان تابع لیاپونوف، در شرط لغزش مطابق رابطه (۴۱) صدق کند [۳۷]:

$$V(s) = \frac{1}{2} S^2 \quad (41)$$

$$\Rightarrow \dot{V}(s) = S\dot{S} \leq -\eta |S| \quad ; \quad 0 \leq \eta$$

$$\dot{S} = \dot{e}_2 + k\dot{e}_1 = M_a x_1 + M_q x_2 + M_{\delta_e} u - \ddot{y}_d + kx_2$$

$$\dot{V}(s) = S\dot{S} = S(M_a x_1 + M_q x_2 + kx_2 - \ddot{y}_d) + SM_{\delta_e} u_{SMC} \leq -\eta |S| \quad (42)$$

$\text{sign}[S][M_a x_1 + M_q x_2 + M_{\delta_e} u_{SMC} + kx_2 - \ddot{y}_d] \leq -\eta$   
به منظور طراحی کنترل کننده مد لغزشی ایده‌آل که نامساوی فوق را برآورده کند فرض می‌شود که:

### ۳-۴- کنترل مد لغزشی (SMC)

در طراحی کنترل کننده مد لغزشی، سعی می‌شود تا با استفاده از قانون کنترل، حالت‌های سامانه در هر کجا از فضای  $n$  بعدی قرار دارند به یک سطح لغزش همگرا شوند و هنگامی که حالت‌های سامانه بر روی سطح لغزش قرار گرفتند باید همواره روی سطح لغزش حفظ شوند که این امر منجر می‌شود تا حالت‌های روی سطح لغزش به صورت نمایی به سمت نقطه تعادل همگرا شوند. بنابراین، طراحی کنترل مد لغزشی شامل دو مرحله می‌باشد [۳۶-۳۲]:

۱- طراحی سطح لغزش: که بر اساس مشخصات عملکردی مطلوب سامانه طراحی می‌شود.

۲- دست‌یابی به قانون کنترل: منجر به این امر می‌شود که سطح لغزش جذب کننده باشد یا به عبارت دیگر همواره حالت‌های سامانه (چه در بالا یا پایین سطح لغزش قرار داشته باشند) به سمت سطح لغزش جذب شوند.

روش کنترل مد لغزشی برای بسیاری از سیستم‌ها با دینامیک غیرخطی و وجود عدم قطعیت پارامتری در فرآیند مدل‌سازی، به خوبی ردیابی مسیر را فراهم می‌کند [۳۷]. با توجه به استفاده از روش ردیابی در این مقاله، معادله سطح لغزش بر مبنای خطای ردیابی (تفاضل معادلات سامانه و معادلات مدل مرجع) و مشتقات خطا تعریف می‌شود. به طور کلی در این روش سطح لغزش به گونه‌ای انتخاب می‌شود تا هنگامی که متغیرهای حالت بر روی سطح لغزش قرار گرفتند، خطای ردیابی سامانه با یک سرعت مناسب و با مشخصات عملکردی مطلوب به سمت صفر میل کند. اغلب معادله سطح لغزش<sup>۱</sup> به فرم یک معادله دیفرانسیل با مرتبه  $n-1$  از خطای ردیابی تحت رابطه زیر تعریف می‌شود [۳۶-۳۲].

$$e \cong y_d - y \quad (33)$$

$$S(E, t) \cong \left(\frac{d}{dt} + k\right)^{n-1} e(t), \quad \forall k > 0$$

در معادله بالا،  $n$  پارامتر وابسته به مرتبه سامانه،  $k$  ثابت لغزش،  $y$  خروجی سامانه و  $y_d$  خروجی مطلوب می‌باشد. با توجه به مدل دینامیک طولی هواپیما، معادله سطح لغزش به صورت زیر تعریف می‌گردد.

$$S(E, t) = \dot{e}(t) + ke(t), \quad \forall k > 0 \quad (34)$$

$$u_{SMC} = -(F + \eta) \text{sign}(S) \quad (47)$$

بر اساس معادله (۴۷)، هنگامی که مسیر حالت‌ها روی سطح لغزش قرار گرفتند ( $\dot{S} = 0$ )، کنترل معادل تضمین می‌کند که مسیر حالت‌ها تحت شرایط ایده‌آل روی سطح لغزش باقی بمانند و به سمت نقطه تعادل همگرا شوند.

به‌منظور کاهش یا حذف پدیده زیگزاگی (اثر چترینگ) در پاسخ‌ها، یکی از متداول‌ترین روش‌های پیشنهادی روش لایه مرزی می‌باشد که باعث کاهش خاصیت تغییر ناپذیری سامانه و سوئیچینگ سیگنال ورودی می‌شود. از این‌رو، یک لایه مرزی اطراف سطح کلیدزنی معرفی می‌شود و به‌جای تابع علامت از تابع اشباع<sup>۱</sup> به‌صورت زیر استفاده می‌شود.

$$\text{sat}(S) = \begin{cases} 1 & ; S > \varepsilon \\ -1 & ; S < -\varepsilon \\ S/\varepsilon & ; -\varepsilon < S < \varepsilon \end{cases} \quad (48)$$

در این تحقیق، از محیط سیمولینک برای طراحی ساختارهای کنترلی استفاده شده است. شکل ۷ بلوک دیاگرام سامانه کنترلی را نشان می‌دهد.

$$\frac{|M_a \alpha + M_q q + kq|}{M_{\delta_e}} \leq F(x, k) \quad (43)$$

$$\begin{aligned} 1) a + b &\leq |a| + |b| \\ 2) |ab| &\leq |a||b| \end{aligned} \quad (44)$$

$$1, 2) \Rightarrow \dot{V} \leq |S| M_{\delta_e} F + M_{\delta_e} S u_{SMC} = M_{\delta_e} (|S| F + S u_{SMC})$$

بنابراین، برای دستیابی به شرط لغزش ( $\dot{V}(s) < 0$ )، یک ترم گسسته به سطح لغزش اضافه می‌شود و قانون کنترلی به‌صورت زیر به‌دست می‌آید:

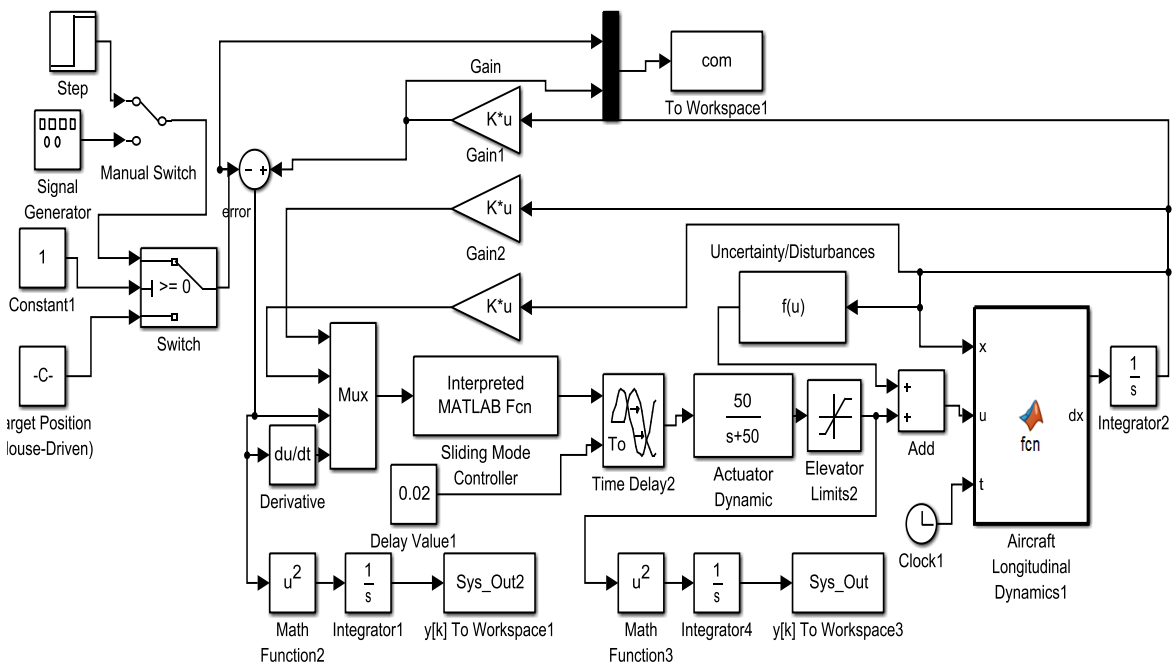
$$\begin{aligned} u_{SMC} &= -F \text{sign}(S) - \eta \text{sign}(S), \quad \eta > 0 \\ \Rightarrow \dot{V}(s) &\leq -\eta M_{\delta_e} |S| \leq 0, \quad M_{\delta_e} > 0 \end{aligned} \quad (45)$$

بنابراین، طبق قضیه لیاپونوف، سامانه پایدار می‌باشد از این‌رو طراحی منطقی می‌باشد.

طبق روابط بدیهی نامساوی مثلثی معادله (۴۴) و مقادیر عددی جدول ۱، تابع  $F$  برای سامانه کنترل اوج هواپیما به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$F = \frac{0.013|\alpha| + 0.426|q| + 56.7k|q|}{0.0203} \quad (46)$$

بنابراین، به‌منظور برآورده کردن شرط ( $\dot{S} = 0$ ) بر روی سطح لغزش، کنترل معادل با توجه به معادله (۴۵) به‌صورت زیر به‌دست می‌آید:



شکل (۷): مدل سیمولینک برای بهینه‌سازی روی خط کنترل‌کننده SMC جهت کنترل زاویه اوج هواپیما.

مدلی از یک هواپیمای بدون سرنشین نمونه با استفاده از نرم افزار متلب در محیط سیمولینک به ازای دو کنترل کننده مذکور شبیه سازی شده است. در شبیه سازی ها، محدوده اشباع سکان متحرک افقی عقب (زاویه انحراف بالابر)  $\pm 35 \text{ deg}$  مطابق با مرجع [۲۴] در نظر گرفته شد. با توجه به شکل ۵، کنترل مدل لغزشی پیشنهادی یک فرمان کنترلی  $u_c$  صادر می کند که این سیگنال فرمان داده شده، وارد مدل محرک پیشنهادی با محدودیت اشباع در نظر گرفته می شود تا یک سیگنال کنترلی واقعی  $u$  ایجاد کند. (سیگنال کنترلی واقعی برابر با انحراف زاویه سکان متحرک افقی عقب است)، تاخیر زمانی برابر با  $0.02$  ثانیه و دینامیک محرک مطابق با معادله (۲۸) در نظر گرفته شد. دینامیک محرک در بهینه سازی صرف نظر شد، اما محدودیت اشباع برای زاویه بالابر برابر با  $\pm 35 \text{ deg}$  در نظر گرفته شد. برای اطمینان از این که که کنترل بهینه شده یک حاشیه تاخیر زمانی  $0.02$  داشته باشد، سامانه نیز با تاخیر زمانی  $0.02$  ثانیه بهینه شده است به طوری که کنترل بهینه شده قادر به اداره تاخیر زمانی بالاتر از این مقدار باشد. در بهینه سازی کنترل کننده PID، ابعاد  $n$  هر ذره برابر با ۳ در نظر گرفته می شود.

زیرا مقدار سه بهره  $K_p, K_i, K_d$  باید توسط الگوریتم تعیین شوند در حالی که در بهینه سازی کنترل کننده مد لغزشی متغیرهای تصمیم گیری برابر با ۲ در نظر گرفته می شود زیرا دو پارامتر  $k, \eta$  توسط الگوریتم تعیین می شوند. جدول ۳ محدوده های جستجو توسط PSO و مقادیر نهایی که توسط PSO برای پارامترها پس از بهینه سازی انتخاب شده اند را نشان می دهد. شکل های ۸ و ۹ به ترتیب نشان دهنده منحنی همگرایی PID-PSO و SMC-PSO می باشند. نمودار تغییرات ضرایب کنترل مدل لغزشی و PID در طول فرآیند بهینه سازی در شکل ۱۰ نشان داده شده است.

جدول (۳): محدوده جستجو و مقادیر بهینه.

پارامتر	کمترین	بیشترین	بهینه
$K_p$	۰	۱۰	۹/۹۸
$K_i$	۰	۱۰	۷/۳۵
$K_d$	۰	۱۰	۹/۹۹
$k$	۰	۱۰	۱/۹۹
$\eta$	۰	۱۰	۸/۱۳

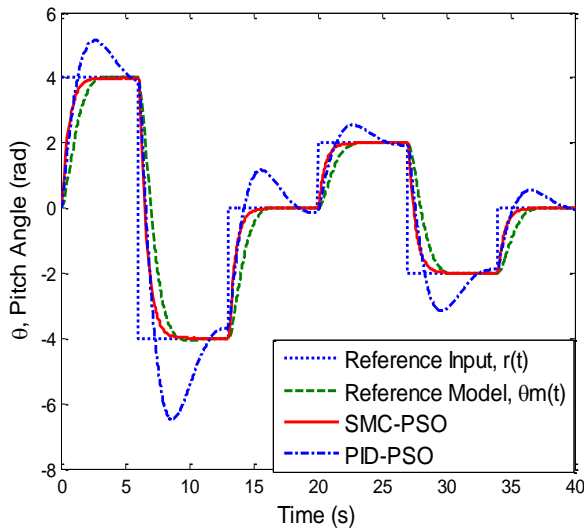
تعیین مقادیر دو پارامتر  $k, \eta$  در طراحی کنترل مد لغزشی، از اهمیت ویژه ای برخوردار است. به کمک پارامتر  $k$  می توان تعیین کرد که حالت های سامانه پس از قرارگیری روی سطح لغزش با چه سرعتی به تعادل برسند و پارامتر  $\eta$  بیانگر مدت زمان سپری شده برای همگرایی حالت های سامانه به سطح لغزش می باشد [۲۳-۳۷]. بنابراین، با تعیین مقادیر بهینه این دو پارامتر می توان عملکرد سامانه کنترل را بهبود بخشید. از این رو در این مقاله، هدف از بهینه سازی کنترل مد لغزشی با الگوریتم PSO، تعیین مقادیر بهینه پارامترهای  $k, \eta$  می باشد، آن چنان که کنترل کننده هنگام اعمال به سامانه بتواند زاویه اوج مطلوب را دنبال کند.

در بهینه سازی کنترل کننده مد لغزشی، تابع هدف مانند معادله (۳۲) و تمامی پارامترهای الگوریتم PSO مطابق با جدول ۲ در نظر گرفته شده است. پس از طراحی کنترل کننده مد لغزشی پیشنهادی برای مدل خطی طولی هواپیما (معادله ۲۱)، برای ارزیابی عملکرد کنترل کننده پیشنهادی، لازم است که بر مدل غیرخطی (معادله ۱۵) اعمال گردد.

#### ۴- نتایج شبیه سازی

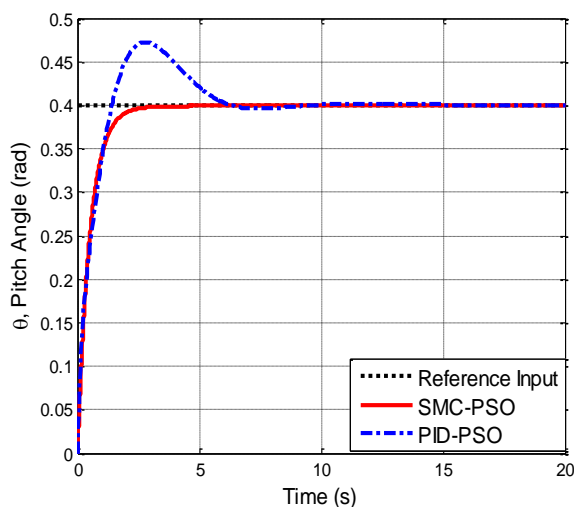
در این بخش، نتایج حاصل از شبیه سازی کنترل کننده های طراحی شده برای مسیر پرواز طولی هواپیما ارائه می گردد و نتایج حاصل از کنترل کننده SMC با نتایج کنترل کننده PID مورد مقایسه قرار می گیرد. همان گونه که بیان شد کنترل مسیر طولی در هواپیماهای بدون سرنشین به دلیل اهمیتی که در شناسایی دارند، یکی از مهم ترین بخش های این سامانه ها می باشند. ساختار این کنترل کننده ها براساس مدل ریاضی سامانه خطی می باشد. از آن جا که معمولا مدل دقیقی از سامانه به دلیل وجود نامعینی، غیرخطی بودن، تاخیر، اغتشاش و نظیر آن موجود نبوده و کنترل مناسب صورت نمی گیرد در برخی موارد موجب بروز خطا و حتی خارج شدن هواپیما از مسیر خود در اثر کنترل نادرست مسیر پرواز می گردد. داشتن یک کنترل کننده هوشمند به نحوی که با تغییرات خطا بتواند خود را منطبق کند، حائز اهمیت است. در روش ارائه شده با توجه به میزان خطای سامانه، مقادیر پارامترهای کنترل کننده PID و کنترل مد لغزشی با استفاده از الگوریتم PSO تنظیم می شوند تا سامانه دارای کمترین مقدار خطا باشد. در این تحقیق،

گرفته می‌شود. شکل ۱۱ این سیگنال ورودی، خروجی زاویه اوج تابع تبدیل مطلوب ( معادله ۲۹) و پاسخ سامانه‌های کنترل بهینه اوج هواپیما به این ورودی را نشان می‌دهد که به خوبی قادر به دنبال کردن سیگنال ورودی آزمون نوعی می‌باشند. از مدل تابع تبدیل مطلوب به‌عنوان معیاری برای سنجش کیفیت عملکرد کنترل‌کننده‌ها استفاده شده است.

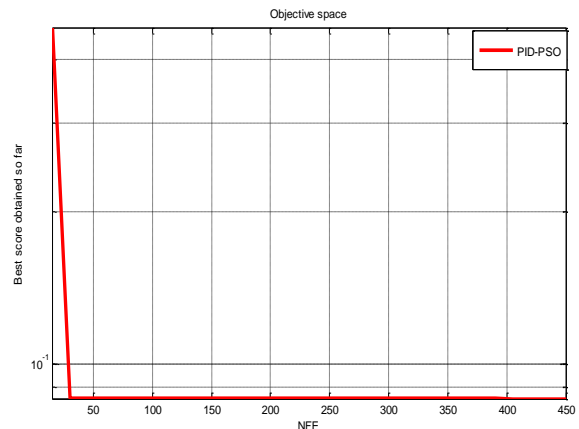


شکل (۱۱): ردیابی زاویه اوج  $\theta$  همراه با تاخیر زمانی.

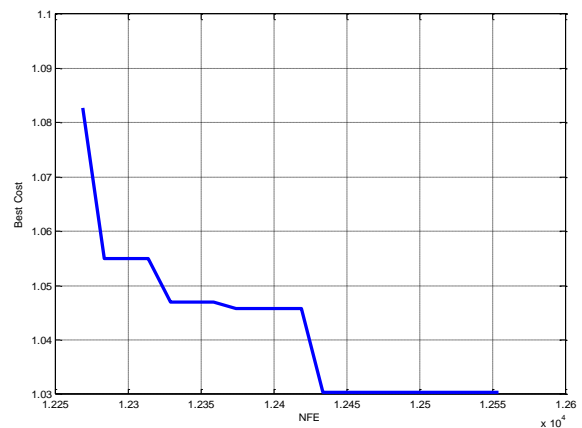
شکل‌های ۱۲ و ۱۳ به ترتیب خروجی زاویه اوج به ورودی پله بدون و همراه با تاخیر زمانی را نشان می‌دهند و همچنین شکل ۱۴ رفتارهای کنترلی برای هر دو کنترل‌کننده‌های PID-PSO و SMC-PSO را نشان می‌دهند. هر دو سیگنال کنترلی رفتاری مشابه هم دارند.



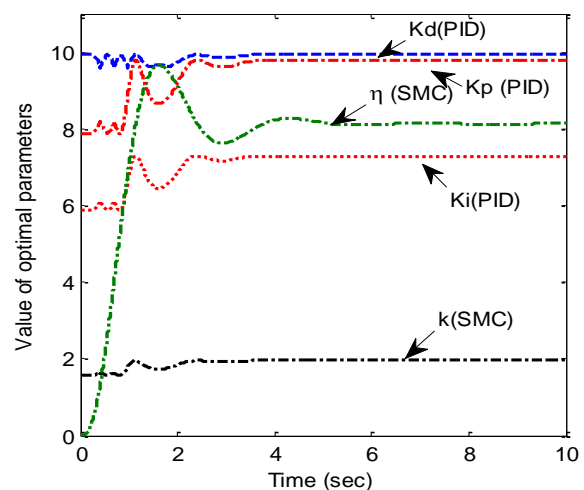
شکل (۱۲): ردیابی زاویه اوج  $\theta$  (بدون تاخیر زمانی).



شکل (۸): مقادیر تابع هزینه در طول تکرار (PID-PSO).

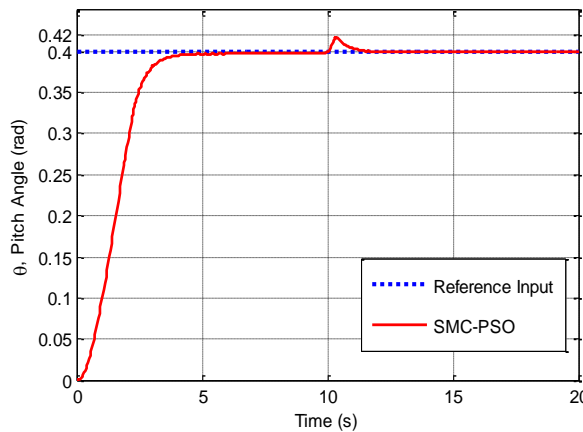


شکل (۹): مقادیر تابع هزینه در طول تکرار (SMC-PSO).

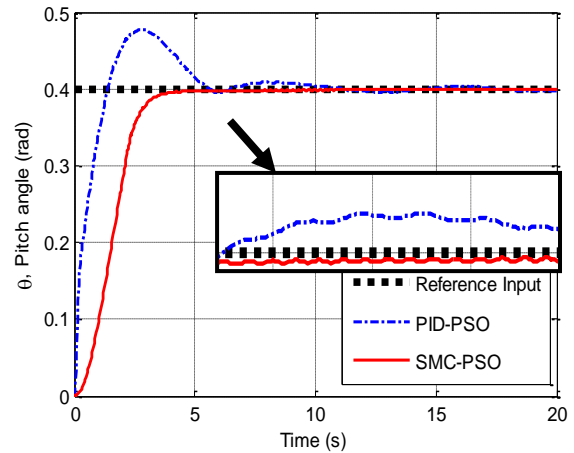


شکل (۱۰): نمودار تغییرات ضرایب PID و SMC.

به‌منظور بررسی عملکرد دو کنترل‌کننده PID-PSO و SMC-PSO، یک سیگنال ورودی آزمون نوعی<sup>۱</sup> در نظر



شکل (۱۶): کنترل زاویه اوج هواپیما با کنترل کننده SMC-PSO (همراه با تاخیر زمانی و اغتشاش).

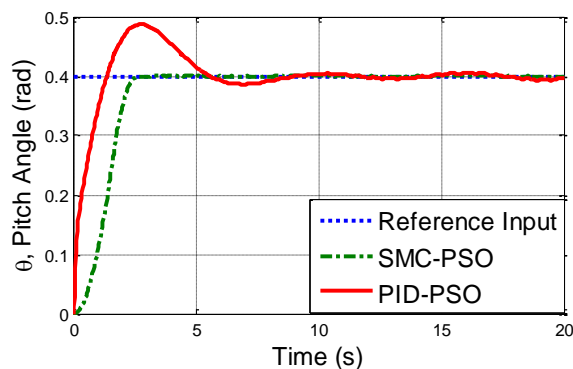


شکل (۱۳): ردیابی زاویه اوج  $\theta$  (همراه با تاخیر زمانی).

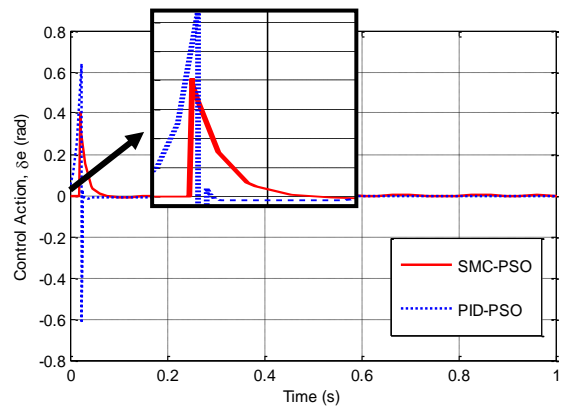
با توجه به مدل فضای حالت ارائه شده در معادله (۲۵)، به منظور آزمایش مقاومت کنترل کننده‌های پیشنهادی مطابق با مرجع [۲۴]، مدلی از عدم قطعیت  $d(x)$  که شامل جملات غیرخطی می‌باشد مانند معادله (۵۰) تعریف می‌شود. فرض می‌شود که آیرودینامیک‌های غیرخطی سیستم مانند تابعی از زاویه حمله ظاهر شوند [۲۴]:

$$f(\alpha) = 0.1\cos(\alpha) - 0.2\sin(10\alpha) - 0.05e^{-\alpha^2}, \quad (50)$$

شکل ۱۷ پاسخ سامانه حلقه بسته را نسبت به عدم قطعیت پارامتری با کنترل کننده‌های PID-PSO و SMC-PSO نشان می‌دهد که نتایج بیانگر این امر می‌باشند که کنترل کننده SMC-PSO برخلاف کنترل کننده PID-PSO عملکرد مطلوبی برای مدل خطی طولی هواپیما از خود نشان می‌دهد که نشان‌دهنده مقاومت این کنترل کننده در مقابل نامعینی در پارامترهای سامانه می‌باشد.

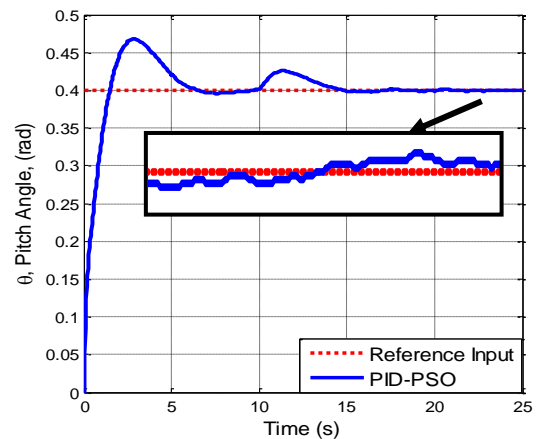


شکل (۱۷): زاویه اوج  $\theta$  برای مدل خطی طولی هواپیما (همراه با عدم قطعیت پارامتری و تاخیر زمانی).



شکل (۱۴): زاویه انحراف بالابر  $\delta_e$  برای مدل هواپیما (بدون تاخیر زمانی).

شکل‌های ۱۵ و ۱۶ به ترتیب خروجی زاویه اوج با کنترل کننده PID-PSO و SMC-PSO همراه با تاخیر زمانی و اغتشاش به ورودی پله با دامنه ۰/۴ را نشان می‌دهند.



شکل (۱۵): کنترل زاویه اوج هواپیما با کنترل کننده PID-PSO (همراه با تاخیر زمانی و اغتشاش).

حالی که کنترل کننده SMC-PSO توانسته است اثر عبارت‌های غیرخطی در مدل طولی را تا حد مطلوبی کاهش دهد و مقاومت در مقابل عدم قطعیت‌های پارامتری و دینامیک‌های مدل نشده را به نمایش بگذارد.

با توجه به شکل ۱۲ درصد میزان فراجهش پاسخ سامانه در روش کنترل SMC-PSO نسبت به کنترل کننده PID-PSO بسیار کم می‌باشد که از بروز خطاهای احتمالی در اثر تغییرات مسیر پرواز کاسته می‌شود. از طرفی سرعت سامانه کنترلی SMC-PSO بیشتر از کنترل کننده PID-PSO می‌باشد. همچنین در جدول ۴ هر دو روش با توجه به مشخصات پاسخ گذرا با هم مقایسه شده‌اند. با توجه به جدول، مقدار زمان صعود در روش کنترل کننده PID نسبت به روش مد لغزشی اندکی بهتر بوده ولی در سایر پارامترها، روش پیشنهادی مد لغزشی مناسب‌تر می‌باشد. از آنجا که سامانه پرواز UAV نسبتاً لخت است این تغییر در زمان صعود نیز قابل چشم‌پوشی است و در نتیجه با توجه به جدول ۴، می‌توان نتیجه گرفت که روش مد لغزشی روش مناسب‌تری می‌باشد.

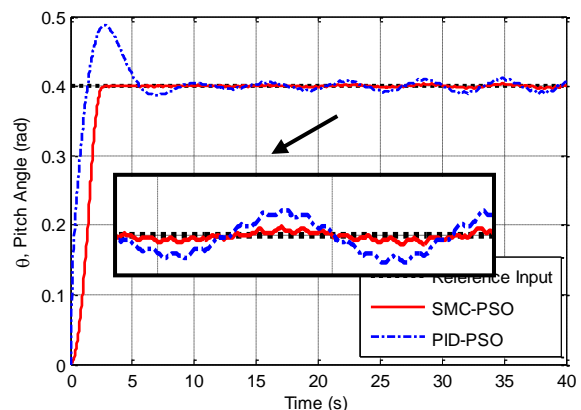
**جدول (۴):** مشخصات پاسخ گذرا (بدون تاخیر زمانی و اغتشاش) دو کنترل کننده پیشنهادی.

PID-PSO	SMC-PSO	پارامتر
٪۱۷	٪۰/۱۳	فراجهش ( $P.O\%$ )
۱	۱/۵	زمان صعود ( $t_r$ )
۷/۷۱	۲/۶۳	زمان نشست ( $t_s$ )
۰/۰۵۷	۰	خطای ماندگار ( $e_{ss}$ )
۰/۶۷	۰/۰۲۷	تابع هزینه ( $J$ )

## ۵- نتیجه‌گیری

در این تحقیق، دو روش کنترلی (SMC, PID) جهت کنترل زاویه اوج برای مدل طولی یک هواپیمای بدون سرنشین ارائه شده است. در روش‌های ارائه‌شده، از الگوریتم بهینه‌سازی PSO جهت بهینه‌سازی هر دو کنترل کننده با توجه به خطای حاصل از خروجی سامانه نسبت به ورودی مطلوب و سیگنال کنترلی استفاده شد. عملکرد روش‌های کنترلی پیشنهادی، براساس چندین معیار مورد بررسی قرار گرفت که از میان آن‌ها می‌توان به مشخصه‌های پاسخ

جهت بررسی کیفیت عملکرد کنترل کننده‌های طراحی شده برای مدل خطی طولی هواپیما، کنترل کننده‌های پیشنهادی به مدل غیرخطی طولی (معادله ۱۵) اعمال می‌شوند که شکل ۱۸ خروجی زاویه اوج مدل غیرخطی را نشان می‌دهد.



**شکل (۱۸):** زاویه اوج  $\theta$  برای مدل غیرخطی طولی هواپیما (همراه با دینامیک‌های مدل نشده و عدم قطعیت پارامتری).

با توجه به شکل ۱۱ هر دو کنترل کننده در ردیابی مسیر مطلوب، موفق عمل کرده‌اند. اگرچه کنترل کننده SMC-PSO در ردیابی عملکردی بسیار مشابه با مدل تابع تبدیل مطلوب تعریف شده دارد. همچنین با توجه به شکل‌های ۱۵ و ۱۶ هر دو کنترل کننده پیشنهادی در برابر اغتشاشات وارده بر سامانه و تاخیر زمانی مقاوم بوده‌اند. اگرچه کنترل کننده SMC-PSO دارای کیفیت عملکردی بهتری می‌باشد زیرا اگر دامنه اغتشاشات افزایش یابد، کنترل کننده PID-PSO قادر به کنترل زاویه اوج نخواهد بود. بر اساس شکل ۱۷ کنترل کننده مد لغزشی در مقایسه با کنترل کننده PID دارای مقاومت پارامتری مطلوبی است. آنچه که در این مقاله مورد تأکید است، بررسی ضعف‌های احتمالی روش‌های طراحی کنترل خطی مثل کنترل کلاسیک و توانمندی‌های کنترل مدرن مانند مد لغزشی در مواجهه با عدم قطعیت پارامتری و دینامیک‌های مدل نشده است. همان‌طوری که از شکل ۱۸ مشخص است، کنترل کننده PID-PSO در مواجهه با دینامیک‌های مدل نشده، که در مدل غیرخطی طولی هواپیما نهفته است دارای ضعف می‌باشد که نشان‌دهنده عدم مقاومت این کنترل کننده نسبت به دینامیک‌های مدل نشده است در

- Analysis”, Proc. Int. Conf. Automatic Control and Systems Engineering, Cario, Egypt, 2005.
6. Robert, E. A. “Reconfiguration Sscheme for Flight Control Adaptation to Fixed Position Actuator Failures”, PhD Dissertation, University of Florida, 2003.
  7. Xie, Z. Y. and Xia, M. Fu. “Robust Trajectory Tracking Method for UAV Using Nonlinear Dynamic Inversion”, Proc. IEEE 5<sup>th</sup> Int. Conf. Cybern. Intell. Syst, Qingdao, China, 2011.
  8. Reiner, J., Balas, G. J., and Garrard W. L. “Flight Control Design Using Robust Dynamic Inversion and Time-Scale Separation”, J. Automatica. Vol. 32, No. 11, pp. 1493-1504, 1996.
  9. Xu, H., Mirmirani, M. D., and Ioannou, P. A. “Adaptive Sliding Mode Control Design for a Hypersonic Flight Vehicle”, J. Guid. Control Dynam. Vol. 27, No. 5, pp. 829-838, 2004.
  10. Ashari, A. E., and Khaloozadeh, H. “Substitute Sliding-Mode Controller Design for Aircraft Control”, Proc. IEEE Int. Conf of Industrial Technology, Mumbai, India, 2006.
  11. Ure, N. K. and Inalhan, G. “Design of Higher Order Sliding Mode Control Laws for a Multi Modal Agile Maneuvering UCAV”, Proc. IEEE Int. Conf of Systems and Control in Aerospace and Astronautics, Shenzhen, China, 2008.
  12. Hao, C., Beiji, Z., Haoyu, Z. and Lili, P. “Sliding Mode Controller Design for an Aircraft Pitch Rate Track System”, Proc. IEEE Int. Conf of Networking, Sensing and Control, Hainan, China, 2008.
  13. Promptun, E., and Seshagiri, S. “Sliding Mode Control of Pitch-Rate of an F-16 Aircraft”, J. Aerospace and Mecanical Engineering. Vol. 3, No. 9, pp. 1108-1114, 2009.
  14. Bahrami, M., Ebrahimi, B. and Roshanian, J. “Dynamic Sliding Mode Autopilot for Nonlinear Non-Minimum Phases Flight Vehicle”, Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci. Vol. 51, No. 174, pp. 236–243, 2009.
  15. Luo, X. Y., Guan, X. P. “Chattering Reduction Adaptive Sliding-Mode Control for Nonlinear Time-Delay systems”, Control and Decision. Vol. 24, No. 9, pp. 1429–143, 2009.
  16. Zhang, L., Su, Y., and Liang, Y. “HPSO-Based Fuzzy Neural Network Control for AUV”, J. Control Theory and Applications. Vol. 6, No. 3, pp. 322–326, 2008.
  17. Pan, L. X., Wang, L. L. “Robust Control Based on Feedback Linearization for Roll Stabilizing of Autonomous Underwater Vehicle Under Wave

زمانی، مقاومت نسبت به نامعینی‌های پارامتری و دینامیک‌های مدل‌نشده و ردیابی فرمان‌ها در محدوده‌ای وسیع اشاره کرد. مقاومت در برابر تاخیر زمانی و اغتشاش با بررسی پاسخ زمانی مدل خطی و نیز مقاومت نسبت به دینامیک‌های مدل‌نشده و مقاومت پارامتری با بررسی پاسخ زمانی مدل غیرخطی که دارای عبارات کوپلینگ میان زاویه حمله و زاویه اوج می‌باشد، مورد بررسی قرار گرفت. به‌طور خلاصه، نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهند که، ۱- کنترل-کننده‌های کلاسیک و مد لغزشی برای مدل خطی تقریباً نتایج مطلوبی را ارائه می‌دهند. ۲- اگرچه، طراحی کنترل مد لغزشی مبتنی بر مدل خطی صورت گرفت، اما دارای عملکرد مطلوبی در حضور نامعینی‌های پارامتری و همچنین دینامیک‌های مدل‌نشده می‌باشد و به‌عنوان نتیجه نهایی، در صورت عدم وجود نامعینی‌ها در مدل ریاضی موجود از هواپیمای بدون سرنشین، استفاده از روش‌های مبتنی بر مدل، مثل کنترل کلاسیک، پیشنهاد می‌شود. زیرا امکان بررسی تحلیلی پایداری به راحتی وجود دارد. اما در حضور نامعینی‌ها، کنترل مد لغزشی دارای پتانسیل بالایی جهت کنترل زاویه اوج و سایر مدها می‌باشد. همچنین این تحقیق نشان داد که چگونه با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی PSO می‌توان به‌طور خودکار پارامترهای وزنی کنترل‌کننده مد لغزشی را تنظیم نمود که در نتیجه آن تکیه به دانش تجربی جهت تعیین ضرایب کنترل‌کننده کاهش می‌یابد.

## ۶- مراجع

1. Nelson, R. C. “Flight Stability and Automatic Control”, WCB/McGraw Hill, New York, 1998.
2. Redling, T. J. “Integrated Flight Control Systems: a New Paradigm for an Old Art” Aerospace and Electronic Systems Magazine, IEEE. Vol. 16, No. 5, pp. 17-22, 2001.
3. Stojiljkovic, B., Vasov, L., Mitrovic, C., and Cvetkovic, D. “The Application of the Root Locus Method for the Design of Pitch Controller of an F-104A Aircraft”, Strojniški vestnik, Vol. 5, No. 9, pp. 555-60, 2009.
4. Boskoski, P., Mileva, B., and Deskoski S. “Auto Landing Using Fuzzy Logic”, 6th International PhD Workshop on Systems and Control, Izola, Slovenia, 2005.
5. Choe, D., Lee, Y., and Cho, S. “Nonlinear Pitch Autopilot Design with Local Linear System



28. Yu, G. R., Huang, J. W., and Chen, Y. H., "Optimal Fuzzy Control of Piezoelectric Systems Based on Hybrid Taguchi Method and Particle Swarm Optimization"; Proc. Int. Conf. Systems, Man, and Cybernetics, IEEE Publ., Piscataway, 2009.
29. Omizegba, E. E., and Adebay, G. E. "Optimizing Fuzzy Membership Functions Using Particle Swarm Algorithm"; Proc. IEEE Int. Conf. Systems, Man, and Cybernetics, IEEE Publ., Piscataway, 2009.
30. Ayoubi, M. A., and Ting, E. "Optimized Fuzzy Proportional/Integral/Derivative Controller for Aircraft Pitch Control", J. Aerospace Information Systems. Vol. 10, No. 8, pp. 411–429, 2013.
31. Sangchul, L., Kwangjin, K., and Youdan, K. "A Sliding Mode Control with Optimized Sliding Surface for Aircraft Pitch Axis Control System", Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. Vol. 55, No. 2, pp. 94–98, 2012.
32. Welong, S. "Model Reference Adaptive Integral-type Sliding Mode Control Design for Class of Uncertain Systems"; Proc. Conf. Intelligent Control and Automation, IEEE Publ, Vol. 150, No. 8, pp. 383–388, China, 2006.
33. Costin, E. "Integral Sliding-Mode Control With Applications to Aircraft Dynamics", Applied Mechanics and Materials", Vol. 245, No. 8, pp. 340-345, 2013.
34. Mirmirani, Xu. H. and Ioannou, P. A. "Adaptive Sliding Mode Control Design for a Hypersonic Flight Vehicle", Guid. Control Dynam. Vol. 27, No. 8, pp. 829–838, 2004.
35. Lingling, W., Huali, W., Lili, Y., and Junwei, L. "A Simple Sliding Mode Control for Saucer-Shaped Aircraft", Proc. Int. Conf. Machinery, Materials and Computing Technology (ICMMCT), Beijing, China, 2017.
36. Jamoussi, K., Chrifi-Alaoui, L., Benderradji, H., E Hajjaji, A., and Ouali, M. "Robust Sliding Mode Control Using Adaptive Switching Gain for Induction Motors", J. Automation and Computing. Vol. 10, No. 4, pp. 303–311, 2013.
37. Degaki, T., and Suzuki, S. "Sliding Mode Control Application for Two- Dimensional Active Flutter Suppression", Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. Vol. 43, No. 2, pp. 175-181, 2001.
- Disturbances", J. China Ocean Engineering. Vol. 25, No. 2, pp. 251–263, 2011.
18. Jiang and M. Kamel. "Pitch Control of an Aircraft with Aggregated Reinforcement Learning Algorithms"; Proc. Int. Conf. Neural Networks, USA, 2007.
19. Manocha, A. and Sharma A. "Three Axis Aircraft Autopilot Control Using Genetic Algorithms: An Experimental Study"; Proc. IEE Int. Conf. Advanced Computing, Patiala, India, 2009.
20. Chugh, V. and Ohri, J. "GA Tuned LQR and PID Controller for Aircraft Pitch Control"; Proc. IEE Int. Conf., Power Electronics (IICPE, India, 2014.
21. Somakumar, R., and Chandrasechar, J. "Neural Network Based Nonlinear Inverse Dynamics for Flight Controller Design", Proc. IEE Int. Conf of Control Applications, Trieste, Italy, 1998.
22. Moon, G., and Kim, Y. "Variable Structure Control with Optimized Sliding Surface for Aircraft Control System", IAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Providence, Rhode Island, USA, 2004.
23. Pazooki, A., Tag, A., and Izadjoo, R. "Control of Pitch Angle Using Fuzzy and PD Controllers"; Proc. Int. Conf. Electrical Eng. Iran, 2011, (In Persian).
24. Ting, E., and Ayoubi, M. A. "Optimized Fuzzy-Proportional/Integral/Derivative Controller for Aircraft Pitch Control", Int. J. Aerospace Systems, Vol. 10, No. 8, pp. 414-429, 2013.
25. Kennedy, J., and Eberhart, R. C. "Particle Swarm Optimization", in Proc of the 1995 IEEE ICEC, IEEE Publ., Piscataway, NJ, pp. 1942-1948, 1995.
26. Eberhart, R. C., and Kennedy, J. "A New Optimizer Using Particle Swarm Theory", in Proc of the Sixth International Symposium on Micro Machine and Human Science, IEEE Publ., Piscataway, pp. 39-43, 1995.
27. Samanta, B., and Nataraj, C. "Design of Intelligent Ship Autopilots Using Particle Swarm Optimization", in Proc of the Swarm Intelligence Symposium, IEEE Publ., Piscataway, pp. 1-7, 2008.

