

Original Research Paper

Design of a Multiple Model Adaptive Controller for the Pitch Channel Autopilot of an Aerial Vehicle under Parametric Uncertainty

Alireza Toloei^{1*}  and Saeid Niazi² 

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

ARTICLE INFO

Article History:

Received 11 May 2025

Revised 13 December 2025

Accepted 17 December 2025

Available Online 28 January 2026

Keywords:

Flight control system

Missile autopilot

Multiple model adaptive control

Parametric uncertainty

Switching and tuning

ABSTRACT

Variations in flight parameters and inherent uncertainties in aerodynamic systems have a profound effect on the performance and stability of missile autopilot systems. The main objective of this research is to improve the performance of the autopilot under parametric uncertainties and varying flight conditions. To achieve this, a multiple-model adaptive control (MMAC) approach is proposed, whose main innovation lies in the simultaneous integration of switching and adaptive adjustment mechanisms within an model bank. This method, while maintaining system stability, allows for rapid selection of a model close to the actual behavior of the system, and by updating control parameters in real time, it provides faster response, less error, and higher stability than classical adaptive methods. This structure enables the controller to automatically select the most appropriate model by continuously comparing the model responses with the actual system behavior and retuning the control parameters accordingly. As a result, system stability against rapid parameter variations and nonlinear flight dynamics is significantly enhanced, while maintaining adaptability over a wide range of operational conditions. For validation, the proposed control method is compared with the model reference adaptive control (MRAC) strategy in a MATLAB/Simulink environment. Simulation results indicate that the proposed MMAC reduces settling time by approximately 70%, minimizes the steady-state error to nearly zero, and decreases the RMSE value by over 50% compared to MRAC. These improvements clearly demonstrate the superiority of the proposed design in terms of convergence speed, robustness, and tracking accuracy, particularly under rapidly changing or highly maneuvering flight conditions.

* Corresponding Author's E-mail: toloei@sbu.ac.ir**How to Cite this Article:**

A. Toloei and S. Niazi, "Design of a multiple model adaptive controller for the pitch channel autopilot of an aerial vehicle under parametric uncertainty," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 10, no. 3, pp. 43-56, 2026, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.10.3.4>.

**COPYRIGHTS**

© 2026 by the authors. Published by ARI. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)



طراحی کنترل کننده تطبیقی مدل چندگانه برای اتوپایلوت کانال فراز یک جسم پرنده تحت نامعینی پارامتری

علیرضا طلوعی^{*۱} و سعید نیازی^۲

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

چکیده

تغییرات پارامترهای پروازی و نامعینی‌های ذاتی سامانه‌های آیرودینامیکی تأثیر چشمگیری بر عملکرد و پایداری خلبان خودکار موشک دارند. هدف این پژوهش، بهبود عملکرد سامانه اتوپایلوت در حضور نامعینی‌های پارامتری و شرایط متغیر پروازی است. در این راستا، روشی مبتنی بر کنترل تطبیقی مدل چندگانه (MMAC) ارائه شده که نوآوری اصلی آن، ترکیب هم‌زمان سازوکار سوئیچینگ و تنظیم تطبیقی در قالب یک بانک مدل است. روش کنترل تطبیقی مدل چندگانه ضمن حفظ پایداری سیستم، امکان انتخاب سریع مدل نزدیک به رفتار واقعی سامانه را فراهم می‌سازد و با به‌روزرسانی لحظه‌ای پارامترهای کنترل، پاسخ سریع‌تر، خطای کمتر و پایداری بالاتری نسبت به روش‌های تطبیقی کلاسیک ایجاد می‌کند. این ساختار به کنترل کننده امکان می‌دهد تا با مقایسه لحظه‌ای پاسخ مدل‌ها با رفتار واقعی سیستم، نزدیک‌ترین مدل را به‌صورت خودکار انتخاب و پارامترهای کنترلی را بازتنظیم کند. بدین ترتیب، پایداری سیستم در برابر تغییرات سریع پارامترها و شرایط غیرخطی پرواز به‌طور قابل توجهی افزایش می‌یابد و قابلیت انطباق آن در گستره وسیعی از شرایط عملیاتی حفظ می‌شود. برای ارزیابی عملکرد، روش پیشنهادی در محیط MATLAB/Simulink با کنترل تطبیقی مدل مرجع (MRAC) مقایسه شده است. نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که روش پیشنهادی در مقایسه با MRAC، زمان نشست را تا حدود ۷۰ درصد کاهش داده، خطای ماندگار را تقریباً به صفر رسانده و مقدار RMSE را بیش از ۵۰ درصد بهبود داده است. این نتایج بیانگر برتری روش طراحی شده از نظر سرعت همگرایی، پایداری و دقت ردیابی در شرایط متغیر و مانورهای شدید پروازی است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۱ اردیبهشت ۱۴۰۴
بازنگری ۲۲ آذر ۱۴۰۴
پذیرش ۲۶ آذر ۱۴۰۴
اولین انتشار ۲۸ بهمن ۱۴۰۴

واژه‌های کلیدی:

سیستم کنترل پرواز
اتوپایلوت موشک
کنترل تطبیقی مدل چندگانه
نامعینی پارامتری
سوئیچینگ و تنظیم

پست الکترونیکی نویسنده مسئول: toloei@sbu.ac.ir

How to Cite this Article:

A. Toloei and S. Niazi, "Design of a multiple model adaptive controller for the pitch channel autopilot of an aerial vehicle under parametric uncertainty," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 10, no. 3, pp. 43-56, 2026, (in Persian), <https://doi.org/1022034/jtae.10.3.4>.



COPYRIGHTS

© 2026 by the authors. Published by ARI. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)



۱. مقدمه

سیستم کنترل پرواز یک موشک هدایت شونده، یکی از اجزای حیاتی و حساس در عملکرد و دستیابی به هدف نهایی است. این سیستم، مسئولیت هدایت و کنترل حرکت و جهت موشک را بر عهده دارد تا بتواند به صورت دقیق و کارآمد به هدف مورد نظر خود برسد. سیستم کنترل پرواز موشک هدایت شونده، از ترکیب بسیاری از اجزا و تکنولوژی های پیشرفته تشکیل شده است. این اجزا شامل سنسورها، فرستنده و گیرنده ها، سیستم های محاسباتی و الکترونیکی، محرک ها و مکانیسم های مختلف است که با همکاری و تعامل موثر، موشک را در مسیر مناسب هدایت می کنند. درباره پارامترهای نامعین و ناشناخته در خلبان خودکار یک جسم پرنده مانند موشک، باید توجه داشت که این پارامترها ممکن است به دلایل متعددی نامعین باشند. برخی از این دلایل عبارتند از: شرایط هواشناسی که می تواند تغییراتی ناشناخته در سرعت و جهت باد، توربولانس و سایر عوامل هواشناسی ایجاد کند که می تواند تأثیری بر رفتار موشک داشته باشد، عملکرد سامانه ها و سنسورهای مختلف که در موشک ممکن است دقت ناقصی داشته باشند یا در مواجهه با خطاهایی قرار بگیرند که می تواند به پارامترهای نامعین منجر شود. عملکرد خودکار سیستم ها که در صورت وجود آن ها نیز ممکن است برخی پارامترها را نامعین کند. علاوه بر این، ناهماهنگی بین سیستم های مختلف نیز می تواند به عدم قطعیت منجر شود.

در مورد زاویه حمله و سرعت موشک نیز، نامعینی در این پارامترها به دلیل عوامل زیر می تواند رخ دهد: اختلاف سرعت، موشک ها در مسیر حرکت خود با سرعت های بسیار بالا حرکت می کنند. این سرعت ها ممکن است در طول مسیر تغییر کنند و در نتیجه، سرعت موشک ممکن است نامعین باشد. شرایط جوی مانند آب و هوا، دما و فشار هوا می توانند به تغییر در سرعت و زاویه حمله موشک منجر شوند. خطاهای سیستم، در سامانه های هدایت و کنترل موشک، خطاها و عدم دقت ها می توانند به نامعینی در زاویه حمله و سرعت موشک منجر شوند. یکی از راه حل های مقابله با این نامعینی ها استفاده از کنترل کننده های تطبیقی به ویژه مدل های چندگانه تطبیقی در خلبان خودکار موشک می باشد.

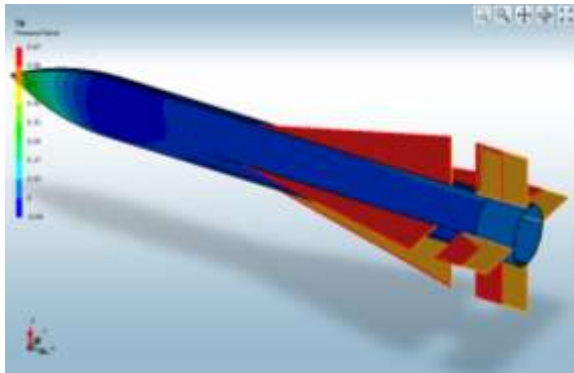
موضوع استفاده از مدل های چندگانه در تئوری کنترل با معرفی فیلترهای کالمن چندگانه در سال ۱۹۷۰ نخستین بار برای بهبود دقت تخمین در مسائل کنترل مطرح و به کار گرفته شد [۱، ۲]. در همه این موارد یعنی سوئیچینگ، نتایج پایداری گزارش نشد. در سال ۱۹۸۶ سوئیچینگ در کنترل تطبیقی توسط Martensson معرفی شد و در ادامه، تحقیقات بعدی در این خصوص صورت پذیرفت [۳]. در طول

این زمان دو طرح سوئیچینگ مستقیم و سوئیچینگ غیرمستقیم پیشنهاد شد. در سوئیچینگ مستقیم [۴] مکانیزم سوئیچینگ به این صورت بود که به طور متوالی و بدون هیچ محدودیتی سوئیچینگ مستقیماً به کنترلر بعدی اتفاق بیفتد اما خیلی زود پی برده شد که چنین طرح هایی کاربرد عملی ندارند. سوئیچینگ غیرمستقیم از مدل های چندگانه برای تعیین این که چه زمانی و به کدام کنترلر سوئیچینگ اتفاق بیفتد برای کاربردهای عملی مورد توجه قرار گرفت. این طرح ابتدا توسط Middleton در سال ۱۹۸۸ پیشنهاد شد و سپس توسط Morse و Weller اصلاح شد [۵-۷]. استفاده از طرح سوئیچینگ و تنظیم با استفاده از مدل های چندگانه ابتدا توسط Narendra در سال ۱۹۹۲ ارائه شد و سپس به طور گسترده توسط او مورد مطالعه قرار گرفت [۸-۱۰]. در همان زمان Morse استفاده از مدل های چندگانه ی ثابت را برای سوئیچینگ مورد مطالعه قرار داد [۱۱]. هر دو روش کاربردهای گسترده ای در زمینه های گوناگون مثل مسائل کنترل پرواز پیدا کردند [۱۲، ۱۳]. همان طور که گفته شد به طور کلی، پارامترهای نامعین و ناشناخته در اجسام پرنده مانند موشک های هدایت شونده می توانند از عوامل متعددی ناشی شوند که شرایط هواشناسی، خطاهای سیستم و دقت سنسورها برخی از این عوامل هستند. یکی از روش های مورد استفاده در طراحی کنترل کننده ها استفاده از الگوریتم های بهینه سازی [۱۴] یا کنترل کننده های تطبیقی بهینه در حضور نامعینی ها و عدم قطعیت ها هستند [۱۵]. در ادامه تلاش ها و تحقیقات گسترده در زمینه مدل های چندگانه برای کنترل تطبیقی انجام شد [۱۶-۱۹].

در پژوهش های پیشین، روش های مختلفی برای مقابله با نامعینی های پارامتری در سیستم های کنترل پرواز معرفی شده اند. از جمله، کنترل تطبیقی مدل مرجع (MRAC) یکی از پرکاربردترین روش ها بوده است که در آن، کنترل کننده سعی می کند خروجی سیستم را با مدل مرجع همگرا کند. با این حال، MRAC در مواجهه با تغییرات سریع و ناگهانی پارامترها و نیز در شرایطی که مقاداردهی اولیه پارامترها دقیق نباشد، عملکرد ضعیف تری دارد و ممکن است به ناپایداری موقت یا خطای ماندگار منجر شود. در ادامه، روش های سوئیچینگ بین مدل های ثابت برای رفع این مشکل ارائه شدند، اما این روش ها نیز به دلیل ناپیوستگی سیگنال کنترل و استفاده محدود از اطلاعات مدل ها، در کاربردهای عملی محدودیت داشتند.

در این پژوهش، برای رفع کاستی های فوق، روش کنترل تطبیقی مدل چندگانه (MMAC) با ساختاری جدید توسعه یافته است که در آن ترکیب همزمان سوئیچینگ بین مدل ها و تنظیم تطبیقی پارامترها در قالب یک بانک مدل هوشمند به کار گرفته شده است. این روش ضمن حفظ پایداری سیستم، امکان انتخاب سریع مدل نزدیک به رفتار

ضرایب ایرودینامیکی از این نرم افزار استخراج می شود. که در شبیه سازی ها از آن ها استفاده می کنیم. برای نمونه در شکل ۱ کانتورهای فشار وارد بر بدنه موشک در زاویه حمله ۵ و ماخ ۲/۰۵ پس از مدل سازی موشک در نرم افزار مورد نظر نشان داده شده است.



شکل ۱- کانتورهای فشار وارد بر بدنه موشک در زاویه حمله ۵ و ماخ ۲/۰۵

Fig. 1. Pressure contours on the missile body at an angle of attack of 5° and Mach 2.05.

۴. مدل سازی و شبیه سازی معادلات سه درجه آزادی موشک

برای محاسبه نیروها و ممان های ایرودینامیکی حرکت جسم صلب در صفحه از روابط زیر (به ترتیب چگالی، نیروها و ممان ها) استفاده می کنیم. دقت داشته باشید که برای درگیری ۲ بعدی موشک را جسم صلب در صفحه در نظر گرفته ایم [۲۵].

$$Q = \frac{1}{2} \rho V_m^2 \quad (1)$$

$$F_x = Q (C_{xa} + C_{xel}) S_{ref} + Trust$$

$$F_z = Q (C_{za} + C_{zel}) S_{ref} \quad (2)$$

$$M = Q (C_{ma} + C_{mel} + q C_{mq}) (S_{ref} d_{ref})$$

با توجه به اینکه موشک را جسم صلب در صفحه در نظر گرفته ایم بنابراین موشک ۳ درجه آزادی خواهد داشت ۲ حرکت انتقالی در جهات X , Y و یک حرکت دورانی و چرخشی که معادلات آن ها به صورت زیر می باشند [۲۵].

$$\begin{aligned} \dot{u} &= \frac{F_x}{m} - g \sin \theta_b - qw \\ \dot{w} &= \frac{F_z}{m} + g \cos \theta_b + qu \\ \dot{q} &= \frac{M}{I_{yy}} \end{aligned} \quad (3)$$

برای به دست آوردن موقعیت موشک، دستگاه مختصات بدنی را به دستگاه مختصات زمینی تبدیل می کنیم به دلیل اینکه معادلات بالا در

واقعی سامانه را فراهم می سازد و با به روز رسانی لحظه ای پارامترهای کنترل، پاسخ سریع تر، خطای کمتر و پایداری بالاتری نسبت به روش های تطبیقی کلاسیک ایجاد می کند. بدین ترتیب، روش پیشنهادی قادر است در شرایطی که تغییرات پارامتری شدید و ناگهانی رخ می دهد، عملکرد قابل اعتماد و دقیقی ارائه دهد.

این مقاله و روند حل مسئله شامل دو بخش اصلی خواهد بود: ۱- استخراج ضرایب ایرودینامیکی موشک مورد نظر با استفاده از نرم افزار Missile Dotcom و ۲- بخش شبیه سازی پرواز با استفاده از نرم افزار Matlab/Simulink یعنی سیستم هدایت و کنترل کامل موشک هدایت شونده که بخش های مهم و اصلی آن یعنی جستجوگر معلق [۲۰-۲۲]، قانون هدایت نوابری تناسبی، خلبان خودکار و ایرفریم موشک شامل معادلات سه درجه آزادی و ردیاب هدف [۲۳] به ترتیب در نظر گرفته می شود. در مرحله بعد با استفاده از روش کنترل تطبیقی مدل چندگانه خلبان خودکار فراز طراحی می گردد و نتایج شبیه سازی با روش های مرسوم دیگر مقایسه می شود.

۲. آشنایی موشک مورد مطالعه

موشکی که برای بررسی در نظر می گیریم موشک هوا به هوای ایم-۵۴ فونیکس می باشد. این موشک هوا به هوا مجهز به رادار دور بردی است که در جنگنده های اف-۱۴ نصب و استفاده می شود. این موشک تا حدود ۱۶۰ کیلومتر برد، حداکثر سرعت ۵ ماخ، وزن ۴۵۰ تا ۴۷۰ کیلوگرم و قطر ۳۸۰ میلی متر دارد. مشخصات موشک مورد مطالعه در جدول ۱ آمده است. به این دلیل این موشک انتخاب شده است که برد خیلی زیادی دارد و در هنگام پرواز به سمت هدف، تغییرات ارتفاع بیشتری را تجربه کرده و در نتیجه با تغییرات بیشتری در پارامترهایش دست و پنجه نرم می کند.

جدول ۱- مشخصات موشک مورد مطالعه [۲۴].

Table 1. Specifications of the studied missile [24].

Mass	450 Kg
Length	4 m
Diameter	38 cm
Warhead weight	61 Kg
Wing span	91 cm
Operational range	160 Km
Flight ceiling	30 Km
Flight altitude	24 Km
Maximum speed	5 Mach

۳. مدل سازی موشک برای استخراج ضرایب

در این قسمت با توجه به معلومات بخش های قبل موشک در نرم افزار نجم که بر پایه MD است مدل سازی می گردد و سپس چند داده به عنوان

جستجوگر معلق تک محور به صورت عکس شماره ۲ می باشد:

هندسه درگیری موشک و هدف در صفحه (شکل ۲) که زوایای زیر تعریف می شوند: θ_b زاویه وضعیت موشک، σ_g زاویه گیمبال، ε خطای خط دید، σ_L زاویه دید، θ_s زاویه خط دید، و θ_s نرخ خط دید.

شماتیک بلوکی سیستم هدایت و کنترل یک موشک هدایت شونده با قسمت های مختلف با در نظر گرفتن جستجوگر و اتوپایلوت به شرح شکل ۳ که در این مقاله مورد استفاده قرار گرفته است نشان داده شده است.

دستگاه بدنی نوشته شده اند. با استفاده از ماتریس انتقال زیر این کار را انجام می دهیم [۲۵]:

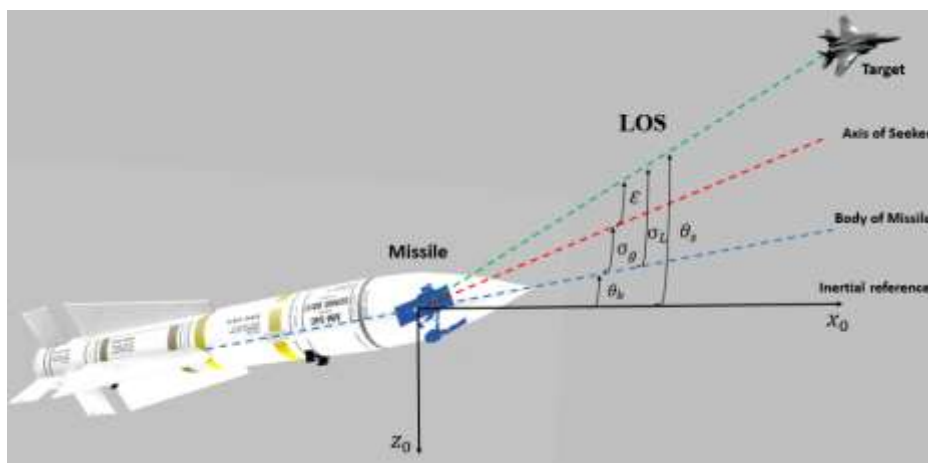
$$\begin{bmatrix} \cos \theta_b & \sin \theta_b \\ -\sin \theta_b & \cos \theta_b \end{bmatrix} \quad (4)$$

با استفاده از روابط زیر سرعت خطی موشک را در دستگاه مختصات زمینی به دست می آوریم [۲۵]:

$$u_e = u (\sin \theta_b \cos \theta_b) \quad (5)$$

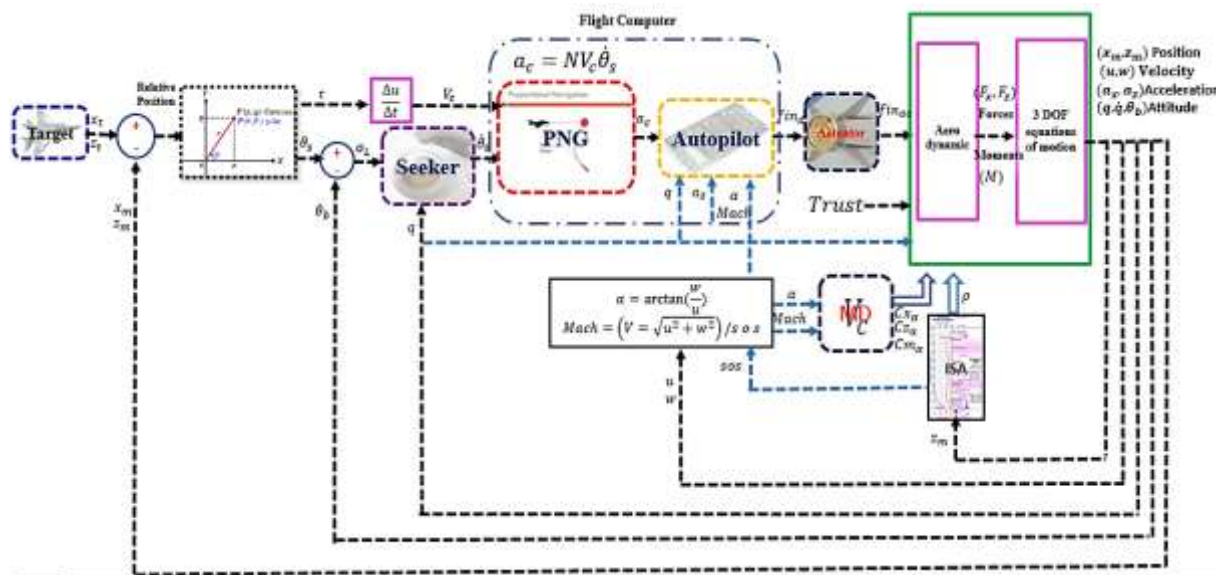
$$w_e = w (-\sin \theta_b \cos \theta_b) \quad (6)$$

هندسه درگیری موشک و هدف در صفحه با در نظر گرفتن



شکل ۲- هندسه درگیری موشک و هدف در صفحه با در نظر گرفتن جستجوگر جیمبال تک محور.

Fig. 2. Engagement geometry of the missile and target in the plane, considering the single-axis gimbal seeker.



شکل ۳- شماتیک بلوکی سیستم هدایت و کنترل موشک هدایت شونده.

Fig. 3. Block diagram schematic of the guidance and control system of the guided missile.

پیشران دقیقاً از مرکز جرم موشک عبور می‌کند بنابراین ممان‌های ناشی از پیشران صفر است. جستجوگر را جیمبال و قانون هدایتی PN در نظر می‌گیریم. مدل اتمسفری ISA در نظر می‌گیریم.

موشک تحت شبیه‌سازی هوا به هوا و از نوع دم کنترل (کنترل آیرودینامیکی) می‌باشد. موشک جسم صلب است. جسم صلب در اثر بارگذاری هیچگونه تغییر شکلی نمی‌دهد. این فرض باعث حذف اثرات آیروالاستیک از معادلات می‌گردد.

تقارن آیرودینامیکی در کانال چرخش وجود دارد. به عبارت دیگر فرض می‌شود که نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی با تغییر موقعیت چرخش موشک نسبت به بردار سرعت جریان آزاد، ثابت بمانند. معادلات حرکت موشک در دستگاه مختصات بدنی نوشته شده‌اند. آیرودینامیک موشک غیرخطی در نظر گرفته می‌شود. ضرایب آیرودینامیکی موشک را از نرم‌افزار MD به دست می‌آوریم و مورد استفاده قرار می‌دهیم.

۵. طراحی کنترل‌کننده تطبیقی مدل چندگانه

در این قسمت با استفاده از مفاهیم اساسی کنترل کلاسیک و بر مبنای توابع خطی شده مربوط به موشک، کنترل‌کننده‌های مورد نیاز برای طی مسیر موشک طراحی و بر روی شبیه‌سازی سه درجه آزادی ارائه شده در بخش قبل پیاده‌سازی و نهایتاً نتایج گراف‌های حاصل از شبیه‌سازی مورد بررسی قرار می‌گیرد. در گام بعد کنترل تطبیقی مدل چندگانه بر روی این توابع پیاده‌سازی خواهد شد.

کنترل تطبیقی در واقع روش کنترلی است که در آن کنترل‌کننده می‌بایست خودش را با یک سیستم کنترلی که پارامترهای آن در ابتدا نامشخص است و یا دائماً در حال تغییر است تطبیق دهد.

یکی از روش‌هایی که از آن به عنوان کنترل تطبیقی یاد می‌شود روش سوئیچینگ می‌باشد (شکل ۴). در این روش، عمل سوئیچ بین مدل‌های مختلف انجام می‌گیرد تا بهترین مدل انتخاب شود. در این روش تعداد به‌طور نمایی با ابعاد بردار پارامتر مجهول افزایش می‌یابد. یکی دیگر از مشکلات عمده روش‌های پیشین این است که اطلاعات ارائه شده خیلی کمی توسط همه مدل‌ها در تصمیم‌گیری پروسه استفاده می‌شوند.

یکی دیگر از روش‌های کنترل تطبیقی با استفاده از مدل‌های چندگانه روش سوئیچینگ و تنظیم می‌باشد. در روش قبلی یعنی سوئیچینگ، اطلاعات ارائه شده توسط همه مدل‌ها را نمی‌توان برای شناسایی و کنترل پلنت به‌طور مؤثر به کار برد. علاوه بر این همان‌طور که در بسیاری از کاربردهای عملی مشاهده شده است، ناپیوستگی سیگنال کنترل تحت سوئیچینگ‌های متوالی در مسائل عملی نامطلوب است. در نهایت یک ویژگی مشترک تمام روش‌های قبلی این است که شناسایی و کنترل به شدت همراه با هم هستند. مدل شناسایی انتخاب شده، انتخاب کنترل را دیکته می‌کند و این دو آزادی کمی برای

مدل اتمسفری که درگیری بین موشک و هدف در آن رخ می‌دهد را تخمینی از مدل اتمسفری ISA (اتمیسفر استاندارد بین‌المللی) در نظر می‌گیریم که فضا را به دو ناحیه زیر تقسیم می‌کنیم:

(۱) ناحیه تروپوسفر: از سطح دریا تا ارتفاع ۱۱ کیلومتری، دما با تغییر ارتفاع به صورت خطی تغییر می‌کند.

(۲) ناحیه بالایی تروپوسفر و پایینی استراتوسفر: از ارتفاع ۱۱ کیلومتری تا ۲۰ کیلومتری دما ثابت فرض می‌شود.

هدف را به صورت جرم نقطه‌ای در صفحه - ۲ درجه آزادی و تنها سینماتیک ۲ بعدی آنرا در نظر می‌گیریم:

روابط سینماتیکی دو بعدی هدف (موقعیت) به صورت زیر می‌باشد:

$$\begin{aligned}\dot{x}_t &= V_t \cos \theta_t \\ \dot{z}_t &= -V_t \sin \theta_t\end{aligned}\quad (7)$$

حرکت مستقیم الخط و سرعت ثابت هدف با سرعت (V_t) ثابت و زاویه ثابت نسبت به افق (θ_t)

$$\begin{aligned}V_t &= V_{t0} \\ \theta_t &= \theta_{t0}\end{aligned}\quad (8)$$

حرکت مستقیم الخط و شتاب دار (M) هدف با سرعت متغیر و زاویه ثابت نسبت به افق

$$\begin{aligned}V_t &= V_{t0} + Mt \\ \theta_t &= \theta_{t0}\end{aligned}\quad (9)$$

حرکت دایره‌ای هدف با سرعت ثابت و زاویه متغیر (C) نسبت به افق

$$\begin{aligned}V_t &= V_{t0} \\ \theta_t &= \theta_{t0} + Ct \\ C &= \frac{n_t * g}{V_t}\end{aligned}\quad (10)$$

حرکت سینوسی هدف با سرعت ثابت و زاویه متغیر $(D \sin \omega)$ نسبت به افق

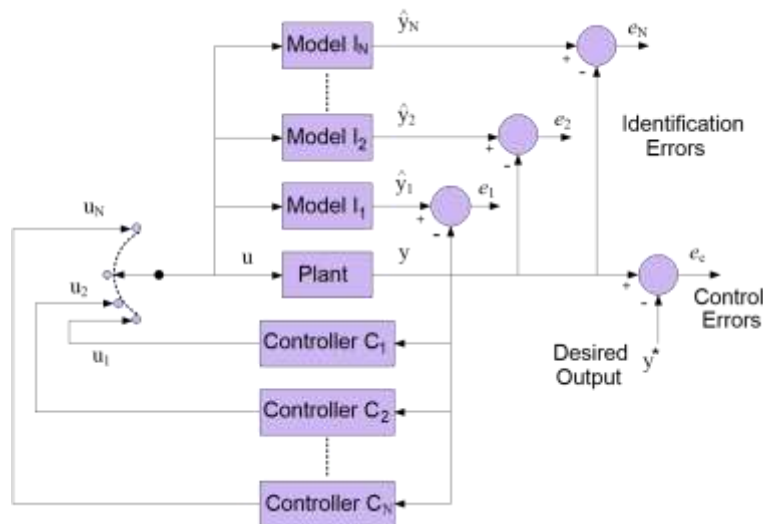
$$\begin{aligned}V_t &= V_{t0} \\ \theta_t &= \theta_{t0} + D \sin \omega t \\ \omega &= \frac{2\pi}{T} \\ D &= \frac{n_t g T}{V_t (2\pi)}\end{aligned}\quad (11)$$

فرضیاتی که در این مسئله و حل آن در نظر می‌گیریم به شرح ذیل می‌باشد:

زمین صاف است، نمی‌چرخد و در فضای اینرسی ثابت است. از مومنوم زاویه‌ای موتور صرف‌نظر می‌شود. صفحه x-y صفحه تقارن موشک است بنابراین ممان‌های اینرسی xy, yz صفر هستند. راستای

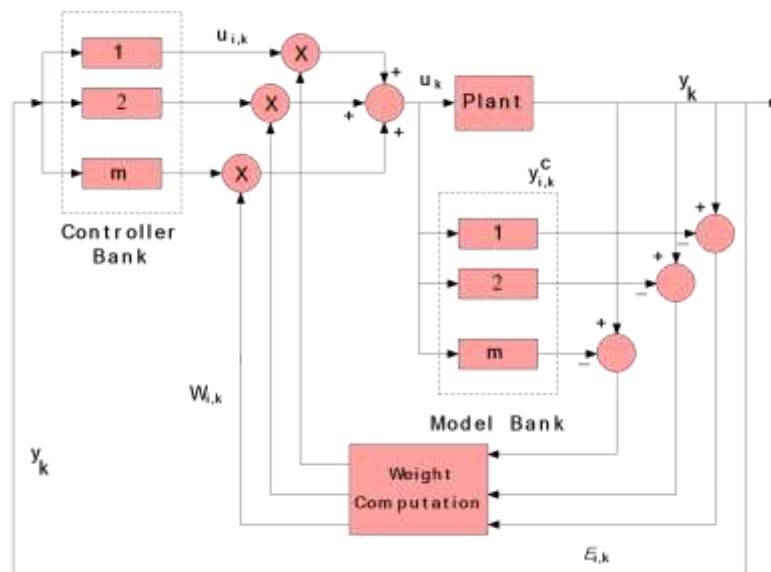
در این روش سویچینگ یعنی چه زمانی و به کدام کنترل کننده سویچ کنیم و تیونینگ یعنی کدام مقدار پارامتر در هر لحظه تنظیم شود (شکل ۵).

طرح‌های جدید ایجاد می‌کنند. در هر دو روش سویچینگ بین مدل‌های ثابت و سویچینگ و تنظیم بین مدل‌های تطبیقی و ثابت تعداد مدل‌های مورد نیاز c^n است که در آن n ابعاد بردار پارامتر است و c ثابت است.



شکل ۴- سویچینگ بین مدل‌های ثابت.

Fig. 4. Switching between fixed models.



شکل ۵- سویچینگ بین مدل‌های تطبیقی و ثابت.

Fig. 5. Switching between adaptive and fixed models.

$$\dot{x}_p(t) = Ax_p(t) + b_p u(t) \quad (12)$$

$$\dot{x}_m(t) = A_m x_m(t) + b r(t) \quad (13)$$

$$\dot{x}_l(t) = A_m x_l(t) + (A_l(t) - A_m)x_p(t) + b u(t) \quad (14)$$

روش تطابق مرتبه اول یکی از روش‌های کنترل تطبیقی کلاسیک است که در آن از یک مدل برای شناسایی و کنترل پلنت مجهول استفاده می‌شود. در این بخش این روش برای یک پلنت مرتبه n در حالت کلی توضیح می‌دهیم [۲۰]. معادلات حالت سیستم، مدل مرجع و مدل شناسایی را به صورت زیر در نظر بگیرید:

یک تابع لیاپانوف برای هرمدل شناسایی وجود دارد که در آن P ماتریس مثبت معین در معادله لیاپانوف $-Q = P A_m + A_m^T P$ است و $Q = Q^T > 0$.

با تعریف قانون تطبیق پایدار برای تنظیم $\tilde{\theta}_i(t)$ به صورت:

$$\dot{\theta}_i(t) = -\gamma e_i^T(t) P b x_p(t), \quad \gamma > 0 \quad (۲۰)$$

و مشتق گیری از معادله $\dot{V}(e_i, \tilde{\theta}_i) = -e_i^2(t) < 0$ بنابراین خروجی و خطاهای تخمین کراندارند. علاوه براین با استفاده از مباحث استاندارد بر پایه لم باربالات $\lim_{t \rightarrow \infty} e_i(t) = 0$ بنابراین حالت پلنت $x_p(t)$ حالت مرجع $x_m(t)$ را به طور مجانبی ردیابی می کند. علاوه براین اگر $r(t)$ تحریک پایا باشد، خواهیم داشت $\lim_{t \rightarrow \infty} \theta_i(t) = \theta_p$ این رو همه خطاهای شناسایی به صفر میل می کنند.

در روش کنترل تطبیقی مدل چندگانه به روش سوئیچینگ و تنظیم از هر دو مدل ثابت و تطبیقی استفاده می شود. در این روش تعداد زیادی از مدل های ثابت در یک ناحیه عدم قطعیت پخش شده اند و بر اساس مقایسه پاسخ های پلنت و مدل های یکی از مدل ها در هر لحظه به عنوان بهترین و مناسب ترین مدل برای پلنت مجهول با استفاده از یکی از اندیس های تابع عملکرد J انتخاب می شود. تابع هزینه انتگرال خطا $J_i(t) = \int_0^t \|e_i(\tau)\|^2 d\tau$ که توسط بسیاری از نویسنده ها به عنوان یک شاخص عملکرد به کار گرفته شده نیز در این مقاله مورد استفاده قرار گرفته است. در سوئیچینگ و تنظیم یک مدل تطبیقی از موقعیت مدل ثابت انتخاب شده مقداردهی اولیه می شود و پارامترهای بعدی کنترل مورد استفاده را معین می کند. یک مدل تطبیقی آزاد یک مدل تطبیقی برای مقداردهی اولیه مجدد هر دو از یک گوشه از ناحیه پارامتری شروع شده اند. مدل مقداردهی اولیه مجدد به مدلی که نزدیک ترین مدل به پلنت می باشد سوئیچ می کند و تطابق از آنجا شروع می شود. در این مقاله روش کنترل تطبیقی بحث شده را با مثال زیر مورد بررسی قرار می دهیم: یک سیستم دینامیکی ناپایدار در $\mathbb{R}^2$ با معادله دیفرانسیل (۱۲) با بردار پارامتر مجهول $\theta_p = [-2.7, 4.4]$ را در نظر بگیرید. مدل مرجع پایدار است با $\theta_m = [-3, 5]$ و همچنین کران θ_p معلوم است و متعلق به بازه S_θ است که در آن $S_\theta = [-2, -4] \times [+4, +6] \in \mathbb{R}^2$.

چندین آزمایش انجام شده است که در آن مدل مورد نظر به ترتیب در چند مقدار متفاوت مقداردهی اولیه شده اند. مدل پلنت مورد بررسی در این مقاله با دو پارامتر نامعین می باشد که پارامترهای نامعین در هر ۱۰ ثانیه به ترتیب جدول شماره دو تغییر می کنند که نتایج مقایسه ملموس تر باشد. یک بهره تطبیقی مثال این مقاله $\gamma = 2$ در نظر می گیریم. نتایج شبیه سازی در بخش بعدی ذکر شده است.

تابع تبدیل پایه کانال پیچ (مرتبه اول) به صورت زیر است [۲۵]:

که در آن $A_i(t), A_m, A_p \in \mathbb{R}^{n \times n}$ به فرم همراه هستند و سطر آخرشان به ترتیب به صورت $\theta_p^T = [a_{p1}, a_{p2}, \dots, a_{pn}]$ ، $\theta_m^T = [a_{m1}, a_{m2}, \dots, a_{mn}]$ و $\theta_i^T = [a_{i1}, a_{i2}, \dots, a_{in}]$ می باشد و $b = [0, 0, \dots, 0, 1]^T$. پارامترهای $a_{p1}, a_{p2}, \dots, a_{pn}$ مجهول هستند و باید تخمین زده شوند. با فرض این که کران بالا و پایین θ_p معلوم هستند $\theta_p \in S_\theta = \{\theta_p \leq \theta_p \leq \bar{\theta}_p\}$ هدف تعیین ورودی $u(\cdot)$ از پلنت است تا همه سیگنال ها کراندار باشند و $\lim_{t \rightarrow \infty} (x_p(t) - x_m(t)) = 0$ با تعریف خطای پارامتری به صورت $\theta_i(t) - \theta_p = \tilde{\theta}(t)$ و خطای شناسایی $x_i(t) - x_p(t) = e(t)$ ، معادله خطا را می توان به صورت زیر نوشت:

$$\dot{e}(t) = A_m e(t) + b \tilde{\theta}^T(t) x_p(t) \quad (۱۵)$$

با در نظر گرفتن تابع لیاپانوف $V(e, \tilde{\theta}) = e^T P e + \tilde{\theta}^T \tilde{\theta}$ و با انتخاب قانون تطبیق به صورت زیر:

$$\dot{\theta}(t) = -x_p(t) e^T(t) P b \quad (۱۶)$$

مشتق تابع لیاپانوف منفی می شود که این نشان دهنده پایداری شناساگر است و کرانداری خطای شناسایی $e(t)$ و خطای پارامتری $\tilde{\theta}(t)$ و در نتیجه $\theta(t)$ را تضمین می کند. برای تضمین پایداری پلنت و در نتیجه کرانداری $x_p(t)$ قانون کنترل فیدبک را به صورت زیر انتخاب می کنیم:

$$u(t) = k^T(t) x_p(t) + r(t) \quad (۱۷)$$

که در آن $k(t) = \theta_m - \theta_i(t)$.

با استفاده از مباحث استاندارد کنترل تطبیقی می توان نشان داد که حالت $x_p(t)$ پلنت، حالت مرجع $x_m(t)$ را به طور مجانبی ردیابی می کند و $\lim_{t \rightarrow \infty} \theta_i(t) = \theta_p$.

در روش تطبیقی مدل چندگانه برپایه تطابق مرتبه دوم، برای یک سیستم از مرتبه n ، از $n+1$ مدل شناسایی به صورت زیر استفاده می شود:

[۲۰]

$$\dot{x}_i(t) = A_m x_i(t) + (A_i(t) - A_m) x_p(t) + b u(t) \quad (۱۸)$$

که در آن $A_i(t)$ به فرم همراه است و $\theta_i^T = [a_{i1}, a_{i2}, \dots, a_{in}]$ و شرایط اولیه به صورت $x_i(t_0) = 0$ و $e_i(t_0) = 0$ است.

با تعریف خطای پارامتری به صورت $\theta_i(t) - \theta_p = \tilde{\theta}(t)$ و خطای شناسایی $x_i(t) - x_p(t) = e_i(t)$ تابع لیاپانوف را به صورت زیر در نظر گرفته می شود:

$$V(e_i, \tilde{\theta}_i) = e_i^T P e_i + \tilde{\theta}_i^T \tilde{\theta}_i \quad (۱۹)$$

h (m)	ارتفاع
$\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$	چگالی در سطح دریا
$L = 0.0065 \text{ K/m}$	دمای سطح
$L = 0.0065 \text{ K/m}$	رخ افت
$g = 9.81 \text{ m/s}^2$	شتاب جاذبه
$R = 287 \text{ J/(kg} \cdot \text{K)}$	ثابت گاز ویژه هوا
$\gamma = 1.4$	نسبت ظرفیت‌های گرمایی

وابستگی پارامترهای اتوپایلوت به شرایط جو (بهره پایه کانال در سطح دریا و زمان پیوستگی‌های آیرودینامیکی) به شرح روابط زیر است:

$$K_p(h) = K_{p0} \frac{\rho_h}{\rho_0} f(M(h)) \quad (26)$$

$$T(h) = T_0 \frac{\rho_h}{\rho_0} \quad (27)$$

مقدار و درصد تغییرات پارامترها برای یک سناریوی پیشنهادی به شرح جدول ذیل می باشد:

$$\theta(s)/\delta_e(s) = \frac{K_p}{(Ts + 1)} \quad (21)$$

$\theta(s)$: زاویه فراز (Pitch angle)

$\delta_e(s)$: ورودی فرمان ارتفاع یا تغییر زاویه پره بالها

K_p : بهره کانال فراز (Pitch gain)

T : ثابت زمان پاسخ سیستم

روابط وابسته به ارتفاع و شرایط جو به شرح ذیل است:

$$\rho = \rho_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{(g/LR)-1} \quad (22)$$

چگالی هوا (مدل استاندارد جو)

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (23)$$

سرعت صوت

$$T = T_0 - Lh \quad (24)$$

دما

$$T = T_0 - Lh \quad (25)$$

عدد ماخ

در اینجا:

جدول ۲- مقدار و درصد تغییرات پارامترهای خلبان خودکار کانال فراز.

Table 2. Amount and percentage of changes in the pitch channel autopilot parameters.

Time (s)	Altitude h (km)	Density $\rho(h)$ (kg/m ³)	Speed of sound (m/s)	Mach	Kp	Change of Kp (%)	T	Change of T (%)
0-10	2	1.007	340	0.88	-2.70	+20%	4.44	+20%
10-20	5	0.736	320	0.94	-2.80	+24%	4.63	+25%
20-30	10	0.413	300	1.00	-3.00	+33%	4.92	+33%
30-40	15	0.194	295	1.02	-3.10	+38%	5.10	+38%
40-50	20	0.088	295	1.02	-3.15	+40%	5.18	+40%

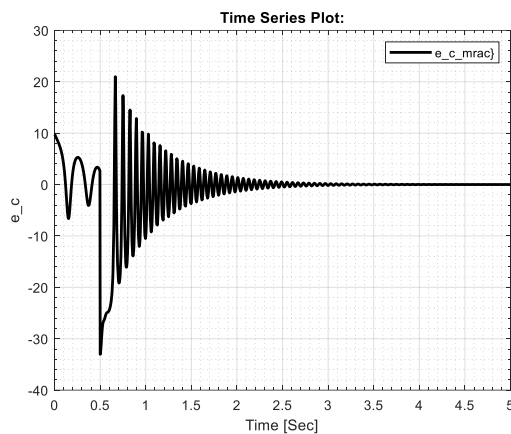
۶. شبیه سازی و نتایج

در این بخش، شبیه سازی‌ها برای چهار سناریوی پروازی مختلف شامل حرکت مستقیم‌الخط با سرعت ثابت، حرکت شتابدار، مسیر دایروی و مانور سینوسی انجام گرفته است. در تمامی سناریوها، تغییرات پارامتری (ارتفاع، چگالی و عدد ماخ) هر ده ثانیه یک بار تغییر داده شده تا عملکرد کنترل کننده در برابر نامعینی‌ها ارزیابی شود. شاخص‌های عملکردی مورد استفاده در ارزیابی سیستم‌های کنترلی شامل زمان پاسخ، زمان صعود، فراجش، زمان نشست و خطای ماندگار هستند. زمان پاسخ به مدت زمانی گفته می شود که سیستم از لحظه اعمال ورودی تا رسیدن به مقدار نهایی خود نیاز دارد. زمان صعود، بازه‌ای است که طی آن پاسخ سیستم از حدود ۱۰ تا ۹۰ درصد مقدار نهایی افزایش می یابد و بیانگر سرعت اولیه پاسخ است. فراجش میزان بیش از حد بودن پاسخ نسبت به مقدار نهایی مطلوب است و معمولاً به صورت درصدی از آن بیان

روند طراحی کنترل کننده پیشنهادی به صورت زیر انجام گرفته است:

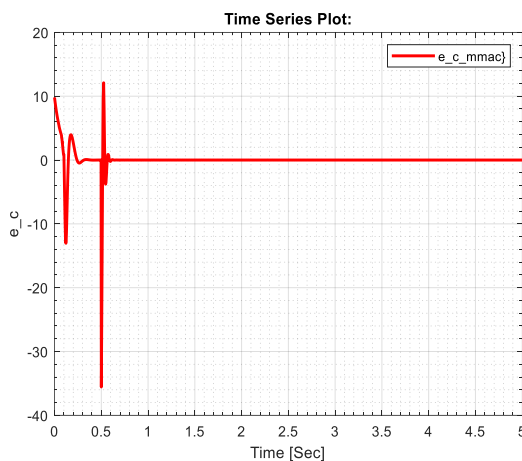
- ۱) ابتدا مدل خطی شده دینامیک موشک در کانال فراز استخراج شد؛
- ۲) سپس با توجه به محدوده تغییرات پارامترهای نامعین، مجموعه‌ای از مدل‌های نماینده در بانک مدل‌ها ایجاد گردید؛
- ۳) در هر گام زمانی، با استفاده از شاخص عملکرد (تابع هزینه مبتنی بر خطای شتاب یا خطای خروجی)، نزدیک ترین مدل به رفتار واقعی سیستم انتخاب شد؛
- ۴) پس از انتخاب مدل، با بهره گیری از قانون تطبیق بر پایه لیپانوف، پارامترهای کنترل کننده به صورت تطبیقی تنظیم شدند؛
- ۵) نهایتاً از طریق مکانیزم سوئیچینگ و تنظیم همزمان، ترکیبی از مدل‌های ثابت و تطبیقی برای دستیابی به پاسخ بهینه به کار گرفته شد.

همگرایی مطلوب تر کنترل کننده مدل چندگانه نسبت به کنترل کننده کلاسیک مدل مرجع داشته است. هر چند در نهایت هر دو کنترل کننده در نهایت به مقدار مرجع و مورد تقاضا همگرا شده اند اما روش کلاسیک پاسخ کندتری داشته و همچنین مقداری نیز خطای حالت ماندگار دارد که در جدول شماره ۲ مشخص است.



شکل ۷- خطای ردیابی در کنترل کننده تطبیقی کلاسیک مدل مرجع.

Fig. 7. Tracking error in the classical adaptive reference model controller.



شکل ۸- خطای ردیابی در کنترل کننده تطبیقی مدل چندگانه پیشنهادی.

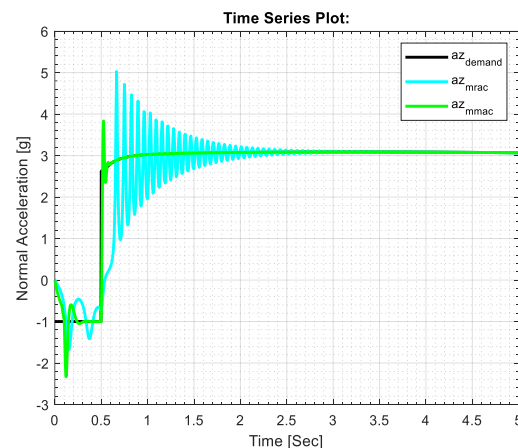
Fig. 8. Tracking error in the proposed multiple model adaptive controller.

شکل های ۷ و ۸ به ترتیب خطای ردیابی در کنترل کننده تطبیقی کلاسیک مدل مرجع و کنترل کننده تطبیقی مدل چندگانه پیشنهادی را نشان می دهد. همانطور که از شکل ها پیداست خطای روش دوم کمتر می باشد. به صورت کمی نیز برای ۴ سناریوی پروازی نیز شبیه سازی انجام شده و پارامترهای عملکردی در جدول شماره ۳ آورده شده است که شامل مقایسه پارامترهای عملکردی (ماکزیمم

می شود. زمان نشست مدت زمانی است که طول می کشد تا پاسخ در محدوده ای کوچک (مثلاً $\pm 2\%$ درصد مقدار نهایی) پایدار گردد. در نهایت، خطای ماندگار نشان دهنده اختلاف بین مقدار نهایی پاسخ سیستم و مقدار مطلوب پس از گذشت زمان زیاد است. این شاخص ها معیارهای اصلی برای مقایسه عملکرد روش های کنترلی نظیر MRAC و MMAC محسوب می شوند. در تمامی آزمایش ها، نویز حسگرها و دیگر اغتشاشات محیطی لحاظ نشده اند تا تمرکز بر ارزیابی ساختار کنترلی باشد؛ افزودن این موارد در پژوهش های آینده مدنظر خواهد بود.

پس از استخراج ضرایب آیرودینامیکی موشک مورد نظر نوبت به بخش شبیه سازی پرواز با استفاده از نرم افزار Matlab/Simulink با در نظر گرفتن سیستم هدایت و کنترل کامل موشک هدایت شونده که از بخش های جستجوگر معلق، قانون هدایت ناوبری تناسبی، و خلبان خودکار و ایرفریم موشک شامل معادلات سه درجه آزادی می رسد. در این بخش با استفاده از روش کنترل تطبیقی مدل چندگانه خلبان خودکار فراز مدل سازی و شبیه سازی گردیده که و نتایج شبیه سازی در ادامه نشان داده شده است.

برای هدف چهار سناریو و مانور (حرکت سرعت ثابت مستقیم الخط، حرکت شتاب دار مستقیم الخط، حرکت دایروی و مانور سینوسی) در نظر گرفته شده است که پس از شبیه سازی با استفاده از اتوپایلوت مدل چندگانه تطبیقی نتایج در زیر آمده است.



شکل ۶- مقایسه ردیابی شتاب مورد تقاضا برای موشک و شتاب به دست آمده با استفاده از دو کنترل کننده مدل مرجع کلاسیک و مدل چندگانه.

Fig. 6. Comparison of the requested acceleration tracking for the missile and the obtained acceleration using two controllers: classical reference model and multiple model.

همانطور که از شکل ۶ پیداست، ردیابی شتاب مورد تقاضا برای موشک و شتاب به دست آمده با استفاده از دو کنترل کننده مدل مرجع کلاسیک و مدل چندگانه در ۵ ثانیه ابتدایی پرواز نشان از سرعت

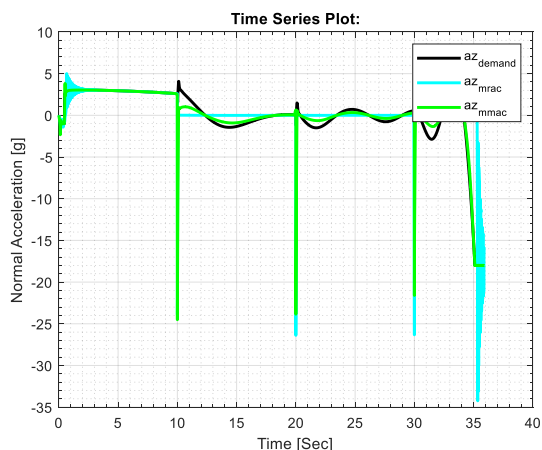
نزدیک به صفر داشته و از خطای حالت ماندگار در روش تطبیقی مدل مرجع کمتر است. برای نمونه در سناریوی چهارم ماکزیمم فرجهش از ۶۶ درصد به ۳۳ درصد کاهش یافته که نشان از کاهش ۵۰ درصدی این پارامتر عملکردی است. همچنین زمان نشست در این سناریو از حدود ۲/۵ ثانیه به کمتر از ۰/۷۲ ثانیه رسیده است که حدود ۱/۷۸ ثانیه این مقدار در هنگام استفاده از اتوپایلوت تطبیقی مدل چندگانه نسبت به روش دیگر کاهش یافته است. همچنین زمان بالا آمدن نیز از ۱۲۵ میلی ثانیه به ۱۲ میلی ثانیه کاهش یافته که نشان از عملکرد بهتر روش تطبیقی مدل چندگانه نسبت به روش تطبیقی مدل مرجع دارد.

فراجهش، زمان صعود، زمان نشست، خطای حالت ماندگار، خطای مجذور میانگین مربعات) می باشد که نشان از تفاوت معنادار عملکرد دو نوع کنترل کننده دارد. برای نمونه خطای جذر میانگین مربعات برای سناریو اول ۶/۱۲۳۱۳ بوده که هنگام استفاده از کنترل کننده پیشنهادی تطبیقی مدل چندگانه به عدد ۲/۷۴۰۸ رسیده است که نشان از کاهش ۵۵ درصدی خطا می باشد. در سایر پارامترهای عملکردی مانند ماکزیمم فرجهش، زمان بالارفتن، زمان نشست نیز عملکرد کنترل کننده تطبیقی مدل چندگانه بهتر بوده است. یک نکته دیگر خطای حالت ماندگار در روش تطبیقی مدل چندگانه است که مقداری

جدول ۳- مقایسه پارامترهای عملکردی در دو کنترل کننده مورد استفاده به هنگام مانورهای مختلف هدف.

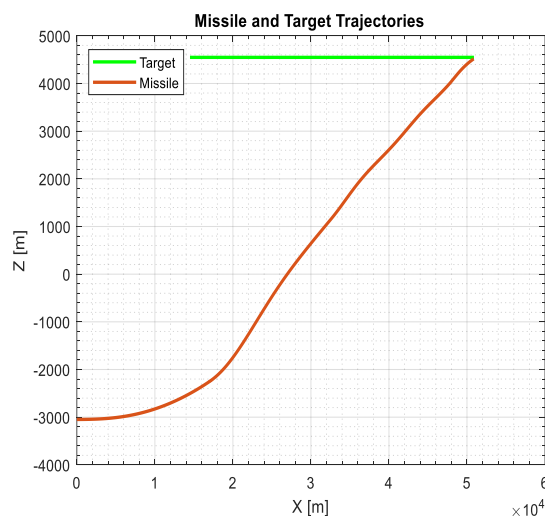
Table 3. Comparison of performance parameters in two controllers used during various target maneuvers

Performance parameters					Control method	Maneuver
RMSE	ess	Ts (s)	Rt (ms)	Mp (%)		
6.1213	0.0021	2.3	120	56%	MRAC	Scenario 1
2.7408	0.0000035	0.65	13	19%	MMAC	
6.1256	0.0023	2.37	125	58%	MRAC	Scenario 2
2.7387	0.0000039	0.69	13	17%	MMAC	
6.1501	0.0021	2.6	121	41%	MRAC	Scenario 3
2.7477	0.0000031	0.72	14	7%	MMAC	
6.0546	0.002	2.5	125	66%	MRAC	Scenario 4
2.7334	0.000003	0.7	12	33%	MMAC	



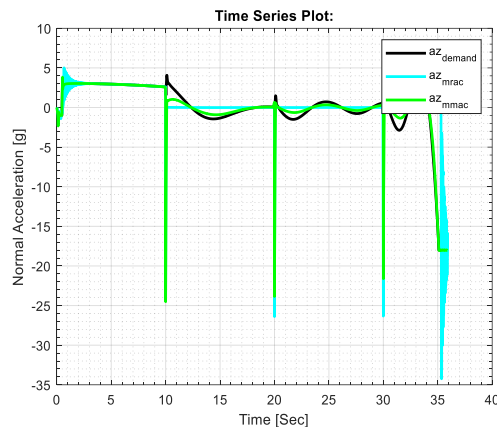
شکل ۱۰- مقایسه ردیابی شتاب مورد تقاضا برای موشک و شتاب به دست آمده با در نظر گرفتن تغییرات پارامتری در هر ۱۰ ثانیه در سناریو شماره ۱.

Fig. 10. Comparison of desired acceleration tracking for the missile and the achieved acceleration considering parametric variations every 10 seconds in scenario 1.



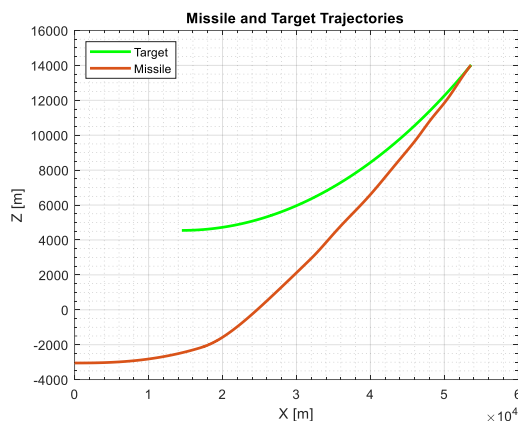
شکل ۹- مسیر موشک و هدف (سناریو ۱).

Fig. 9. Missile and target trajectory (scenario 1).



شکل ۱۲- مقایسه ردیابی شتاب مورد تقاضا برای موشک و شتاب به دست آمده با در نظر گرفتن تغییرات پارامتری در هر ۱۰ ثانیه در سناریو شماره ۲.

Fig. 12. Comparison of desired acceleration tracking for the missile and the achieved acceleration considering parametric variations every 10 seconds in scenario 2.



شکل ۱۳- مسیر موشک و هدف (سناریو ۳).

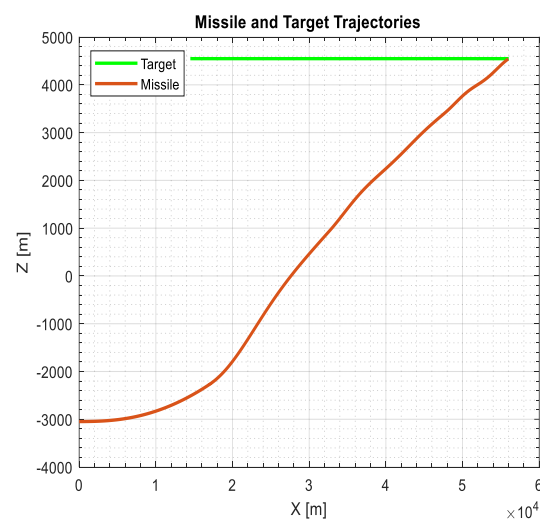
Fig. 13. Missile and target trajectory (scenario 3).



شکل ۱۴- مقایسه ردیابی شتاب مورد تقاضا برای موشک و شتاب به دست آمده با در نظر گرفتن تغییرات پارامتری در هر ۱۰ ثانیه در سناریو شماره ۳.

Fig. 14. Comparison of desired acceleration tracking for the missile and the achieved acceleration considering parametric variations every 10 seconds in Scenario 3.

شکل ۹ مسیر موشک و هدف با در نظر گرفتن حرکت مستقیم الخط سرعت ثابت هدف (سناریو ۱) و اتوپیلوت با استفاده از کنترل کننده تطبیقی مدل چندگانه را نشان می دهد. همانطور که از شکل مشخص است موشک بخوبی به سمت هدف روانه شده است. در این شبیه سازی برای درک هر چه بهتر عملکرد کنترل کننده تطبیقی مدل چندگانه هر ۱۰ ثانیه یکبار تغییراتی در پارامترهای سیستم مورد مطالعه دادیم که اثر این تغییرات به وضوح در شکل ۱۰ قابل مشاهده است. همانطور که در شکل ۱۰ دیده می شود. تغییرات ناگهانی پارامترها بر روی عملکرد کنترل کننده تطبیقی مدل مرجع اثر نامطلوبی داشته و دلیل آن تغییرات سریع و بزرگ پارامتری و همچنین مقداردهی اولیه نامناسب برای به دست آوردن و تخمین پارامترهای سیستم و همچنین کنترل کننده می باشد، در حالی که در روش تطبیقی مدل چندگانه با استفاده از ۱۶ مدل در بانک مدل ها (بر اساس هر گام ۰/۵ واحدی و پخش شده در فضای پارامتری S_θ) برای شناسایی مدل مورد مطالعه، ابتدا نزدیک ترین مدل بر اساس تابع معیار عملکرد انتخاب می شود و مقداردهی اولیه بر اساس مدل به دست آمده انجام شده که نسبت به روش کنترل کننده تطبیقی مدل مرجع که در آن مقداردهی اولیه به صورت تصادفی و کور انجام می شود نتایج بهتری در پی دارد. در این روش بعد از سوئیچینگ به مدل مورد نظر در مرحله بعدی نوبت به تنظیم پارامترها با استفاده از تطبیق و همگرایی پارامترها می رسد. همانطور که در شکل ۱۰ دیده می شود بعد از تغییرات ناگهانی روش تطبیقی مدل چندگانه عملکرد خود را حفظ کرده و توانسته شتاب مورد نیاز را ردیابی و به آن همگرا شود.



شکل ۱۱- مسیر موشک و هدف (سناریو ۲).

Fig. 11. Missile and target trajectory (Scenario 2).

مدل چنگانه نسبت به روش تطبیقی مدل مرجع می باشد. روش MMAC با وجود دقت و پایداری بالا، دارای محدودیت هایی مانند پیچیدگی محاسباتی زیاد و وابستگی شدید به دقت مدل ها است. خطاهای مدل سازی و طراحی نامناسب معیار سوییچینگ می توانند موجب نوسان، کاهش پایداری و دشواری در پیاده سازی عملی شوند.

۷. جمع بندی

در این پژوهش، با هدف بهبود عملکرد اتوپایلوت موشک در حضور نامعینی های پارامتری، یک کنترل کننده تطبیقی مدل چندگانه (MMAC) طراحی و پیاده سازی شد. نتایج شبیه سازی نشان داد که این روش نسبت به کنترل تطبیقی مدل مرجع (MRAC) از نظر سرعت پاسخ، خطای حالت ماندگار، و پایداری کلی برتری قابل توجهی دارد. در سناریوهای مختلف، خطای RMSE به طور میانگین بیش از ۵۰ درصد کاهش یافته و زمان نشست تا ۷۰ درصد کمتر شده است. این بهبود عملکرد به ویژه در مواجهه با تغییرات سریع پارامتری قابل مشاهده بود.

با وجود این نتایج مثبت، در این تحقیق محدودیت هایی همچون عدم لحاظ نویز سنسورها و محدودیت عملگرها وجود دارد که در پژوهش های آینده می تواند مدنظر قرار گیرد. در ادامه پیشنهاد می شود توسعه روش MMAC با استفاده از روش تطابق مرتبه دوم و برای شرایط واقعی تر شامل اغتشاشات محیطی، اشباع عملگرها و داده های تجربی پرواز بررسی شود تا اعتبار عملی این روش بیش از پیش اثبات گردد.

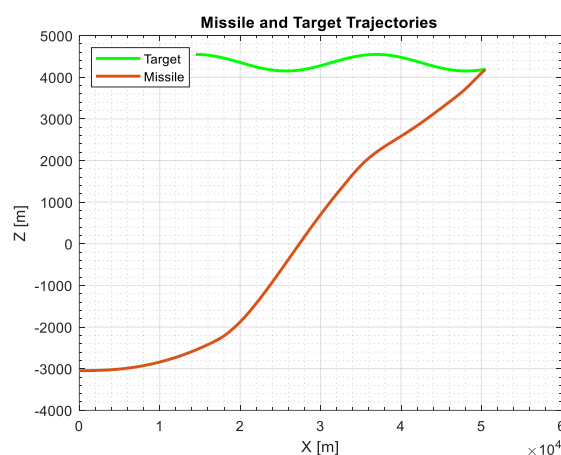
تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

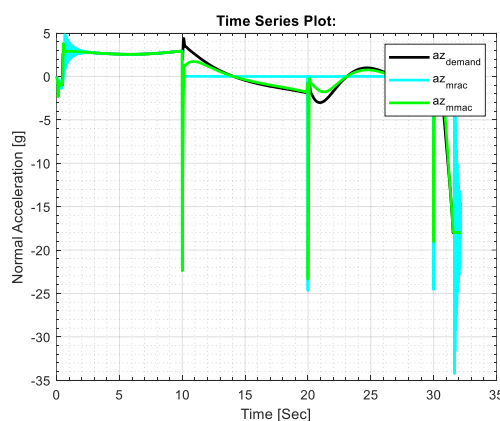
- [1] M. Athans, D. Castanon, K. Dunn, C. Greene, W. Lee, and N. Sandell, "The stochastic control of the F-8C aircraft using a multiple model adaptive control (MMAC) method--Part I: Equilibrium flight," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 22, no. 5, pp. 768-780, 1977, <https://doi.org/10.1109/TAC.1977.1101599>.
- [2] D. W. Lane and P. S. Maybeck, "Multiple model adaptive estimation applied to the LAMBDA URV for failure detection and identification," in *33rd IEEE Conference on Decision and Control*, Lake Buena Vista, FL, USA, 1994, Paper 678-683, <https://doi.org/10.1109/CDC.1994.410878>.
- [3] B. Martensson, "Switching function adaptive stabilization with stability margin alpha," in *28th IEEE Conference on Decision and Control*, Tampa, FL, USA, 1989, Paper 1561-1562, <https://doi.org/10.1109/CDC.1989.70410>.

شکل های ۱۱ و ۱۳ و ۱۵ در واقع مسیر حرکت موشک و هدف برای سناریوهای ۲ تا چهار یعنی (حرکت شتابدار مستقیم الخط، حرکت دایروی و مانور سینوسی) در هنگام استفاده از اتوپایلوت فراز با استفاده از کنترل کننده تطبیقی مدل چندگانه به روش سوییچینگ و تنظیم است. همانطور که مشاهده می شود در هر سه سناریو موشک توانسته در مقابل مانورهای هدف به خوبی عکس العمل نشان داده و در نهایت به هدف اصابت نماید.



شکل ۱۵- مسیر موشک و هدف (سناریو ۴).

Fig. 15. Missile and target trajectory (scenario 4).



شکل ۱۶- مقایسه ردیابی شتاب مورد تقاضا برای موشک و شتاب به دست آمده با در نظر گرفتن تغییرات پارامتری در هر ۱۰ ثانیه در سناریو شماره ۴.

Fig. 16. Comparison of desired acceleration tracking for the missile and the achieved acceleration considering parametric variations every 10 seconds in Scenario 4.

شکل های ۱۲، ۱۴ و ۱۶ نیز مقایسه ردیابی شتاب مورد تقاضا برای موشک و شتاب به دست آمده با در نظر گرفتن تغییرات پارامتری در هر ۱۰ ثانیه در سناریوهای مذکور را نشان می دهد. همانطور که مشخص است در روش تطبیقی مدل چندگانه با وجود تغییر ناگهانی و سریع پارامترها عملکرد ردیابی به درستی انجام شده که نشان از عملکرد بهتر روش کنترل تطبیقی

- [15] M. Navabi and N. Safaei, "Optimal adaptive control of satellite attitude in presence of uncertainty in moment of inertia using Markov parameters," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 13, no. 4, pp. 25–35, 2020, (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2021.1199>.
- [16] K. S. Narendra and Z. Han, "The changing face of adaptive control: the use of multiple models," *Annual Reviews in Control*, vol. 35, no. 1, pp. 1–12, 2011, <https://doi.org/10.1016/j.arcontrol.2011.03.010>.
- [17] H. Hu, K. Ou, and W. W. Yuan, "Fused multi-model predictive control with adaptive compensation for proton exchange membrane fuel cell air supply system," *Energy*, vol. 284, 2023, Art. no. 128459, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2023.128459>.
- [18] R. Makam and K. George, "Multiple models for decentralised adaptive control of discrete-time systems," *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, vol. 38, no. 4, pp. 134–137, 2024, <https://doi.org/10.1002/acs.3752>.
- [19] M. Lin, R. Chi, and N. Sheng, "Data driven latent variable adaptive control for nonlinear multivariable processes," *International Journal of Systems Science*, vol. 56, no. 1, pp. 108–125, 2025, <https://doi.org/10.1080/00207721.2024.2388807>.
- [20] S. Niazi, A. Toloei, and R. Ghasemi, "Neuro-predictive controller for stabilization of gimbal mechanism with cross-coupling," *Journal of Mechatronic Systems and Control*, vol. 49, 2021, Art. no. 10.2316, <https://dx.doi.org/10.2316/J.2021.201-0198>.
- [21] A. Toloei and S. Niazi, "Estimation of LOS rates for target tracking problems using EKF and UKF algorithms-a comparative study," *International Journal of Engineering*, vol. 28, no. 2, pp. 172–179, 2015, <http://dx.doi.org/10.5829/idosi.ije.2015.28.02b.02>.
- [22] M. M. Abdo, A. R. Vali, A. R. Toloei, and M. R. Arvan, "Stabilization loop of a two axes gimbal system using self-tuning PID type fuzzy controller," *ISA Transactions*, vol. 53, no. 2, pp. 591–602, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.isatra.2013.12.008>.
- [23] S. Niazi, A. Toloei, and R. Ghasemi, "Improving performance of flight control system in presence of uncertainties and extreme changes in parameters using multiple model adaptive control," *International Journal of Engineering, Transactions A: Basics*, vol. 37, no. 10, pp. 2030–41, 2024, <https://doi.org/10.5829/ije.2024.37.10a.14>.
- [24] R. Udoshi, "Janes Weapons: Air-Launched" 68th ed. Jane's Information Group, 2022.
- [25] B. E. a. L. Reid, *Dynamics of Flight: Stability and Control*, 3rd ed. Wiley, 1996.
- [4] M. Fu and B. Barmish, "Adaptive stabilization of linear systems via switching control," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 31, no. 12, pp. 1097–1103, 1986, <https://doi.org/10.1109/TAC.1986.1104187>.
- [5] R. H. Middleton, G. C. Goodwin, D. J. Hill, and D. Q. Mayne, "Design issues in adaptive control," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 33, no. 1, pp. 50–58, 1988, <https://doi.org/10.1109/9.360>.
- [6] A. S. Morse, D. Q. Mayne, and G. C. Goodwin, "Applications of hysteresis switching in parameter adaptive control," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 37, no. 9, pp. 1343–1354, 1992, <https://doi.org/10.1109/9.159571>.
- [7] S. R. Weller and G. C. Goodwin, "Hysteresis switching adaptive control of linear multivariable systems," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 39, no. 7, pp. 1360–1375, 2002, <https://doi.org/10.1109/9.299622>.
- [8] K. S. Narendra and K. Esfandiari, "Adaptive control of linear periodic systems using multiple models," in *Conference on Decision and Control (CDC)*, Miami, FL, USA, 2018, Paper 589–594, <https://doi.org/10.1109/CDC.2018.8619514>.
- [9] K. S. Narendra and J. Balakrishnan, "Improving transient response of adaptive control systems using multiple models and switching," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 39, no. 9, pp. 1861–1866, 2002, <https://doi.org/10.1109/9.317113>.
- [10] K. S. Narendra and J. Balakrishnan, "Adaptive control using multiple models," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 42, no. 2, pp. 171–187, 1997, <https://doi.org/10.1109/9.554398>.
- [11] A. S. Morse, "Supervisory control of families of linear set-point controllers-part i. exact matching," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 41, no. 10, pp. 1413–143, 1996, <https://doi.org/10.1109/9.539424>.
- [12] J. D. Boskovic and R. K. Mehra, "Stable multiple model adaptive flight control for accommodation of a large class of control effector failures," in *American Control Conference (Cat. No. 99CH36251)*, San Diego, CA, USA, 1999, Paper 1920–1924, <https://doi.org/10.1109/ACC.1999.786187>.
- [13] K. S. Narendra, Y. Wang, and W. Chen, "Extension of second level adaptation using multiple models to SISO systems," in *American Control Conference (ACC)*, Chicago, IL, 2015, Paper 171–176, <https://doi.org/10.1109/ACC.2015.7170730>.
- [14] S. Mousavi and A. Toloei, "Controller design in roll, pitch and yaw channels for flying robot using firefly and grey wolf optimization algorithms," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 9, no. 2, pp. 17–30, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.2.2>.

