



E-ISSN: 2676-4253

Journal of Technology in Aerospace Engineering

Vol. 8, No. 1, pp. 1-14, 2024

<https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.1.1>

Journal Homepage: <https://jtae.ari.ac.ir>



Original Research Paper

## Designing Pitch Angle Compensator for an UAV and Making it Robust Using Bee Colony Optimization Algorithm

Mohammad Hosein Alizadeh and Alireza Toloei\*

Faculty of New Technologies and Aerospace Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran

### ARTICLE INFO

#### Article History:

Received 03 February 2023

Revised 15 April 2023

Accepted 15 April 2023

Available Online 15 April 2023

#### Keywords:

Autopilot

Pitch compensator

Pitch rate damper

Uncertainty

Article bee colony optimization

### ABSTRACT

Uncertainty in parameters is one of the important challenges of designing an autopilot for airplanes. The considered aircraft in this paper is an (a) UAV, capable of performing multiple missions. In this paper, after the linearization of the pitch channel, the transfer function for important points is extracted. After that, a robust classic compensator and an angular velocity damper are designed. According to the range of uncertainties, the compensator is adjusted by bee colony optimization algorithm. Also, the optimal value of the wing sweep back angle is obtained indirectly from the optimal value of the center of aerodynamic pressure. The optimization approach in this paper is to make pitch channel robust to uncertainties. The results show that with the innovation in the design of the classic controller and its combination with Monte Carlo simulation and optimization algorithm, the behavior of the pitch channel in the presence of uncertainties has been improved.

\*Corresponding Author's E-mail: [toloei@sbu.ac.ir](mailto:toloei@sbu.ac.ir)

### How to Cite this Article:

M. H. Alizadeh and A. R. Toloei, " Designing pitch angle compensator for an uav and making it robust using bee colony optimization algorithm," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 8, No. 1, pp. 1-14, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.1.1>.

### COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).





# طراحی جبران‌ساز فراز یک پهپاد و مقاوم‌سازی آن با الگوریتم بهینه‌ساز کلونی زنبور عسل

محمدحسین علیزاده<sup>۱</sup> و علیرضا طلوعی<sup>۲\*</sup>

۱- دانشجوی دکتری، دانشکده فناوری‌های نوین و مهندسی هوافضا، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

۲- دانشیار، دانشکده فناوری‌های نوین و مهندسی هوافضا، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

## چکیده

از چالش‌های مهم طراحی خلبان خودکار در هواپیما، عدم قطعیت در پارامترها می‌باشد. هواپیمای موردنظر از نوع هواپیمای بدون سرنشین با قابلیت انجام مأموریت چندگانه می‌باشد. در این مقاله پس از خطی‌سازی کانال فراز، تابع تبدیل برای نقاط مهم استخراج شده و سپس یک جبران‌ساز مقاوم کلاسیک و یک میراکننده سرعت زاویه‌ای طراحی می‌شود. با توجه به بازه عدم قطعیت‌ها، با کمک الگوریتم بهینه‌سازی کلونی زنبور عسل، پارامترهای جبران‌ساز تنظیم گردیده‌اند. همچنین مقدار بهینه زاویه عقب‌گرد بال به صورت غیرمستقیم از مقدار بهینه مرکز فشار آیرودینامیکی به دست می‌آید. رویکرد بهینه‌سازی در این مقاله، مقاوم نمودن کانال فراز در مواجهه با عدم قطعیت‌ها است. نتایج نشان می‌دهد، با نوآوری صورت‌گرفته در طراحی جبران‌ساز به روش کلاسیک و ترکیب آن با شبیه‌سازی مونت‌کارلو و الگوریتم بهینه‌ساز، رفتار کانال فراز در زمان حضور عدم قطعیت‌ها بهبود قابل توجهی داشته است.

## اطلاعات مقاله

### تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۴ بهمن ۱۴۰۱

بازنگری ۲۶ فروردین ۱۴۰۲

پذیرش ۲۶ فروردین ۱۴۰۲

اولین انتشار ۲۶ فروردین ۱۴۰۲

### واژه‌های کلیدی:

خلبان خودکار

جبران‌ساز زاویه فراز

میراکننده سرعت زاویه‌ای فراز

عدم قطعیت

بهینه‌سازی کلونی زنبور عسل

\*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: [toloei@sbu.ac.ir](mailto:toloei@sbu.ac.ir)

## How to Cite this Article:

M. H. Alizadeh and A. R. Toloei, "Designing pitch angle compensator for an uav and making it robust using bee colony optimization algorithm," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 8, No. 1, pp. 1-14, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.1.1>.

## COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

با توسعه‌ای که در پردازنده‌ها صورت گرفته روشی جدید از خانواده جبران‌سازهای لغزشی مطرح شده‌است [۱۲، ۱۳]. از نقاط قوت این روش، وابستگی حداقلی به دقت تابع تبدیل است، چراکه با طراحی درست سطوح لغزش این مسئله حل می‌شود. اما نقطه ضعف آن‌ها در صدور فرامین زیگزاگی<sup>۵</sup> است. این فرامین خود باعث ایجاد نویز شده و حرکت صاف و هموار را از پرنده می‌گیرد هرچند که این روش برای استفاده در موشک‌های چابک مناسب به‌نظر می‌رسد. در [۱۴] برای بهینه‌سازی ضرایب یک کنترلگر روش جدیدی ارائه شده و گفتنی است کنترلر طراحی شده بر پایه مود لغزشی مقاوم می‌باشد. علاوه بر روش‌های ذکر شده هوشمندسازی طراحی خلبان خودکار نیز امروزه مطرح است که مقالات [۱۵، ۱۶] در این زمینه وارد موضوع شده‌اند.

امروزه با پیشرفت علم هوافضا، روش‌های جدید و پیچیده ابداع می‌شوند. خصوصاً زمانی که قابلیت مواجهه با نویز و یا اغتشاش مطرح شود، تفاوت میان طراحی‌ها مشخص می‌شود. گاهی طراحی خلبان خودکار بدون در نظر گرفتن اثر نویز صورت می‌گیرد؛ ولی در عمل در مواجهه با آن‌ها ضعف خلبان خودکار آشکار می‌شود؛ بنابراین از ابتدای طراحی جبران‌ساز باید به این مسئله توجه شود. مهم‌ترین نویز و اغتشاش‌ها عبارت‌اند از باد، رفتار نامناسب سطوح کنترلی، ارتعاش سازه، تلاطم سوخت در مخازن و عدم تقارن فیزیکی. در این مقاله، با استفاده از روش کلاسیک، جبران‌ساز مقاوم از نوع PID ارتقایافته طراحی شده‌است. این جبران‌ساز علاوه بر تضمین پایداری، در ورود نویز و ارتعاش الزامات طراحی را رعایت می‌نماید. پس از طراحی جبران‌ساز و میراکننده، با استفاده از الگوریتم بهینه‌ساز، جبران‌ساز و زاویه عقب‌گرد بال<sup>۶</sup> باهدف مقاوم‌سازی و افزایش قابلیت اطمینان در برابر عدم قطعیت‌ها تنظیم می‌شوند. این موضوع نوآوری این پژوهش می‌باشد.

## ۲ استخراج تابع تبدیل کانال فراز مود دوره کوتاه<sup>۷</sup>

در هواپیما با کنترل زاویه فراز، به‌صورت غیرمستقیم زاویه مسیر حرکت تنظیم می‌شود. لازمه این کار مشخص شدن تابع تبدیل است. در مرجع [۱] به‌صورت کامل کانال‌های کنترلی هواپیما تجزیه و تحلیل شده و معادلات خطی آن‌ها ارائه شده‌است. بنابر این، با استناد به آن معادلات خطی شده و تغییرات جزئی در نام‌گذاری پارامترها، مشابه مرجع [۷] به معادلات اصلی کانال فراز می‌رسیم. در شکل شماره ۱ دستگاه مختصاتی که معادلات در آن حل می‌شوند ارائه شده‌است. معادلات اصلی کانال

## ۱ مقدمه

یکی از ارکان مهم در هواپیما، خلبان خودکار<sup>۱</sup> می‌باشد و در طراحی آن باید حساسیت لازم صورت گیرد. خلبان خودکار با دریافت سیگنال خطای تعقیب و با اعمال فرامین به عملگرها خطا را کاهش می‌دهد. در این مقاله، هدف طراحی خلبان خودکار مقاوم برای زاویه فراز<sup>۲</sup> با روش ترکیبی کلاسیک و الگوریتم بهینه‌سازی می‌باشد. تاکنون روش‌های زیادی برای طراحی ارائه شده‌اند که به‌صورت عمده به جبران‌سازهای مقاوم و تطبیقی تقسیم می‌شوند. در روش مقاوم عموماً از تئوری‌های طراحی مقاوم استفاده می‌شود، جبران‌ساز کلاسیک از این خانواده است. در حال حاضر، جبران‌سازهای هوشمند مبتنی بر تئوری فازی و عصبی گسترش یافته، در دسته کنترل‌گرهای تطبیقی قرار می‌گیرند.

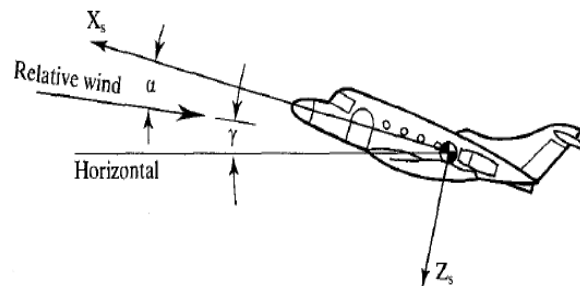
از مرجع [۱] به عنوان مرجع اصلی شناسایی کانال فراز و خطی‌سازی آن استفاده می‌شود. البته در مراجع [۱-۴] کانال‌های کنترلی به خوبی تفکیک شده و معادلات آن‌ها استخراج شده‌است. هواپیما در محیطی سیال با کمک موتور و انحراف عملگرها پرواز می‌کند. برای کیفی‌سازی از نظر افزایش وزن بار، سازه‌ای نسبتاً سبک و منعطف انتخاب می‌گردد که سبب بروز ارتعاشات در سازه می‌شود. در طراحی خلبان خودکار، دقت به شکل موده‌های ارتعاشی، فرکانس ارتعاشات و شرایط پروازی ماموریت بسیار مهم است. به دلیل منعطف بودن سازه، انحراف سطوح کنترلی نباید خود سبب واگرایی در ارتعاشات شود. [۵-۷] راهکار لازم را در این زمینه ارائه داده و در مرجع [۷] برای یک موشک منعطف الزامات اصلی طراحی ارائه شده‌است. راه‌کار ارائه شده برای طراحی فیلتر جبران‌ساز پهپاد مورد نظر مفید است.

امروزه برای بهینه‌سازی طراحی‌های مهندسی، خصوصاً در حوزه هوافضا از الگوریتم‌های بهینه‌سازی به وفور استفاده می‌شود. در مرجع [۸] با استفاده از الگوریتم کلونی زنبور عسل<sup>۳</sup> برای مسیر حرکت یک پهپاد طراحی نو ارائه شده و در [۹] از الگوریتم کلونی زنبور عسل در یک ربات پرنده برای طراحی سیستم هدایتی خود مختار استفاده شده‌است. در مرجع [۱۰] نیز از این روش بهینه‌ساز، الگوریتم طراحی PID<sup>۴</sup> ارائه شده‌است. این مرجع نشان می‌دهد که از این الگوریتم‌های بهینه‌سازی می‌توان برای طراحی جبران‌سازهای مقاوم در برابر غیرخطی بودن‌های سیستم استفاده نمود. مرجع [۱۱] از روش جانمایی صفر و قطب، خلبان خودکار برای کانال فراز طراحی کرده است. امروزه

5. Chattering  
6. Sweep Back  
7. Short Period

1. Autopilot  
2. Pitch  
3. Article Bee Colony  
4. Proportional Integral Derivative

طولی در رابطه ۱ نشان داده شده است. فرض شده، تغییرات سرعت طولی ناچیز است.



شکل ۱- دستگاه مختصات پایداری [۷]

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \end{bmatrix} \cdot \delta_e \\ q &= [0 \quad 1] \cdot \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} \\ \frac{q(s)}{\delta_e(s)} &= C(sI - A)^{-1}B \\ \dot{\theta} &= -q \\ \frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} &= -\frac{1}{s} \frac{q(s)}{\delta_e(s)} \\ G_{\theta}(s) \left( \frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} \right) &= -\frac{A_1 s + A_2}{s(s^2 + B_1 s + B_2)} \end{aligned} \quad (2)$$

متغیرهای ۲ عبارتند از:

$$\begin{aligned} a_{11} &= \frac{Q \cdot S}{mU_0} (C_{za} - C_x) - \frac{F_x}{mU_0} \\ a_{12} &= \frac{Q \cdot S \cdot C}{mU_0^2} C_{zq} + 1 \\ b_1 &= -\frac{C_{l\delta}}{mU_0} \\ a_{21} &= \frac{Q \cdot S \cdot C}{I_{yy}} C_{za} \cdot x_{PG} \\ a_{22} &= -\frac{Q \cdot S \cdot C^2}{I_{yy} U_0} C_{mq} \\ b_2 &= -\frac{C_{l\delta} \cdot D_x}{I_{yy}} \\ A_1 &= b_2 \\ A_2 &= b_1 a_{21} - b_2 a_{11} \\ B_1 &= -(a_{11} - a_{22}) \\ B_2 &= a_{11} a_{22} - a_{12} a_{21} \end{aligned} \quad (3)$$

پهپاد در حین مأموریت از لحظه ورود به فاز خلبان خودکار تا فاز نشست، ناگزیر تغییرات جرمی، ممان اینرسی، سرعت پروازی، ارتفاع و تغییرات ضرایب آیرودینامیکی را تجربه می‌کند؛ لذا پارامترهای استخراج شده برای تابع تبدیل در حین پرواز تغییر می‌کنند. در ادامه برای یک پرواز نامی (بدون عدم قطعیت)، تغییرات این عناصر بر حسب زمان بی‌بعد شده نمایش داده می‌شود. در جدول ۱ مشخصات هندسی و پروازی پهپاد و در تصویر ۲ تغییرات تابع تبدیل را در کل زمان ملاحظه می‌گردد. گفتنی است هر یک از این نمودارها تغییرات پارامترهای رابطه ۲ و ۳ را نمایش می‌دهد.

از رابطه ۱ مشخص است، که عامل ایجاد میرایی  $C_{mq}$  می‌باشد، چراکه این ضریب به صورت مستقیم بر میزان سرعت زاویه‌ای اثر می‌گذارد. در صورت کوچک بودن و یا عدم لحاظ آن، میرایی ایجاد نخواهد شد و کانال بدون وجود فرمان کنترلی با کوچکترین مقدار سرعت زاویه‌ای واگرا خواهد شد. برای افزایش تاب آوری پهپاد در شرایط واقعی، طراحی جبران‌ساز، به ازای کوچک‌ترین مقدار محتمل این ضریب صورت می‌گیرد. در این مقاله مقدار محاسبه شده تقسیم بر دو شده و استفاده

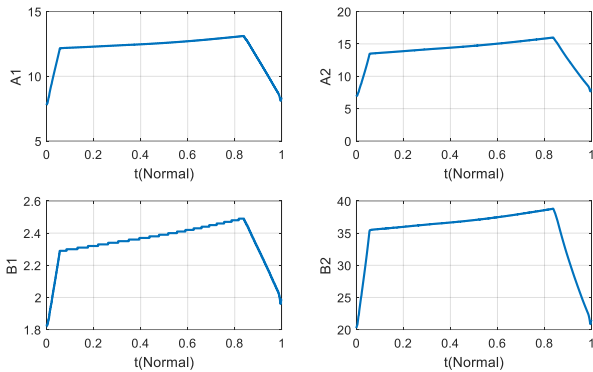
$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= \left( \frac{Q \cdot S}{mU_0} (C_{za} - C_x) - \frac{F_x}{mU_0} \right) \cdot \alpha + \left( \frac{Q \cdot S \cdot C}{mU_0^2} C_{zq} + 1 \right) \cdot q \\ &\quad - \frac{C_{l\delta}}{mU_0} \delta_e \\ \dot{q} &= \left( \frac{Q \cdot S \cdot C}{I_{yy}} C_{za} \cdot x_{PG} \right) \cdot \alpha - \frac{Q \cdot S \cdot C^2}{I_{yy} U_0} C_{mq} \cdot q + \frac{C_{l\delta} \cdot D_x}{I_{yy}} \delta_e \\ \dot{\theta} &= -q \end{aligned} \quad (4)$$

متغیرهای بکاررفته عبارتند از:

$C_x$	ضریب آیرودینامیک محوری (پسا)
$C_{mq}, C_{zq}, C_{za}$	ضرایب مشتقات دینامیکی
$D_x$	فاصله نقطه اثر سطح کنترلی از مرکز جرم
$m$	جرم لحظه‌ای
$I_{yy}$	ممان اینرسی لحظه‌ای نسبت به مرکز جرم
$U_0$	اندازه سرعت کل
$C$	طول مرجع بی‌بعد کننده ضرایب آیرودینامیک
$x_{PG}$	فاصله مرکز جرم از مرکز فشار (حاشیه پایداری)
$F_x$	مقدار نیروی پیشران در جهت محور طولی
$C_{l\delta}$	ضریب نیروی برآ، به یک رادیان چرخش سطح کنترلی
$Q \cdot S$	مقدار نیروی آیرودینامیکی نرمال وارد بر سطح
$\alpha$	زاویه حمله

از دسته معادله ۱ مطابق رابطه ۱ با محاسبات مربوط به تبدیل فضای حالت به تابع تبدیل، تابع تبدیل از زاویه انحراف سطوح کنترلی ( $\delta_e$ ) به سرعت زاویه‌ای فراز ( $q$ ) حاصل می‌شود.

قابل چشم‌پوشی است. باید در طراحی جبران‌ساز نهایت دقت را نمود تا از ارسال فرامین با تغییرات شدید به عملگرها جلوگیری شود. به عبارتی سیستم کند باشد. همچنین دیده می‌شود که قطب‌های مجموعه (ریشه‌های مخرج) سمت چپ محور موهومی بوده و سیستم پایدار است. همچنین مقدار صفر تابع (ریشه صورت) سمت چپ است یعنی این کانال حداقل فاز ۱ می‌باشد.



شکل ۲- تغییرات ضرایب تابع تبدیل فراز در زمان بی‌بعد شده (به‌ازای کوچک‌ترین مقدار  $C_{mq}$ )

هدف اصلی در این پژوهش پایداری مود دوره کوتاه است. هرچند برای بررسی دقیق‌تر با استفاده از جدول ۱ و معادلات تقریب مود دوره بلند<sup>۲</sup> در رابطه ۶ استخراج می‌شود. ریشه‌های این مود نشان می‌دهد که کانال پایدار و البته بسیار کندتر از مود دوره کوتاه می‌باشد.

$$\omega_{ph} = \sqrt{\frac{-Z_u g}{U_0}} \approx \sqrt{2} \frac{g}{U_0} = \sqrt{2} \frac{9.8}{95}$$

$$= 0.14 (\text{rad/sec}) \quad (۶)$$

$$\zeta_{ph} \approx \frac{\sqrt{2}}{2} \frac{1}{\frac{L}{D}} = \frac{\sqrt{2}}{2} \frac{1}{10} = 0.07,$$

$$\lambda_{3,4} \approx -0.1 \pm j0.1$$

### ۳ طراحی کنترل‌کننده کلاسیک

معروف‌ترین کنترل‌کننده کلاسیک، جبران‌ساز PID است. در فرم استاندارد، این جبران‌ساز با استفاده از خطا، مشتق خطا و انتگرال آن، تعقیب فرمان و خطای ماندگار حداقلی را برآورده می‌سازد. در این پهپاد، به دلیل استفاده از سنسورهای حساس ناوبری و وجود عملگرهای الکترومکانیکی، عملاً نویز اندازه‌گیری و ارتعاش سازه وارد مجموعه شده و سبب بروز پرش‌های مجازی در زاویه وضعیت و حلقه کنترل می‌شود. برای بهبود عملکرد، فرم توسعه‌یافته جبران‌ساز به مجموعه افزوده می‌گردد.

گردید. چنانچه رفتار کانال کنترلی در این شرایط قابل قبول باشد، قطعاً در شرایط واقعی رفتار بهتر خواهد بود.

جدول ۱- مشخصات آیرودینامیکی پهپاد مورد بحث

ردیف	مقدار	نسبت
۱	50	نسبت وزن به سطح بال $(W/S)$
۲	10	نسبت برا به پسی کروز $(L/D)$
۳	8	نسبت منطری
۴	$10 \pm 5 \text{ deg}$	*زاویه عقب‌گرد بال
۵	$95 \text{ m/s}$	سرعت کروز
۶	%4 of Length	حداقل حاشیه پایداری

\* این مشخصه قابل تنظیم بوده و متناسب با مأموریت پهپاد و تغییر مرکز جرم برای پایداری مناسب تنظیم می‌شود.

در تصویر شماره ۲ تغییرات تابع تبدیل فراز در شرایط بدون عدم قطعیت دیده می‌شود. در این تصویر تغییرات متغیرهای کانال فراز که در رابطه ۳ استخراج شد آورده شده است. دیده می‌شود که در زمان‌های مختلف با تغییر در مشخصات وزنی، سرعت، چگالی‌ها و مأموریت پروازی تابع تبدیل تغییر می‌کند. برای اینکه دید درستی از پهپاد موردنظر داشته باشیم، نقطه‌ای از میانه پرواز کروز، یعنی زمان بی‌بعد شده  $t = 0/5$  را انتخاب می‌کنیم. در این نقطه تابع تبدیل عبارت است از:

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{12.5s + 14.5}{s(s^2 + 2.4s + 37)} \quad (۴)$$

همچنین استنباط می‌شود:

$$\frac{q(s)}{\delta_e(s)} = \frac{K_q(1 - T_2s)}{s^2 + 2\zeta_{sp}\omega_{sp}s + \omega_{sp}^2}$$

$$= \frac{14.5(1 + 0.86s)}{s^2 + 2.4s + 37} \quad (۵)$$

$$T_2 \approx -0.86, \quad \omega_{sp} \approx 6.1 (\text{rad/sec}),$$

$$\zeta_{sp} \approx 0.2, \quad \lambda_{1,2} \approx -1.2 \pm j6.$$

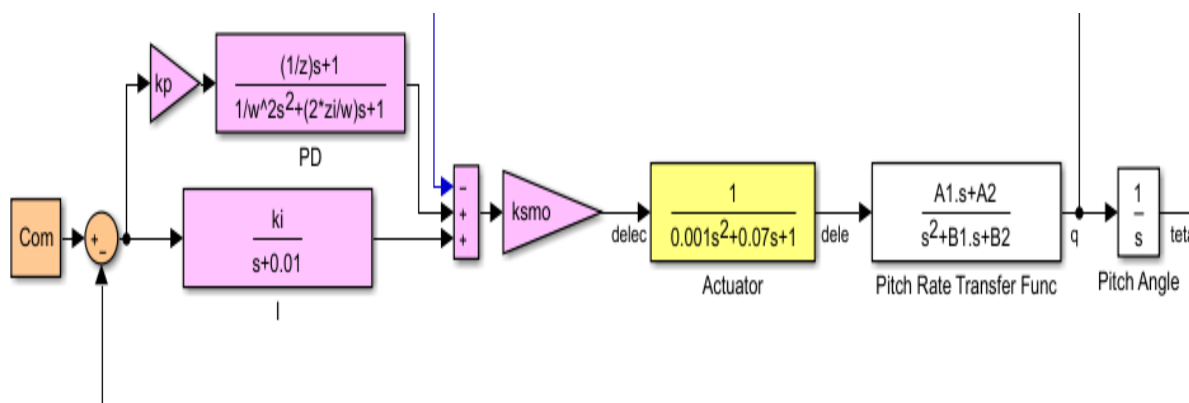
از مقدار  $\zeta_{sp}$  مشهود است که این پهپاد ضریب میرایی کوچکی دارد. ناگفته نماند، ضریب  $C_{mq}$  استفاده شده در بازه حداقلی، نقش اصلی را دارد. این میزان از ضریب میرایی نشان از خوش‌دستی ضعیف است اما چون هواپیما در رده غیر مسافری است، این مشکل

کنترل دارد، اما باتوجه به ذات مشتق گیر، ورودی آن باید از ارتعاشات سازه، موتور و عملگرها پالایش شده و صاف باشد که فیلتر افزوده این نقش را بر عهده دارد. همچنین در جبران‌ساز از یک انتگرال‌گیر برای کاستن از خطای حالت ماندگار استفاده می‌شود. از خصوصیات این انتگرال‌گیر، کاهش میزان حاشیه فاز در حلقه کنترلی می‌باشد که در شرایط بروز اغتشاشات سریع واکنش به‌موقع را از کانال کنترلی گرفته و کیفیت کنترل کاهش می‌یابد. برای اصلاح این مشکل فرم انتگرال‌گیر با افزودن یک قطب نزدیک محور موهومی تغییر می‌کند. در تصویر ۳ حلقه کانال فراز استفاده شده در مقاله که شامل جبران‌ساز، بهره هموارساز، مدل عملگر و تابع تبدیل کانال فراز است ارائه شده‌است.

$$G_c(s) = \left( k_p + k_d s + \frac{k_i}{s} \right) \quad (7)$$

$$G_c(s) = \left( \frac{k_p(s/z_c + 1)}{s^2 + \frac{2\zeta s}{\omega_n} + 1} + \frac{k_i}{s + z_i} \right)$$

رابطه اول فرمی از یک PID استاندارد است. تجربه نشان می‌دهد با ورود نویزهای اندازه‌گیری و ارتعاشی، کیفیت لازم از آن سلب شده و برای بهبود، از جبران‌ساز دوم استفاده می‌شود. با افزودن یک فیلتر درجه دوم و همچنین تغییر در ساختار انتگرال‌گیر مسئله اصلاح می‌شود. این نوع جبران‌ساز نیز از ایده‌های نوین این مقاله می‌باشد. قسمت مشتق‌گیر جبران‌ساز نقش قابل‌توجهی در افزودن بر حاشیه فاز و بهره کانال تحت



شکل ۳- مدل کلی کانال کنترلی زاویه فراز

برای طراحی جبران‌ساز لازم است چند نقطه به نمایندگی از کل پرواز انتخاب شوند. در گام نخست، جبران‌ساز باید در این پنج نقطه به نمایندگی از کل پرواز عملکرد مناسبی داشته باشد تا عملکرد در کل پرواز قابل قبول شود.

جدول ۲- نقاط حساس طراحی جبران‌ساز از کل پرواز

ردیف	تابع تبدیل زاویه فراز	زمان	توضیحات
۱	$\frac{8.2(1 + 1.1s)}{(s^2 + 1.95s + 24.)s}$	0/01	شروع به کار (اوج‌گیری)
۲	$\frac{13.1(1.+1.0s)}{(s^2 + 2.3s + 35.5)s}$	0/05	ابتدای فاز کروز
۳	$\frac{14.5(1 + 0.86s)}{(s^2 + 2.4s + 37.)s}$	0/5	میانه پرواز کروز
۴	$\frac{16.(1 + 0.84s)}{(s^2 + 2.5s + 39.)s}$	0/85	انتهای فاز کروز
۵	$\frac{8.7(1 + 0.98s)}{(s^2 + 2.0s + 21.)s}$	0/99	پایان مأموریت (نزول)

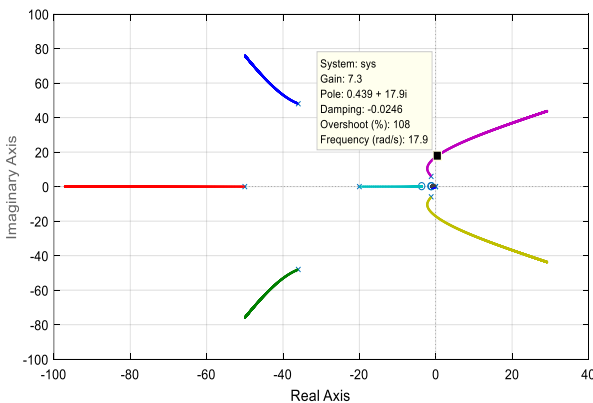
بر اساس الزامات مشخص شده و استفاده از داده جدول ۲، با روش طراحی کلاسیک، جبران‌ساز طراحی گردید. باید مکان هندسی ریشه‌ها به ازای بهره حداقل ۴ از ناحیه پایداری خارج نشود. همچنین با توجه به کوچکی ضریب میرایی، حتی‌المقدور پاسخ پله کانال فراز کند طراحی شود تا از بروز ضربات ناگهانی در فرامین اجتناب گردد. جبران‌ساز با احتساب حلقه کنترلی تصویر ۳ عبارت است از:

$$G_c(s) = \frac{1.1(s/4.5 + 1)}{s^2 + \frac{2 * 0.6s}{60} + 1} + \frac{0.86}{s + 0.01} \quad (9)$$

و باتوجه به تصویر ۲ مشخص است علاوه بر اثر تغییرات جرمی، تغییرات سرعت و ارتفاع پروازی نیز بر بهره حلقه باز مشهود است. برای جبران تغییر بهره کانال، بهره‌ای هموارساز با نام  $ksmo$  در خروجی جبران‌ساز ضرب می‌گردد. اثر این بهره هموارساز استقلال کانال از تغییر ارتفاع و سرعت پرواز می‌باشد. گفتنی است، چون سیستم ناوبری مجهز به موقعیت‌یاب ماهواره‌ای می‌باشد، اندازه‌گیری سرعت و ارتفاع با کمترین خطا ممکن است.

$$Q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad ksmo = \frac{Q_0}{Q} \quad (10)$$

$Q_0$  فشار دینامیکی لحظه‌ای است که در آن جبران‌ساز طراحی می‌شود. به عبارتی دیگر فشار دینامیکی لحظه  $t = 0/5$  می‌باشد. این بهره نشان می‌دهد، افزایش سرعت، بهره هموارساز را کاهش و افزایش ارتفاع بهره را افزایش می‌دهد. مکان هندسی ریشه‌ها، نمودار بود و پاسخ پله برای نقطه میانی پرواز در شکل ۴ آورده شده‌است.



شکل ۴- مشخصات پایداری با جبران‌ساز طراحی شده

با مشاهده توابع تبدیل در نقاط حساس، مهم‌ترین مؤلفه، تغییر مقدار بهره کانال یعنی  $K_q$  است. دلیل اصلی این تفاوت در رژیم پروازی متفاوت (سرعت و ارتفاع) و همچنین تغییرات ممان اینرسی و جرم در حین پرواز می‌باشد.

### ۱.۳ طراحی فیلترهای جبران‌ساز

از رابطه ۷ مشخص است که در جبران‌ساز مورد نظر، از فیلتر درجه دوم برای کاهش اثرات نویزهای اندازه‌گیری و ارتعاشات سازه و از فیلتر درجه اول برای کاهش اثر پس‌فازی انتگرال‌گیر و کاهش خطای حالت ماندگار استفاده شده‌است. تحلیل سازه‌ای پهپاد و نویزهای ورودی به سنسورهای ناوبری نشان می‌دهد که فرکانس‌های مزاحم، بیش از ۱۰ هرتز می‌باشند. همه نویزهای اندازه‌گیری دینامیک شناخته شده ندارند هرچند ارتعاشات سازه دارای شکل مودهای مشخص و فرکانس مشخص می‌باشد. با توجه به فرکانس ارتعاشات و نویزها که بیش از ۱۰ هرتز است،  $\omega_n = 60 \text{ rad/s}$  انتخاب می‌شود. انتخاب مقادیر کوچک  $\zeta$ ، از نظر حاشیه پایداری مناسب بوده اما به دلیل ایجاد تقویت در ورود ارتعاشات سازه‌ای، امکان تشدید در ارتعاشات وجود دارد. بنابر این مقدار آن در محدوده  $\zeta = 0.6$  انتخاب می‌گردد. همچنین برای کاهش خطای تعقیب با افزودن قطبی نزدیک به مبدأ، عملاً خطا کاهش یافته و اثر پس‌فازی انتگرال‌گیر در شرایط اغتشاشی قابل قبول می‌شود. در رابطه ۸ فیلترهای مورد نظر ارائه شده‌است.

$$F_1(s) = \frac{1}{s + 0.01} \quad (8)$$

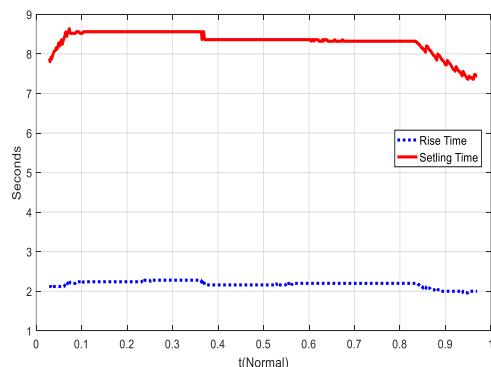
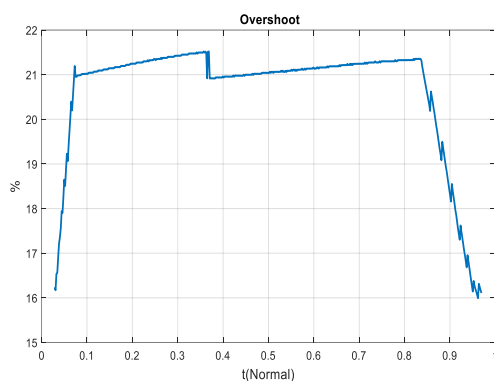
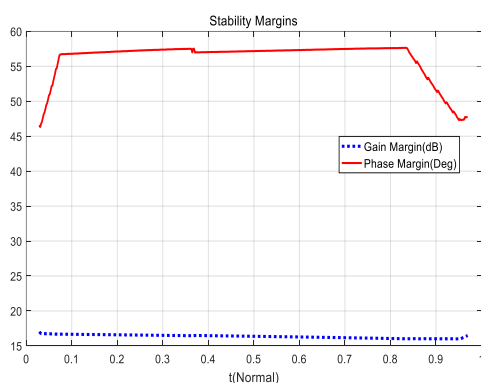
$$F_2(s) = \frac{1}{s^2 + \frac{2(0.6)s}{60} + 1}$$

### ۲.۳ طراحی جبران‌ساز زاویه کانال فراز

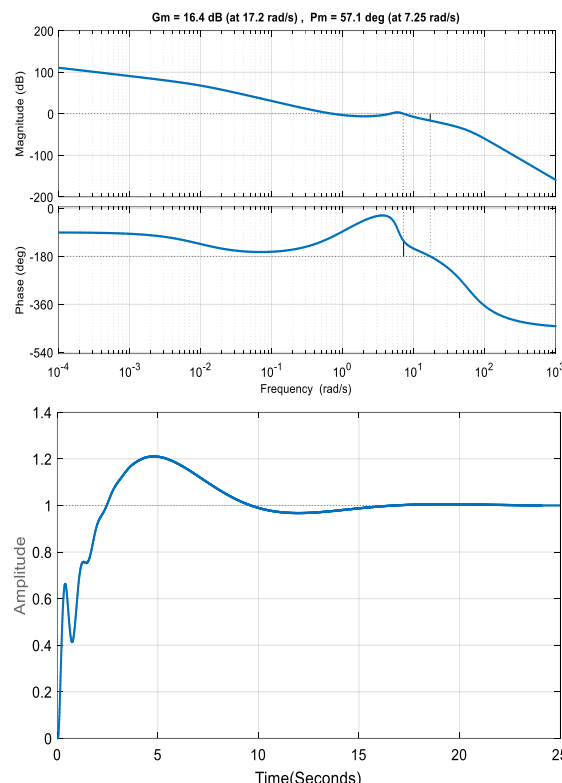
پس از مشخص شدن فیلترها، طراحی جبران‌ساز ترکیب شده با فیلترها انجام می‌شود. الزامات طراحی عبارت‌اند از:

- (۱) حاشیه فاز در کل مسیر پرواز بیش از ۴۰ درجه باشد.
- (۲) حاشیه بهره بیش از ۴(۱۲ dB) باشد.
- (۳) حداکثر فرجهش کمتر از ۳۰٪ باشد.
- (۴) زمان صعود در محدوده ۲ sec باشد. زیاد کوچک بودن این زمان سبب سریع شدن پهپاد گشته که امکان افزایش ارتعاشات سازه‌ای به دلیل ضربه فرامین کنترلی و کوچک بودن ضریب میرایی می‌گردد.
- (۵) زمان نشست حدود ۱۰ sec باشد.

و در شرایط مختلف، حاشیه فاز بیش از ۴۵ درجه بوده و حاشیه بهره نیز بیش از ۱۶ dB است که مطلوب طراحی می‌باشد. نمودار دوم مقدار فراجش را نشان می‌دهد که در محدوده ۲۰٪ می‌باشد. در نهایت در نمودار سوم زمان صعود و نشست نشان داده شده‌اند که تایید کننده، مناسب بودن طراحی متناسب با الزامات می‌باشند. البته در فاز صعود و نزول به دلیل تغییر بزرگ در دینامیک پهنای باند استفاده از بهره هموارساز مشخصات کمی تغییر می‌کند اما با توجه به مقدار حاشیه‌های پایداری، مقاوم بودن جبران‌ساز در کل زمان پرواز مشهود است. این نمودارها این موضوع را نشان می‌دهند که، علی‌رغم طراحی خلبان خودکار برای یک نقطه، توانستیم با استفاده از مقاوم بودن طراحی و با کمک بهره هموارساز کیفیت جبران‌ساز را برای کل زمان پرواز نامی تضمین کنیم.



شکل ۵- مشخصات پایداری با جبران‌ساز طراحی شده برای کل زمان در حالت بی‌بُعد



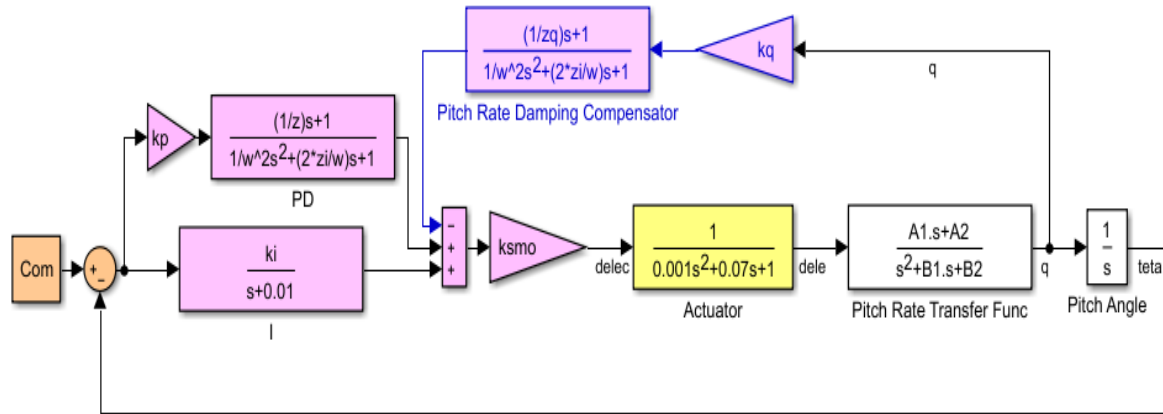
ادامه شکل ۴- مشخصات پایداری با جبران‌ساز طراحی شده

قابل ذکر است مکان هندسی ریشه‌ها نشان می‌دهد که به‌ازای بهره‌های بالاتر از  $\frac{7}{3}$  ریشه‌ها به سمت راست رفته و مجموعه ناپایدار می‌شود. همچنین نمودار پاسخ فرکانسی نشان می‌دهد که حاشیه فاز بیش از ۵۰ درجه و حاشیه بهره ۱۶/۴ dB و یا حدود ۷ برابر است. حاشیه فاز میزان تاب‌آوری حلقه را به ازای تاخیر، دینامیک مدل نشده و خرابی احتمالی نشان می‌دهد. همچنین نمودار پاسخ پله نشان می‌دهد که مقدار فراجش حدود ۲۰٪ و زمان صعود نیز نزدیک 2sec است. در ضمن مکان هندسی ریشه‌ها نشان می‌دهد که ریشه‌ها با افزایش بهره‌های بسیار بالا ناپایدار شده‌اند. نکته قابل توجه در رابطه با پاسخ پله، کوچک بودن ضریب میرایی است. برای جبران این مسئله که از ذات پهنای باند ناشی می‌شود، ناگزیر به استفاده از جبران‌ساز میرایی در سرعت زاویه‌ای هستیم.

### ۳.۳ بررسی مشخصات کانال فراز در کل زمان پرواز

برای تحلیل کیفیت جبران‌ساز طراحی شده لازم است، کل نقاط پرواز بررسی شود. برای این منظور لازم است مشخصات مهم پایداری یعنی حاشیه بهره و فاز و همچنین مشخصات پاسخ پله در کل زمان رسم شوند. در نهایت مؤلفه‌های اساسی برای کل زمان پرواز (تصویر ۲) در تصویر ۵ ارائه شده‌است. نمودار اول مشخصه‌های پایداری یعنی حاشیه فاز و بهره را در کل زمان بی‌بُعد شده نشان می‌دهد. مشخص است در کل زمان پرواز

بهبود، ناگزیر به استفاده از میراکننده سرعت زاویه‌ای فراز است. در شکل ۶، میراکننده مورد نظر، یعنی PD با فیلتر درجه دوم، به حلقه اصلی افزوده شده است.



شکل ۶- کانال فراز با جبران‌ساز زاویه و میراکننده سرعت زاویه ایدر طراحی این میراکننده الزامات پایداری مانند حاشیه فاز و بهره همچنان برقرار هستند. رابطه ۱۱ میراکننده طراحی شده را نشان می‌دهد. شکل ۷ پاسخ پله کانال فراز در حالت عدم استفاده/استفاده از آن را نشان می‌دهد. کاملاً مشهود است این حلقه، نامیرایی‌های مزاحم در پاسخ پله را به خوبی میرا کرده است.

شرایط پرواز واقعی الزاماً شبیه به پرواز نامی نیست. قطعاً تغییرات وزن، ممان اینرسی، نیروی پیشران و مقدار ضرایب آیرودینامیکی نسبت به حالت نامی وجود دارد. همچنین احتمال خرابی و نیز شرایط پروازی مختلف مانند تفاوت سرعت، ارتفاع پرواز (چگالی هوا) و مشابه این موارد وجود دارد؛ لذا باید جبران‌ساز قابلیت مطابقت با این شرایط را داشته و پرواز پایدار را تضمین کند.

در این گام با اعمال تمامی بازه‌های عناصر اثرگذار بر دینامیک و با استفاده از الگوریتم بهینه‌ساز کلونی زنبور عسل تغییر بهره، صفر جبران‌ساز و همچنین موقعیت درست مرکز فشار تعیین خواهد شد. گاهی با اصلاح صرفاً نرم‌افزاری (تغییر بهره و صفر) نمی‌توان به مقاوم بودن مورد نظر رسید، لازم است با تغییر پارامتری که امکان تنظیم دارد اقدام نمود. در این پهپاد، زاویه عقب‌گرد بال قابل تنظیم بوده و در حالت اولیه ۱۰ درجه تنظیم شده است. لازم است با توجه به حاشیه پایداری مورد نیاز تنظیم شود. برای پایداری بیشتر زاویه عقب‌گرد افزوده و برای کاهش پایداری مقدار آن کم می‌شود. پس علاوه بر تنظیم نرم‌افزاری جبران‌ساز موقعیت مناسب مرکز فشار آیرودینامیکی نیز استخراج شده و به صورت غیر مستقیم زاویه عقب‌گرد بال تعیین می‌گردد.

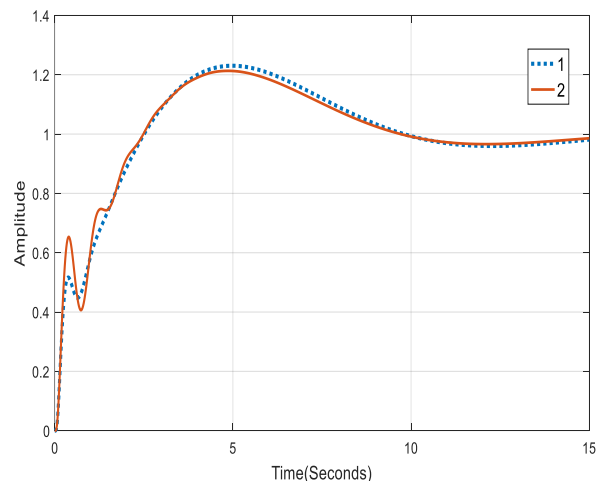
#### ۴.۱ بازه تغییر متغیرهای مؤثر

در استخراج تابع تبدیل، مشخصات جرمی، آیرودینامیکی و دینامیکی موردنیاز هستند. در محاسبه و اندازه‌گیری این عناصر خطاهای قابل توجهی بروز می‌کند. به‌عنوان مثال:

#### ۴.۳ طراحی حلقه میراکننده نرخ فراز

باتوجه به کوچک بودن ذاتی  $C_{mq}$ ، میرایی کانال فراز کوچک خواهد بود. این نقصان در پاسخ پله، تصویر ۴ مشهود است. برای

$$G_c(s) = \frac{0.2(s/14. + 1.)}{s^2 + \frac{2 * 0.6s}{60} + 1.} \quad (11)$$



شکل ۷- پاسخ پله واحد کانال فراز، ۱- با استفاده از میراکننده سرعت زاویه‌ای و ۲- بدون استفاده ( $t = 0.5$ )

#### ۴ مقاوم‌سازی به کمک الگوریتم بهینه‌سازی

##### کلونی زنبور عسل

در بخش‌های قبلی توضیح داده شد که با لحاظ حاشیه‌های پایداری، در طراحی جبران‌ساز، کانال فراز برای یک پرواز نامی در شرایط اوج‌گیری، کروز و نزول پایدار شده و قابلیت پرواز امن را ایجاد شد. گفتنی است

$$RandVar = 1 + \sigma, \quad \sigma \in [-0.1 \quad 0.1] \quad (12)$$

$$m_{new} = m \cdot RandVar$$

از این رابطه استنباط می‌شود که در هر بار اجرای الگوریتم، یک مقدار جدید و تصادفی  $\sigma$  در بازه مجاز انتخاب خواهد شد. مقدار جرم جدید برای اجرای شبیه‌سازی مونت کارلو و الگوریتم بهینه‌ساز انتخاب می‌گردد. در حقیقت با این اقدام درصد خطای موردنظر به مقدار جرم نامی اعمال می‌گردد. دیده می‌شود بعضی از بازه‌ها متقارن نیستند، به‌عنوان مثال در ضریب  $C_{mq}$ ، چون مقدار محافظه کارانه در تابع تبدیل استفاده گردید لذا در شرایط واقعی مقدار آن بزرگتر خواهد بود و بازه آن در جهت افزایش نامتقارن تنظیم می‌شود. همچنین شرایط فیزیکی پهباد اجازه پرواز در سرعت و ارتفاع خارج از حد مجاز را نمی‌دهد.

#### ۲.۴ الگوریتم بهینه‌سازی کلونی زنبور عسل

الگوریتم بهینه‌سازی کلونی زنبور عسل یک الگوریتم فراابتکاری بوده و اولین بار در سال ۲۰۰۵ میلادی توسط کارابوگا برای بهینه‌سازی ارائه گردید. در [۱۸، ۱۹] نحوه به کارگیری این الگوریتم و استفاده خاص آن در حوزه هوافضا اشاره شده‌است. این الگوریتم مبتنی بر جستجو بوده و حرکات زنبور عسل در هنگام جستجوی غذا را شبیه‌سازی می‌کند. الگوریتم بهینه‌سازی زنبور عسل از سه گروه زنبورهای کارگر، ناظر و دیده‌بان تشکیل شده‌است.

در مرحله اول، مجموعه‌ای از پاسخ‌های محتمل به صورت تصادفی انتخاب می‌شوند. زنبورهای کارگر به منابع مراجعه کرده و مقدار تابع برازندگی<sup>۱</sup> (و یا تابع معیار) را محاسبه می‌کنند. سپس این زنبورها به کندو بازگشته و اطلاعات خود را با زنبورهای ناظر به اشتراک می‌گذارند. در مرحله دوم، پس از انتخاب منابع پاسخی قوی بر اساس تابع برازندگی توسط ناظرها، زنبورهای کارگر به سمت منابع انتخاب شده رفته، و همسایگی اطراف منابع قوی را نیز جستجو می‌کنند. زنبورها، با توجه به مقدار تابع برازندگی در هر همسایگی منبع اولیه تصمیم می‌گیرند آیا پاسخ جدید می‌تواند منبع جدید باشد یا خیر. در مرحله سوم، زنبورهای دیده‌بان با اطلاعاتی که از زنبورهای کارگر دریافت می‌کنند یک پاسخ را با توجه به تکراری شدن و عدم بهبود در بهینگی، فرمان ترک پاسخ می‌دهند. دلیل این موضوع این است که احتمالاً پاسخ محلی بوده و یک منبع جدید تصادفی باید جایگزین گردد. این چرخه تا برآورده شدن نیازها تکرار می‌شود. در حین جستجو، در صورتی که میزان

۱. در پرواز با مأموریت‌های متفاوت جرم، مرکز جرم، ممان اینرسی و پیشران از مقدار طراحی تغییر می‌کنند.
  ۲. در محاسبه ضرایب آیرودینامیک، هرچند از روش‌های عددی، اجتناب‌ناپذیر است.
  ۳. ارتفاع (چگالی هوا) و سرعت پرواز تغییر می‌کند.
  ۴. تغییر دما و خرابی، دینامیک عملگر را تغییر می‌دهد.
  ۵. با بروز اغتشاشاتی مانند باد، تغییر محسوس در شرایط پروازی ایجاد می‌شود.
- با توجه شرایط فوق و شناختی که از پهباد، مأموریت آن، نحوه محاسبه و اندازه‌گیری وجود دارد، برای عناصر مهم ضریبی در نظر گرفته شده که به‌صورت تصادفی در بازه مجاز انتخاب می‌شوند. در حالت نامی مقدار این ضرایب برابر واحد بوده ولی در روند بهینه‌سازی، مقدار آن از جدول ۳ به‌صورت تصادفی انتخاب می‌شود.

جدول ۳- بازه تغییرات عناصر موثر در تابع تبدیل کانال فراز

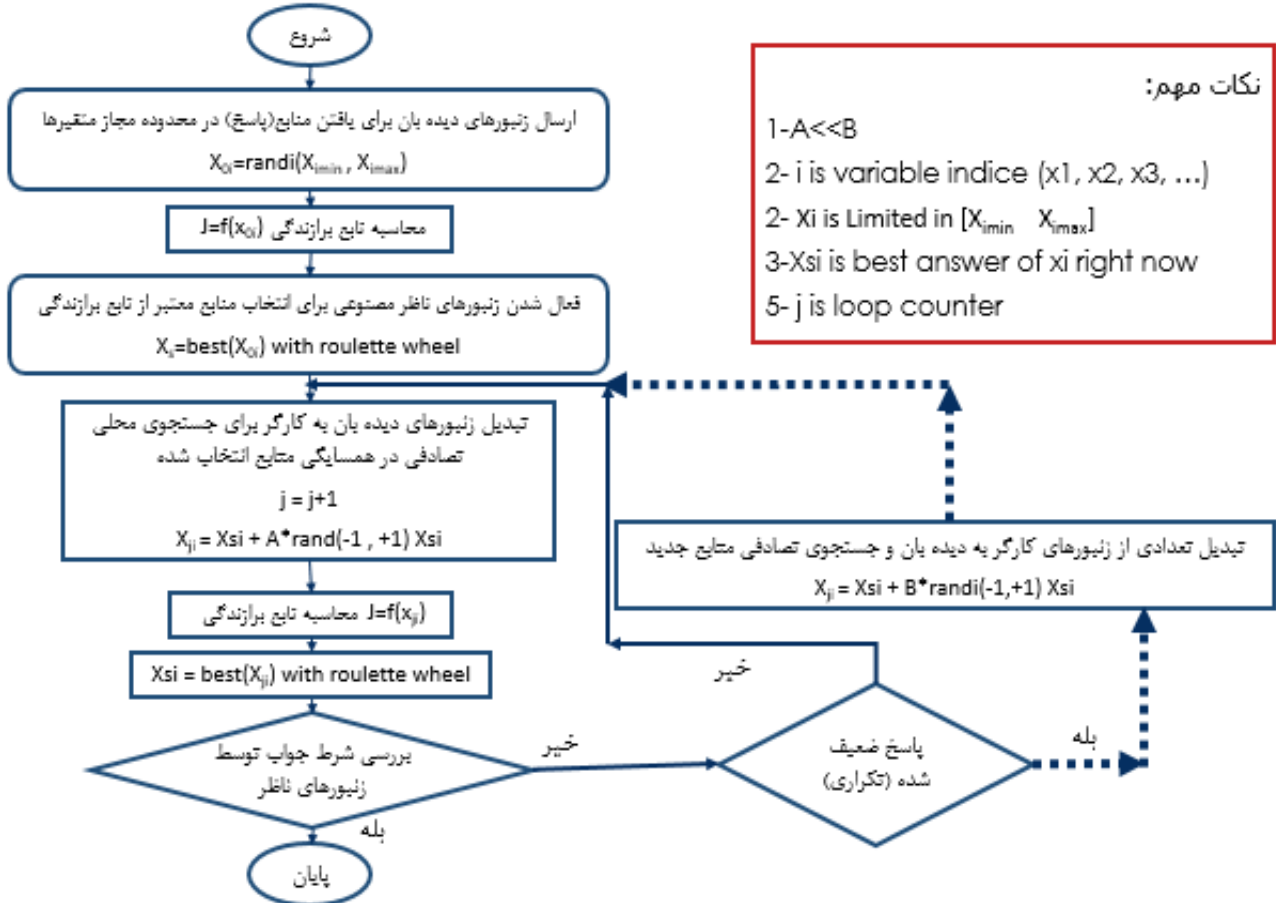
ردیف	توضیحات	بازه تغییر ضریب $\sigma$	متغیر نامی
۱	جرم	[-0.1 0.1]	$m$
۲	ممان اینرسی طولی	[-0.2 0.2]	$I_{yy}$
۳	مرکز ثقل	[-0.03 0.03]	$x_{cg}$
۴	بازوی کنترل فراز	[-0.1 0.1]	$D_x$
۵	نیروی پیشران	[-0.2 0.2]	$F_x$
۶	ضریب پسا	[-0.3 0.3]	$C_x$
۷	مشتق نیرو به زاویه	[-0.3 0.3]	$C_{z\alpha}$
۸	مشتق نیرو به نرخ زاویه	[-0.5 0.5]	$C_{zq}$
۹	مشتق گشتاور به نرخ زاویه	[-0.1 1.0]	$C_{mq}$
۱۰	مرکز فشار آیرودینامیکی	[-0.05 0.05]	$x_{cp}$
۱۱	ضریب نیروی برای بالابر	[-0.4 0.4]	$C_{l\delta}$
۱۲	چگالی هوا	[-0.2 0.05]	$\rho$
۱۳	سرعت پرواز	[-0.5 0.05]	$v$
۱۴	سرعت عملگر	[-0.4 0.4]	$Act$

به عنوان مثال برای محاسبه جرم تصادفی به صورت رابطه ۱۲ اقدام می‌شود:

طراحی جبران‌ساز فراز یک پهپاد و مقاوم‌سازی آن با الگوریتم بهینه‌ساز کلونی زنبور عسل

جستجویی هدفمند در محدوده پاسخ‌های قابل قبول است. روندنما<sup>۱</sup> حل، در تصویر ۸ ارائه شده است.

برازندگی یک پاسخ از راه‌حل قدیمی بهتر باشد، راه‌حل جدید انتخاب شده و راه‌حل قدیمی فراموش می‌شود. در حقیقت این الگوریتم بر مبنای



شکل ۸- مراحل حل الگوریتم کلونی زنبور عسل مصنوعی

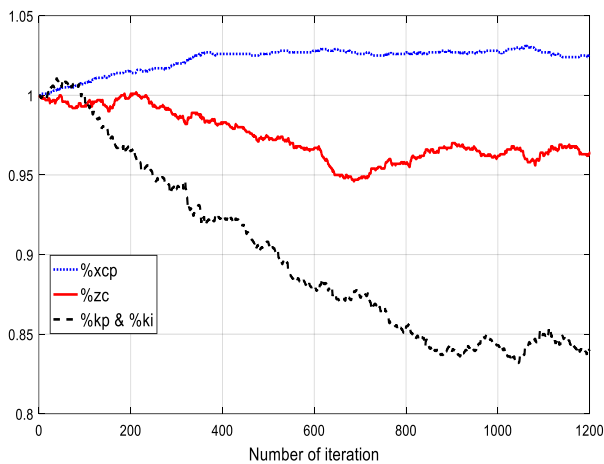
#### ۳.۴ استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی کلونی زنبور عسل

##### برای بهینه‌سازی طراحی

پس از طراحی جبران‌ساز، نمودارها نشان‌دهنده رفتاری خوب از جانب سیستم در پرواز نامی بودند. همچنین، حاشیه‌های پایداری مناسب حاصل شد. باین‌حال عناصر مؤثر در کانال فراز دستخوش تغییرات، محاسبات غلط، خرابی و مدل‌سازی نادرست هستند. بنابراین لازم است با شناختی که از مجموعه وجود دارد بازه تغییرات این عناصر، به‌صورت بازه از مقدار نامی به دست آورده شود. این بازه در جدول ۳ آورده شده‌است. با اجرای تعداد زیاد شبیه‌سازی در شرایط تصادفی متفاوت (مونت‌کارلو)، جبران‌ساز در تمامی شرایط ممکن تحریک می‌شود. شرط مناسب بودن طراحی آن است که با وجود عدم قطعیت در عناصر و در تمامی نقاط پرواز، همچنان

همچنین مراحل پیاده‌سازی الگوریتم عبارت‌اند از:

- (۱) ارسال زنبورهای دیده‌بان به دامنه تصادفی از محدوده پاسخ
- (۲) رتبه‌بندی پاسخ‌ها با کمک تابع برازندگی
- (۳) انتخاب بهترین منابع پاسخ توسط زنبورهای ناظر و بررسی شرط رسیدن به پاسخ
- (۴) تبدیل زنبورهای دیده‌بان به کارگر و استخراج پاسخ قابل قبول در همسایگی منابع پاسخ انتخاب شده
- (۵) در صورت ضعیف شدن منابع پاسخ قدیمی (پاسخ محلی)، تعدادی از زنبورهای کارگر برای جستجوی جدید به زنبور دیده‌بان تبدیل می‌شوند.
- (۶) بازگشت به مرحله ۲



شکل ۹- همگرایی بهره‌های تصحیح برای رسیدن به حاشیه پایداری مناسب

تصویر شماره ۹ نشان می‌دهد که با اجرای ترکیبی شبیه‌سازی مونت کارلو و الگوریتم بهینه‌ساز و با تحریک شدن تدریجی عدم قطعیت‌ها در شبیه‌سازی، پارامترهای طراحی با هدف کم کردن تابع معیار در حال همگرا شدن هستند. دیده می‌شود که پس از حدود ۸۰۰ اجرای تصادفی این متغیرها به سمت همگرا شدن و تغییرات کم می‌روند. هرچند برای افزایش دقت در محاسبات و برآورد دقیق از همگرایی، تا ۱۲۰۰ اجرا الگوریتم تصادفی حل شده‌است. خروجی این حل نشان می‌دهد که باید حاشیه پایداری افزایش یافته، مقدار صفر کوچک شود و بهره خلبان خودکار کاهش یابد. با کاهش بهره خلبان خودکار، نزدیک کردن صفر این جبران‌ساز به محور موهومی و جا به جایی ۳٪ مرکز فشار به سمت دم (پایدار نمودن)، می‌توان به تمامی اهداف پایداری و افزایش قابلیت اطمینان رسید. نکته مشخص از این تصویر در این است که صفر جبران‌ساز طراحی شده از روش کلاسیک تقریباً بهینه بوده و نیاز به تغییر حداقلی دارد. در تصویر ۱۰ کیفیت پاسخ پله در دو حالت خلبان خودکار بهبود یافته و کلاسیک اولیه در شرایط یکسان از نظر عدم قطعیت نشان داده شده‌است. مشخص است به‌زای یک مقدار عدم قطعیت تصادفی در عناصر، جبران‌ساز بهینه شده با حاشیه فاز مناسب و نوسانات کم می‌باشد ولی در جبران‌ساز کلاسیک اولیه مقدار حاشیه فاز کوچک بوده و پاسخ نوسانی می‌شود.

یکی از معیارها مهم در الگوریتم‌های بهینه‌سازی انتخاب جمعیت (تعداد زنبور) در الگوریتم است. در این مقاله از مجموع ۵۰ زنبور برای حل استفاده شد. قاعده کلی آن است که کم بودن تعداد زنبورها سرعت حل الگوریتم را افزایش داده و در عین حال همگرایی نوسانی خواهد بود. بنابر این، یک بازه مناسب برای تعداد زنبورها در هر طراحی وجود دارد که همزمان سرعت حل مناسب و هموار بودن

حاشیه فاز و بهره مناسب باشند. الگوریتم با تغییر در مکان صفر جبران‌ساز و نیز تنظیم موقعیت مرکز فشار، حصول پایداری مناسب را تسهیل می‌نماید. برای این منظور الگوریتم بهینه‌سازی کلونی زنبور عسل و شبیه‌سازی مونت کارلو انتخاب شده و با هم ترکیب شده‌اند. سه متغیر، متناسب با تغییرات مناسب برای مرکز فشار، صفر و بهره جبران‌ساز یعنی  $X_1$ ,  $X_2$ ,  $X_3$  برای بهینه‌سازی در نظر گرفته شده و این متغیرها به صورت ضرب در مقدار نامی، اثر می‌گذارند. با افزایش تعداد اجرا پوشش جدول ۳ کامل‌تر و پاسخ دقیق‌تر می‌شود. همچنین تابع برازندگی، به صورت مجموع دفعاتی در هر اجرا که حاشیه فاز کمتر از ۴۰ درجه و یا حاشیه بهره کمتر از ۴ باشد تعریف می‌شود.

$$J = \sum_{t=0}^{t=1} (1. \prod PM < 40^0 + 1. \prod GM < 4.) \quad (13)$$

این معیار بهینگی در حقیقت شمارنده‌ای است که در اجراهای مختلف و در شرایط متفاوت شبیه‌سازی، تعداد حالت‌های خارج شدن حاشیه‌های فاز و بهره را از مرز مقدار مطلوبشان (۴۰ درجه و ۴ برابر) می‌شمارد. به هر میزان این عدد کوچک‌تر باشد؛ یعنی در شرایط عدم قطعیت و اغتشاشی حاشیه‌های پایداری کمتر از مرز مطلوب خود خارج شده‌اند و خلبان خودکار مقاوم‌تر شده‌است. با اجرای الگوریتم بهینه‌ساز با ۴۰ زنبور کارگر، ۱۰ زنبور دیده‌بان و ۱۲۰۰ اجرای تصادفی و باهدف حداقل کردن تابع برازندگی (رابطه ۱۳)، نتایج در شکل ۹ ارائه شده‌است. نتایج مطلوب نیز در جدول ۴ پس از همگرایی نمودارهای شکل ۹ نشان داده شده‌اند. به این موضوع اشاره شد که در این پهباد، تغییر در مرکز فشار آیرودینامیکی و تغییر حاشیه پایداری با استفاده از تغییر در زاویه عقب‌گرد بال امکان‌پذیر است.

جدول ۴- نتیجه تصحیح حاصل از الگوریتم بهینه‌سازی

ردیف	نماد	مقدار اولیه	نماد ضریب تصحیح	مقدار ضریب تصحیح	رابطه تصحیح	مقدار بهینه
1	$x_{cp}$	$-L_{cp}$	$x_1$	1.03	$x_1 \cdot x_{cp}$	$-1.03L_{cp}$
2	$z$	4.5	$x_2$	0.97	$x_2 \cdot z$	4.3
3	$k_p$	1.1	$x_3$	0.84	$x_3 \cdot k_p$	0.93
4	$k_i$	0.86	$x_3$	0.84	$x_3 \cdot k_i$	0.72

## ۵ نتیجه گیری

در این مقاله پس از استخراج تابع تبدیل، یک جبران ساز PID ارتقایافته به روش کلاسیک طراحی شد. با تحلیل خروجی‌ها و دینامیک دوره کوتاه مشخص شد، پهپاد به صورت ذاتی ضریب میرایی کوچکی دارد. برای بهبود کیفیت حلقه کنترلی و افزایش میرایی، جبران ساز سرعت زاویه‌ای نیز به روش کلاسیک طراحی گردید. برای مقاوم نمودن طراحی در برابر عدم قطعیت‌ها و افزایش قابلیت اطمینان، از شبیه‌سازی خطی مونت کارلو و الگوریتم بهینه‌سازی کلونی زنبور عسل استفاده شد. بهره، مکان هندسی صفر جبران ساز و نقطه بهینه مرکز فشار به دست آمد. با بهینه‌سازی صورت گرفته، پهپاد در بازه عدم قطعیت‌ها، حاشیه‌های پایداری مناسب را کسب کرد. از نوآوری‌های این مقاله می‌توان به ترکیب شبیه‌سازی مونت کارلو و الگوریتم بهینه‌ساز برای مقاوم‌سازی جبران ساز کلاسیک اشاره نمود. از جدول ۵ مشخص است که با جبران ساز بهینه شده، بهبود قابل ملاحظه‌ای در قابلیت اطمینان کانال فرآز صورت گرفته‌است. همچنین تصویر ۱۰ کیفیت پاسخ پله در دو حالت جبران ساز کلاسیک و بهینه شده را نشان داده که تأیید نتایج جدول ۵ نیز می‌باشد.

## تعارض منافع

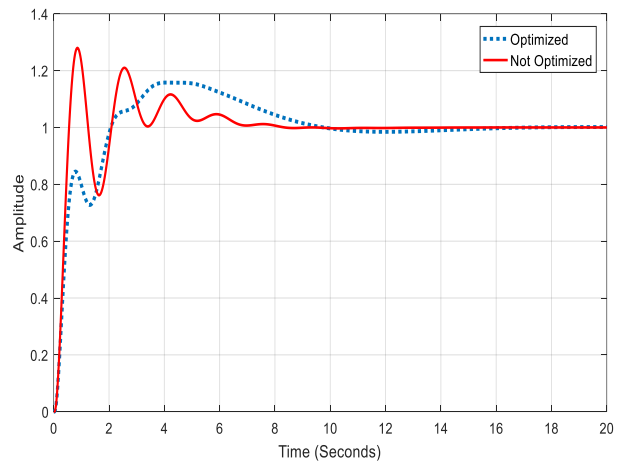
هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده‌است.

## مراجع

- [1] D. McLean, *Automatic Flight Control Systems*, Taiwan: Prentice Hall, 1990.
- [2] S. Mohammadloo, M. H. Alizadeh, and M. Jafari, "Multivariable autopilot design for sounding rockets using intelligent eigenstructure assignment technique," *International Journal of Control, Automation and Systems*, vol. 12, pp. 208-219, 2014, (in Persian), <https://doi.org/10.1007/s12555-012-0229-4>.
- [3] R. C. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*, New York: WCB/McGraw Hill, 1998.
- [4] M. H. Sadraey, *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*, 2nd ed. P. Belobaba, J. Cooper, and A. Seabridge, Ed. United States: John Wiley and Sons Ltd., 2012.
- [5] O. Bektash and A. la Cour-Harbo, "Vibration analysis for anomaly detection in unmanned aircraft," in *Annual Conference of the Prognostics and Health Management Society 2020*, 2020: PHM Society, <https://doi.org/10.36001/phmconf.2020.v12i1.1143>.
- [6] N. O. Myklestad, *Fundamentals of Vibration Analysis*, New York: Courier Dover Publications, Mineola Incorporated, 2018.
- [7] A. Nassirharand and M. H. Alizadeh, "Autopilot design for flexible aerospace vehicles with

طراحی جبران ساز فرآز یک پهپاد و مقاوم‌سازی آن با الگوریتم بهینه‌ساز کلونی زنبور عسل

همگرایی حاصل می‌شود. گفتنی است در این مسئله تعداد زنبور در بازه ۴۰ تا ۶۰ عددی سرعت همگرایی و سرعت حل الگوریتم خوبی دارد هرچند به ازای زنبورهای زیاد می‌توان به همگرایی بدون نوسان رسید ولی حل الگوریتم بسیار زمانبر خواهد بود. همچنین گفتنی است معمولاً جواب هر بار حل با جواب پیشین خود می‌تواند تفاوت جزعی داشته باشد. چراکه پیاده‌سازی عدم قطعیت‌ها و الگوریتم به صورت کاملاً تصادفی بوده و مهم آن است که تابع معیار (برازندگی) حداقل شده و تمامی حالت‌های ممکن از عدم قطعیت‌ها تحریک شوند. به این دلیل است که الگوریتم باید برای تعداد زیادی شبیه‌سازی تصادفی، حل شود. همچنین برای مقایسه عملکرد، در دو حالت، جبران ساز اولیه و بهینه‌شده، جدول ۵ برای ۱۰۰۰ حالت اجرا مونت کارلو با عدم قطعیت‌های متفاوت ارائه شده‌است. جدول ۵ تعداد موارد خارج شدن حاشیه‌های پایداری از مقدار مرزی را در شبیه‌سازی مونت کارلو و در شرایط مختلف عدم قطعیت نشان می‌دهد.



شکل ۱۰- مقایسه پاسخ پله برای یک دسته عدم قطعیت در حالت مقاوم‌سازی شده و جبران‌ساز کلاسیک اولیه

جدول ۵- مقایسه حاشیه‌های پایداری در شبیه‌ساز مونت کارلو

عنوان	تعداد حالت حاشیه فاز کمتر از 40deg	تعداد حالت حاشیه بهره کمتر از 4(12dB)
جبران ساز کلاسیک	۱۲۴	۱۰
جبران ساز بهینه	۸	۰

- [14] M. J. Mahmoodabadi and M. M. Shahangian, "A new multi-objective artificial bee colony algorithm for optimal adaptive robust controller design," *IETE Journal of Research*, vol. 68, no. 2, pp. 1251-1264, 2022, (in Persian).
- [15] M. Saad and M. A. H. Abozied, "Nonlinear system control analysis and optimization using advanced pigeon-inspired optimization algorithm," *Journal of King Saud University-Engineering Sciences*, 2022.
- [16] L. Zhang, Y. Pang, Y. Su, and Y. Liang, "HPSO-based fuzzy neural network control for AUV," *Journal of Control Theory and Applications*, vol. 6, no. 3, pp. 322-326, 2008, <https://doi.org/10.1007/s11768-008-7089-8>.
- [17] Y. Xue, J. Jiang, B. Zhao, and T. Ma, "A self-adaptive artificial bee colony algorithm based on global best for global optimization," *Soft Computing*, vol. 22, pp. 2935-2952, 2018.
- [18] I. Shafieenejad, E. D. Rouzi, J. Sardari, M. S. Araghi, A. Esmaili, and S. Zahedi, "Fuzzy logic, neural-fuzzy network and honey bees algorithm to develop the swarm motion of aerial robots," *Evolving Systems*, vol. 13, no. 2, pp. 319-330, 2022, (in Persian).
- [19] D. Karaboga and B. Basturk, "A powerful and efficient algorithm for numerical function optimization: Artificial bee colony (ABC) algorithm," *Journal of Global Optimization*, vol. 39, pp. 459-471, 2007, <https://doi.org/10.1007/s10898-007-9149-x>.
- [20] A. R. Toloei, M. Zarchi, and B. Attaran, "Application of active suspension system to reduce aircraft vibration using pid technique and bees algorithm," *International Journal of Computer Applications*, vol. 98, no. 6, pp. 17-24, 2014, (in Persian).
- experimental results," *International Journal of Automation and Control*, vol. 3, no. 4, pp. 307-331, 2009, <https://doi.org/10.1504/IJAAC.2009.026779>.
- [8] S. Yu, Y. Li, and C. Ma, "Research on UAV Trajectory Planning Based on Artificial Bee Colony Algorithm," in *2021 9th International Conference on Intelligent Computing and Wireless Optical Communications (ICWOC)*, 2021: IEEE, pp. 37-41.
- [9] I. Shafieenejad, "Novel nature-inspired autonomous guidance of aerial robots formation regarding honey bee artificial algorithm and fuzzy logic," *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, vol. 58, 2020, (in Persian).
- [10] H. Du, P. Liu, Q. Cui, X. Ma, and H. Wang, "PID controller parameter optimized by reformative artificial bee colony algorithm," *Journal of Mathematics*, vol. 2022, 2022.
- [11] B. Stojiljković, L. Vasov, Č. Mitrović, and D. Cvetković, "The application of the root locus method for the design of pitch controller of an F-104A aircraft," *Strojniski Vestnik/Journal of Mechanical Engineering*, vol. 55, no. 9, pp. 555-560, 2009.
- [12] C. Hao, Z. Bei, Z. Haoyu, and P. Lili, "Sliding mode controller design for an aircraft pitch rate track system," in *IEEE International Conference on Networking, Sensing and Control*, Sanya, China, 2008, pp. 1004-1007, <https://doi.org/10.1109/ICNSC.2008.4525363>.
- [13] P. Manouchehri, R. Ghasemi, and A. Toloei, "Distributed fuzzy adaptive sliding mode formation for nonlinear multi-quadrotor systems," *International Journal of Engineering*, vol. 33, no. 5, pp. 798-804, 2020, (in Persian), <https://doi.org/10.5829/ije.2020.33.05b.11>.