

Integrated Design of Flight Control System and Auxiliary Signal of Active Fault Detection Using a Multi-Model Approach

Mehdi Forouzanfar^{*1}, Mohammad Javad Khosrowjerdi², Mina Salim³

1- Electrical Engineering Department, Ahvaz Branch, Islamic Azad University, Ahvaz, Iran.

2- Faculty of Electrical Engineering, Sahand University of Technology, Sahand, Tabriz, Iran.

3- Faculty of Electrical and Computer Engineering, University of Tabriz, Tabriz, Iran.

E-mails: m.forouzanfar@iauhvaz.ac.ir; khosrowjerdi@sut.ac.ir; m.salim@tabrizu.ac.ir

* corresponding author

Short Abstract

A flight control system (FCS) as an example of nonlinear systems should be stabilizing the airplane in healthy and faulty modes with the desired performance. In this paper, first, the nonlinear model of the flight system (FS) is linearized in predefined operating points, and the airplane's healthy and faulty modes convert to a multi-model system. To eliminate the undesired effect of multi-modeling and the controller robustness that usually causes to mask the faults in FSs, the problem of integrated design of FCS based on active fault detection (AFD) is formulated. The proposed problem concluded to design the optimal auxiliary signal of AFD and a static, fixed, and full-order controller with the capability in reduced-order design. The FCS guarantees to stabilize all of the healthy and faulty models and to satisfy the performance constraints. In the following, to solve the formulated problem, a numerical solution based on the genetic algorithm is proposed. To evaluate the proposed method, two full-order and reduced-ordered controllers are designed for an aircraft in the case of actuator degradation conditions. The simulation results show the ability of the proposed method to meet the control objectives and design the auxiliary signal for AFD.

Keywords

Flight control System, active fault detection, auxiliary signal, optimization, genetic algorithm.

1- Short Introduction

Flight system (FS) as Nonlinear system can be modelled as a multi-model system. Using a static controller that can stabilize all models and satisfy performance constraints can address the safety during flight as the main concern in the FCS. However, the robustness of the controller can mask faults of FS. One of the best idea is to use Active Fault Detection (AFD). Therefore, controller design based on AFD will be concluded to increase safety in the FCS.

2- Proposed Work and Methodology (including comprision, simulation/experimental results and discusion)

The problem of designing an integrated static controller and fault detection unit in an aircraft, as a multi-model system, must be formulated in such a way that all models should be stabilized, performance constrained are satisfied, and fault detection to be guaranteed. These goals are formulated in the form of multi-objective constrained optimization. The cost function is indirectly dependent on the auxiliary signal, uncertainty statements, and controlling parameters. Given the multiplicity of variables and their interdependencies, it is not possible to provide a fully analytical solution to the problem of nonlinear constrained optimization. Therefore, a sub-optimal algorithm based on evolutionary methods is proposed to solve it.

The proposed method is tested on the example of an aircraft longitudinal motion model in which four three-dimensional systems must be stabilized. In this system, if an actuator fault occurs that results in reduced performance, the number of possible models of the aircraft longitudinal system will reach five. Using the proposed method algorithm, an optimal static controller with a fixed order is designed to stabilize all five models by satisfying the performance index and designing the appropriate auxiliary signal. In addition, the use of the proposed design algorithm will lead to the design of a full-order controller and a possible reduced-order.

The simulation results show that the auxiliary signal energy is more than the reduced-order mode when the full-order controller is in full condition, but it is easier to ensure stability and satisfy the performance index in the full-order controller mode than the reduced-order condition.

3- Conclusion

In this paper, the formulation of the problem has led to the integrated design of an optimal auxiliary signal which is appropriate for active fault detection and an optimal static controller with constant order and with the ability to reduce order.

To achieve the design goals, a proposed solution algorithm based on the constrained optimization problem is presented. In order to evaluate the proposed method, an integrated auxiliary signal detection design of the active and controlling plane of a real aircraft is considered as a defective condition in case of loss of actuator performance. In future research, the proposed method for a drone will be used, as well as artificial intelligence algorithms and neural networks to provide a better solution to the proposed problem.

4- References

- M. Forouzanfar, & M. J. Khosrowjerdi, "A constrained optimization approach to integrated active fault detection and control", Iranian Journal of Science and Technology Transactions of Electrical Engineering, vol. 41(3), pp. 229–240, 2017.
- A.R.E. Ashari, R. Nikoukhah, S.L. Campbell, "Active robust fault detection in closed- loop systems: quadratic optimization approach", IEEE T. Automat. Contr. 57 (2012) 2532-2544.
- L. Chrif, Z.M. Kadda, "Aircraft control system using LQG and LQR controller with optimal estimation-Kalman filter design", Procedia Engineering, vol. 80, pp. 245-257, 2014.

طراحی یکپارچه سیستم کنترل پرواز و سیگنال کمکی تشخیص عیب فعال با استفاده از یک رویکرد چند-مدله

مهدی فروزانفر

استادیار، گروه مهندسی برق، واحد اهواز، دانشگاه آزاد اسلامی، اهواز، ایران

محمدجواد خسروجردي

استاد، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه صنعتی سهند، سهند، تبریز، ایران

مینا سلیم

استادیار، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه تبریز، تبریز، ایران

چکیده

سیستم‌های کنترل پرواز به عنوان نمونه‌ای از سیستم‌های غیرخطی، میبایست هواپیما را در شرایط سالم و معیوب با رعایت محدودیت‌های عملکردی پایدار نمایند. در این مقاله، نخست، مدل غیرخطی سیستم پرواز هواپیما بر اساس نقاط کار از پیش تعیین شده و همچنین مدل‌های سالم و معیوب هواپیما، به فرم یک سیستم چند-مدله تبدیل شده است. به منظور حذف اثر نامطلوب مخفی‌سازی عیوب سیستم پرواز ناشی از چند-مدله‌سازی و اعمال کنترل‌کننده به سیستم غیرخطی، مسئله طراحی یکپارچه سیستم کنترل پرواز مبتنی بر تشخیص عیب فعال تدوین شده است. صورت مسئله پیشنهادی با رویکرد طراحی یک کنترل‌کننده استاتیکی و مرتبه-ثابت، با فرض مرتبه-کامل با قابلیت کاهش مرتبه، به نحوی تدوین شده است که علاوه بر تضمین پایداری کلیه مدل‌های سیستم سالم و معیوب و برآورده نمودن شاخص‌های عملکردی، بتواند سیگنال کمکی تشخیص عیب فعال را به صورت بهینه طراحی نماید. برای حل مسئله پیشنهادی، یک راه حل عددی با استفاده از الگوریتم ژنتیک ارائه شده است. سپس با استفاده از روش پیشنهادی، دو کنترل‌کننده مرتبه-کامل و کاهش-مرتبه یافته برای یک هواپیما با در نظر گرفتن شرایط کاهش عملکرد عملگر، طراحی شده است. نتایج شبیه‌سازی گویای توانایی روش پیشنهادی در برآورده‌سازی اهداف کنترلی و طراحی سیگنال کمکی تشخیص عیب فعال می‌باشند.

کلمات کلیدی

سیستم کنترل پرواز، تشخیص عیب فعال، بهینه‌سازی، الگوریتم ژنتیک.

نام نویسنده مسئول: دکتر مهدی فروزانفر

ایمیل نویسنده مسئول: m.forouzanfar@iauhvaz.ac.ir

تاریخ ارسال مقاله: ۱۴۰۰/۱۰/۱۲

تاریخ(های) اصلاح مقاله: ۱۴۰۱/۰۱/۳۰

تاریخ پذیرش مقاله: ۱۴۰۱/۰۴/۰۴

۵- مقدمه

طراحی سیستم کنترل پرواز^۱، یکی از زمینه‌های مورد توجه پژوهشگران در حوزه کنترل است. بر این اساس مطالعات متعددی با تکیه بر روش‌های متنوع کنترلی و با هدف پایداری و بهینه‌سازی عملکرد سیستم‌های پرواز، انجام گرفته است. از جمله رویکردهای کنترلی استفاده شده در حوزه کنترل پرواز کنترل تطبیقی [۱]، کنترل مقاوم [۲-۴]، کنترل هوشمند [۵-۶]، کنترل سوئیچینگ [۷]، کنترل مدل چندگانه [۸-۱۰]، کنترل تحمل‌پذیر عیب [۱۱-۱۳] می‌باشند.

اساسی‌ترین چالش‌هایی که مهندسان در طراحی سیستم کنترل پرواز با آن مواجه هستند عبارتند از: رفتار غیرخطی سیستم پرواز، وجود نامعینی‌های مختلف، خطاهای مدل‌سازی، عیوب سنسورها و محرک‌ها، شرایط محیطی و محدودیت‌های عملکردی که به صورت منحنی‌های گرافیکی طراحی شده‌اند. در این راستا، با توجه به نقاط کار محدود و تعریف شده در یک سیستم پرواز، با استفاده از روش خطی‌سازی حول نقطه کار، می‌توان سیستم تک -

مدله غیرخطی را حول نقاط کار تعریف شده خطی نموده و آن را به یک سیستم چند - مدله خطی‌سازی شده تبدیل نمود. برای طراحی کنترل‌کننده مناسب یک سیستم چند - مدله، سه انتخاب اصلی وجود دارد که عبارتند از کنترل-کننده سوئیچینگ، تطبیقی و استاتیک.

استفاده از کنترل‌کننده‌های سوئیچینگ که هر مدل را جداگانه پایدار می‌کند، به علت مشکلات مربوط به مباحث پایداری در هنگام فرآیند سوئیچینگ و وجود خطا در تشخیص مدل فعلی و با توجه به چالش‌های بیان شده و دغدغه پایداری سیستم در حین شرایط متفاوت پروازی، انتخاب مناسبی نخواهد بود. همچنین انتخاب یک کنترل‌کننده تطبیقی، با توجه به تاخیر در اصلاح مود کاری می‌تواند ایمنی پرواز را به خطر بیاندازد. بنابراین بهره‌گیری از یک کنترل-کننده استاتیک که بتواند تمامی مدل‌ها پایدار کند، می‌تواند تا حد زیادی دغدغه اصلی طراحان سیستم کنترل پرواز را از نظر ایمنی بر طرف نماید. با این وجود، مشهود است که طراحی چنین کنترل‌کننده‌ای برای یک سیستم چند - مدله محافظه‌کارانه خواهد بود. بنابراین یکی از انگیزه‌های نویسندگان در این مقاله،

سیستم‌های خطی و بدون در نظر گرفتن اثر اغتشاش طراحی شده است. بنابراین علاوه بر نکات بیان شده، تلفیق میحث کنترل و تشخیص عیب فعال به منظور افزایش ایمنی در سیستم کنترل پرواز، یکی از انگیزه‌های اصلی برای انجام این مطالعه بوده است. بر این اساس، به منظور دستیابی به اهداف تعیین شده، رویکردها و راهکارهایی پیشنهاد شده است که وجه تمایز مقاله حاضر در مقایسه با سایر پژوهش‌های انجام شده است عبارتند از: ۱. تدوین یک صورت مسئله جدید و ارائه الگوریتم حل ساختاریافته با رویکرد طراحی یکپارچه سیگنال کمکی تشخیص عیب فعال و سیستم کنترل برای یک کلاس خاص از سیستم‌های پرواز؛ ۲. در نظر گرفتن و کمی‌سازی محدودیت‌های واقعی کنترلی و عملکردی سیستم پرواز با رویکرد کاهش محافظه کاری و روش حل ساختار یافته در مقایسه با روش‌های مرسوم مبتنی بر و سعی - خطا و یا روش‌های محافظه کارانه کنترل مقاوم؛ ۳. طراحی یک کنترل کننده استتاتیک بهینه ساده با مرتبه ثابت با استفاده از یک الگوریتم حل سیستماتیک؛ ۴. امکان طراحی کنترل کننده‌ی کاهش مرتبه یافته با کنترل کننده‌ی مرتبه کامل؛ ۵. طراحی سیگنال کمکی تشخیص عیب فعال بهینه برای یک سیستم واقعی دارای محدودیت‌های مساوی و نامساوی؛ ۶. در نظر گرفتن جمله‌های نامعینی در معادلات سیستم و خروجی. ۷. اعمال روش پیشنهادی بر روی یک مثال کاربردی که حرکت طولی یک هواپیما در چهار شرایط پرواز در وزن‌ها و سرعت‌های بیشینه و کمینه در شرایط از دست دادن کارایی محرک است.

در ادامه، مقاله‌ی حاضر به صورت زیر سازماندهی شده است. در بخش دوم، مدل‌های خطی‌سازی شده حرکت‌های هواپیما در نقاط کار به طور مختصر بحث شده است. بخش سوم، به تدوین ریاضی صورت مسئله طراحی یکپارچه کنترل - کننده و تشخیص عیب فعال اختصاص داده شده است و راه حل عددی آن بر اساس الگوریتم ژنتیک در بخش چهارم ارائه شده است. در بخش پنجم، یک مثال کاربردی در شرایط وقوع عیب، برای نشان دادن کارایی الگوریتم پیشنهادی شبیه‌سازی شده است و پس از آن به جمع‌بندی مقاله در بخش ششم پرداخته شده است.

۶- مدل‌های حرکت پرواز

به منظور طراحی کنترل کننده و تشخیص عیب در سیستم پرواز، مدل هواپیما با معادلات دینامیکی پرواز می‌بایست به صورت یکپارچه در نظر گرفته شوند. مدل یکپارچه سیستم پرواز، یک مدل غیرخطی پیچیده با شرایط پرواز متفاوت است که بر اساس ارتفاع، سرعت و جهت هواپیما تعریف می‌شود [۲۷]. بنابراین طراحی یک کنترل کننده مناسب بر اساس این مدل غیرخطی بسیار مشکل است. یکی از راهکارهای عملی، خطی‌سازی مدل غیرخطی حرکات هواپیما برای هر کدام از شرایط پرواز می‌باشد. با این روش، مدل‌های حرکت هواپیما می‌توانند به عنوان یک سیستم چند مدله تلقی شوند که منجر به ساده‌سازی تجزیه و تحلیل هواپیما می‌شود.

خطی‌سازی حرکت هواپیما برای انحرافات کوچک پروازهای ثابت ایجاد می‌کند و به عنوان حرکت طولی^۵ و حرکت جانبی^۶ شناخته می‌شود. حرکت طولی به وسیله تغییر زاویه پیچ^۷ حول محور Y و حرکت جانبی به وسیله تغییر زاویه یاب^۸ / چرخش^۹ حول محور X/Z ایجاد می‌شوند (شکل ۲).

برای هواپیما مرسوم است که مدل طولی از مدل جانبی مجزا در نظر گرفته شود [۲۸].

دینامیک طولی، سرعت رو به جلو و ارتفاع هواپیما را کنترل می‌کند. متغیرهای حالت حرکت طولی بوسیله سرعت‌های صفحه توصیف می‌شوند؛ u روی محور X ، t روی محور Z و چرخش حول محور Y بوسیله سرعت پیچ با نام q زاویه پیچ با نام θ توصیف می‌شوند.

ارائه روش طراحی یک کنترل کننده‌ی استتاتیک بهینه برای یک سیستم چند - مدله بوده که ضمن پایداری همزمان تمامی مدل‌های خطی‌سازی شده‌ی سیستم [۱۴-۱۶]، به منظور کاهش محافظه کاری کنترل کننده، در فرآیند طراحی شاخص‌های عملکرد مطلوب را بهینه نماید. در مراجع [۱۷-۱۸]، یک روش برای پایداری همزمان چند سیستم غیرخطی گسسته زمان با وجود تأخیر متغیر با زمان در حالت‌های سیستم ارائه شده است که منجر به طراحی یک سیگنال کنترلی واحد برای پایداری می‌گردد. با این وجود، روش ارائه شده فقط برای پایداری است و به تشخیص عیوب نمی‌پردازد.

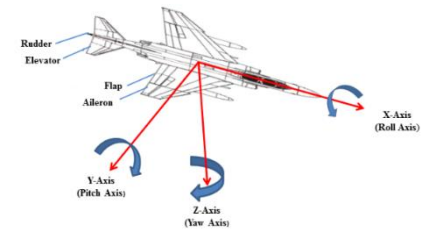
همچنین حل مشکل پنهان‌سازی عیوب در سیستم‌های کنترل پروازی در روند طراحی مد نظر قرار گرفته است. روش چند-مدله در سیستم‌های پرواز، عمدتاً برای اهداف کنترلی به کار برده شده است. در حالی که رویکرد مقاله حاضر، کاربرد روش چند-مدله جهت تشخیص عیب فعال می‌باشد. به عبارت دیگر، یک کنترل کننده‌ی پروازی قابل اعتماد می‌بایست نسبت به خطاهای مدل‌سازی، نویزها و عیوب مقاوم باشد تا بتواند عملکرد سیستم حلقه بسته را در شرایط کاری مختلف تضمین نماید. لیکن، مقاوم بودن کنترل کننده می‌تواند تشخیص عیب‌های بوجود آمده در سیستم پرواز را دشوار و یا حتی آن‌ها را بپوشاند که در نتیجه آن ممکن است اپراتور از وقوع عیب جهت تعمیر سیستم آگاه نشود و در پروازهای آتی منجر به بروز حوادث ناگواری شود.

یکی از راه‌حل‌های پیشنهادی برای تشخیص عیوب پنهان شده، بهره‌گیری از تشخیص عیب فعال^۲ می‌باشد. مطابق شکل ۱، در تشخیص عیب فعال، یک سیگنال تشخیص عیب یا سیگنال کمکی^۳ مناسب به نحوی طراحی می‌شود که جداسازی و تشخیص مدل‌های سیستم بر اساس داده‌های ورودی و خروجی را در زمان تزریق یک سیگنال کمکی تضمین می‌نماید. به عبارت دیگر با تعریف مدهای^۴ مختلف سیستم سالم و معیوب می‌توان، مدل فعلی سیستم را تعیین نمود [۱۹].



شکل ۱- دیاگرام بلوکی تشخیص عیب فعال در سیستم چند-مدله حلقه بسته نمونه

اخیراً تحقیقات در زمینه تشخیص عیب فعال، با رویکرد توسعه روش‌های طراحی و اعمال سیگنال کمکی به منظور تشخیص سریع عیب‌های پنهان شده و تدریجی در سیستم‌های مختلف رو به رشد می‌باشد [۱۹-۲۲]. با این وجود، مطالعات اندکی بر روی طراحی همزمان کنترل کننده و واحد تشخیص عیب فعال و بررسی اثر سیگنال تشخیص عیب بر روی عملکرد کنترل کننده در سیستم‌های واقعی تمرکز نموده‌اند [۲۳-۲۵]. در مرجع [۲۶]، یک روش نوین طراحی کنترل کننده تحمل‌پذیر عیب بر اساس شناسایی عیب برای بررسی تأثیر قفل شدن آلیران یا شهپر در حرکت عرضی سمتی یک هواپیما طراحی شده است که در آن واحد جداسازی عیب متشکل از بانکی از روتریگرها برای تعیین عملکرد معیوب فعال شده است. روش پیشنهادی در این مقاله، علاوه بر اینکه، زمان وقوع، محل وقوع و ماهیت عیب را مشخص می‌کند قادر است اثر آن را نیز بدون هیچ عملکرد افزونه‌ای جبران نماید. سپس، کنترل کننده‌های با قابلیت تحمل عیب، بر اساس خروجی واحد شناسایی عیب، پیشنهاد شده است. روش پیشنهادی، کرنداری سیگنال‌های سیستم حلقه بسته را تضمین نموده و هدف ردیابی را نیز برآورده می‌سازد اما این روش فقط برای



شکل ۲- محوره‌های حرکت هواپیما

یادآوری ۲. با انتخاب ماتریس‌های (N_i, M_i, μ_i) می‌توان انواع نامعینی را به صورت دلخواه در موده‌های مختلف سیستم تعریف نمود.

به منظور ساده‌سازی توضیح روش پیشنهادی و بدون از دست دادن کلیت، ماتریس D_i می‌تواند با ماتریس D در همه مدل‌ها یکسان در نظر گرفته شود. همچنین برقرار بودن شرط آشکارپذیری زوج (A_i, C_i) و پایدارپذیری زوج (A_i, B_i) به منظور طراحی کنترل‌کننده و سیگنال کمکی تشخیص عیب در نظر گرفته شده‌است.

آستانه‌ی بالای انرژی نامعینی با رابطه (۲) نشان داده شده است؛

$$x_i(0)^T x_i(0) + \sum_{t=0}^{\tau} \mu_i(t)^T \mu_i(t) < 1 \quad (2)$$

که در آن مقدار اولیه بردار حالت و مدت زمان تزریق سیگنال عیب است که به صورت تجربی بدست می‌آید. طراحی کنترل‌کننده مبتنی بر تشخیص عیب فعال برای یک هواپیما در بخش بعد توضیح داده خواهد شد.

۷- طراحی یکپارچه کنترل‌کننده و تشخیص عیب فعال برای حرکت هواپیما

با توجه به سرعت، ارتفاع و عیب‌های احتمالی سنسور یا محرک، حرکت‌های خطی شده هواپیما به عنوان یک سیستم چند مدله برای شرایط مختلف پرواز در نظر گرفته می‌شود. بنابراین برای طراحی یکپارچه کنترل‌کننده و واحد تشخیص عیب در یک هواپیما، صورت مسئله طراحی باید به نحوی تدوین شود که اهداف زیر برآورده شوند؛

- i) پایدارسازی همزمان سیستم چند مدله (مدل‌های سالم و معیوب) با استفاده از یک کنترل‌کننده استاتیک
- ii) برآوردن قیود عملکرد کنترلی، با در نظر گرفتن پاسخ پله در هنگام پرواز در شرایط مختلف پرواز
- iii) طراحی یک سیگنال کمکی مناسب برای تشخیص عیب فعال با حداقل انرژی
- iv) کاهش مرتبه کنترل‌کننده در صورت امکان

در ادامه، طراحی کنترل‌کننده استاتیکی پایدارساز چند-مدله مبتنی بر تشخیص عیب فعال به اختصار بیان شده است. یک کنترل‌کننده فیدبک خروجی دینامیکی مرتبه ثابت به صورت (۳) در نظر گرفته می‌شود؛

$$\Sigma_c : \begin{cases} \varepsilon(t+1) = P\varepsilon(t) + Ky(t) \\ v(t) = G\varepsilon(t) + w(t) \end{cases} \quad \varepsilon(0) = 0 \quad (3)$$

که در آن، $\varepsilon \in R^g$ بردار حالت با مقدار اولیه صفر و w سیگنال کمکی می‌باشد.

نکته ۱. در این مقاله، به منظور سهولت در بیان روش پیشنهادی طراحی کنترل‌کننده پایدارساز مرتبه کامل $(g=n)$ بررسی شده است، اما الگوریتم پیشنهادی می‌تواند برای حالتی که $g < n$ است، هم مورد استفاده قرار گیرد. با ترکیب معادلات (۱) تا (۳)، معادلات سیستم حلقه بسته به صورت (۴) بیان می‌شود؛

$$\Sigma_{s.cl} : \begin{cases} \bar{x}_i(t+1) = \bar{A}_i \bar{x}_i(t) + \bar{B}_i w(t) + \bar{M}_i \mu_i(t) \\ y(t) = \bar{C}_i \bar{x}_i(t) + \bar{D}_i w(t) + \bar{N}_i \mu_i(t) \\ v(t) = \bar{G} \bar{x}_i(t) + w(t) \end{cases} \quad (4)$$

که در آن $\bar{x}_i \in R^{(n+g)}$ بردار حالت سیستم حلقه بسته است و

متغیرهای کنترل برای حرکت طولی فرمان سکان افقی (δ_E) ، فرمان فلپ (δ_F) و پارامترهای مربوط به سرعت باد v_g ، t_g و q_g می‌باشند. مدل دینامیکی خطی‌شده متداول برای حرکت طولی در i -امین شرایط پرواز به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود.

$$x_i(t+1) = A_i x_i(t) + B_i v(t)$$

$$x^T = [u \quad t \quad q \quad \theta], \quad v^T = [\delta_E \quad \delta_F \quad t_g \quad v_g \quad q_g]$$

که در آن A_i ، B_i ، x_i و v به ترتیب ماتریس سیستم، ماتریس ورودی، بردار حالت و بردار ورودی کنترل i -امین مدل سیستم می‌باشند. به منظور ساده‌سازی مدل طولی، می‌توان اثر سرعت باد را با حذف پارامترهای $(t_g \quad v_g \quad q_g)$ نادیده گرفت.

حرکت جانبی به وسیله بردار حالت متشکل از چهار متغیر حالت زاویه یاو (β) ، زاویه چرخش (p) ، سرعت یاو (r) و سرعت چرخش (φ) توصیف می‌شود. بردار متغیر ورودی شامل فرمان شهر (δ_A) ، زاویه رادار (δ_R) و سرعت سه جهت بال (β_g, r_g, p_g) هستند. مدل دینامیکی خطی‌شده متداول برای حرکت جانبی در i -امین شرایط پرواز به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود.

$$x_i(t+1) = A_i x_i(t) + B_i v(t)$$

$$x^T = [\beta \quad p \quad r \quad \varphi], \quad v^T = [\delta_A \quad \delta_R \quad \beta_g \quad p_g \quad r_g]$$

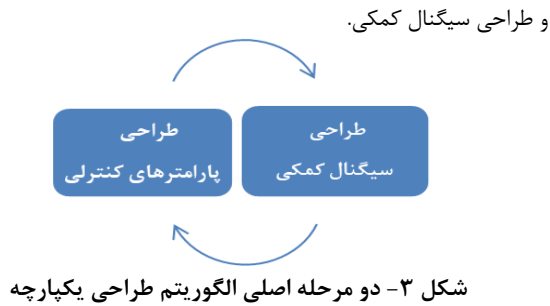
که در آن A_i ، B_i ، x_i و v به ترتیب ماتریس سیستم، ماتریس ورودی، بردار حالت و بردار ورودی کنترل i -امین مدل سیستم می‌باشند. توجه کنید که در اینجا هم مشابه با مدل طولی، برای ساده‌سازی مدل جانبی، می‌توان اثر سرعت باد را با حذف پارامترهای (r_g, β_g, p_g) نادیده گرفت. در ادامه به منظور افزایش قابلیت اطمینان رویکرد پیشنهادی، مدل تعمیم‌یافته با در نظر گرفتن هر دو مدل حرکت طولی و حرکت جانبی و اثر نامعینی و نویز در مدل ریاضی معرفی شده است.

به منظور واقعی‌تر نمودن مدل دینامیک خطی‌سازی شده‌ی حرکت هواپیما، عدم قطعیت مدل/سیستم و نویز ورودی/خروجی به صورت یک جمله‌ی عدم قطعیت در مدل/سیستم زیر در نظر گرفته می‌شود.

$$\Sigma_s : \begin{cases} x_i(t+1) = A_i x_i(t) + B_i v(t) + M_i \mu_i(t) \\ y(t) = C_i x_i(t) + D_i v(t) + N_i \mu_i(t) \end{cases}, \quad i=1,2,\dots,k \quad (1)$$

که در آن (A_i, B_i, C_i, D_i) ماتریس‌های i -امین مدل سیستم، k ، شماره شرایط پرواز، $x_i \in R^n$ بردار حالت، $v \in R^m$ ورودی کنترل سیستم، $\mu_i \in R^l$ بردار نویز و عدم قطعیت سیستم و $y \in R^q$ بردار خروجی سیستم است. ماتریس‌های M_i و N_i به تعریف نویز ورودی، خروجی و نامعینی‌های سیستم به صورت مجزا کمک می‌کند.

یادآوری ۱. با انتخاب ماتریس‌های (A_i, B_i, C_i, D_i) می‌توان موده‌های سالم و معیوب در نقاط کار مختلف سیستم پرواز را فارغ از نوع عیب سنسوری، سیستمی و یا عملگری در قالب مدل‌های متمایز تعریف نمود.



برای هر مرحله، یک زیر الگوریتم جدید با استفاده از یک الگوریتم تکاملی ژنتیکی ارائه می‌شود. الگوریتم ژنتیک یک روش قدرتمند برای حل مسئله بهینه‌سازی مقید غیرخطی و ارائه راه‌حل بهینه قابل قبول می‌باشد [۲۸]، اما الگوریتم ژنتیک منجر به یافتن راه‌حل استاتیکی بهینه می‌شود، به عبارت دیگر الگوریتم ژنتیک نمی‌تواند یک راه‌حل متغیر با زمان ارائه دهد. بنابراین به نظر می‌رسد که یک ابزار مناسب برای طراحی سیگنال کمکی بهینه نیست. برای حل این مشکل، یک ترفند ریاضی که مسئله بهینه‌سازی دینامیکی را به فرم استاتیکی تبدیل می‌کند، استفاده شده است. با این روش، سیستم حلقه‌بسته (۴) و سیگنال کمکی $w(t)$ که در بازه زمانی $[0, \tau]$ تزریق شده است، به فرم استاتیک (۹) - (۱۱) تبدیل می‌شوند.

$$\hat{x}_i = \hat{B}_i \hat{w} + \hat{M}_i \hat{\mu}_i \quad (9)$$

$$\hat{y} = \hat{D}_i \hat{w} + \hat{N}_i \hat{\mu}_i \quad (10)$$

$$\hat{v} = \hat{G}_i \hat{w} + \hat{H}_i \hat{\mu}_i \quad (11)$$

که در آن

$$\hat{x}_i = \begin{pmatrix} x_i(0) \\ x_i(1) \\ \vdots \\ x_i(\tau) \end{pmatrix}, \hat{y} = \begin{pmatrix} y(0) \\ y(1) \\ \vdots \\ y(\tau) \end{pmatrix}, \hat{v} = \begin{pmatrix} v(0) \\ v(1) \\ \vdots \\ v(\tau) \end{pmatrix}, \hat{w} = \begin{pmatrix} w(0) \\ w(1) \\ \vdots \\ w(\tau) \end{pmatrix},$$

$$\hat{\mu}_i = \begin{pmatrix} \mu_i(0) \\ \mu_i(1) \\ \vdots \\ \mu_i(\tau) \end{pmatrix}, \hat{I} = \begin{pmatrix} I \\ 0 \end{pmatrix}, \hat{S} = \begin{pmatrix} S & 0 & \dots & 0 \\ 0 & S & \ddots & \vdots \\ \vdots & \ddots & \ddots & 0 \\ 0 & \dots & 0 & S \end{pmatrix},$$

$$\hat{T} = \begin{pmatrix} T & 0 & \dots & 0 \\ 0 & T & \ddots & \vdots \\ \vdots & \ddots & \ddots & 0 \\ 0 & \dots & 0 & T \end{pmatrix}, \hat{U}_{lb} = \begin{pmatrix} U_{lb}(0) \\ U_{lb}(1) \\ \vdots \\ U_{lb}(\tau) \end{pmatrix}, \hat{U}_{ub} = \begin{pmatrix} U_{ub}(0) \\ U_{ub}(1) \\ \vdots \\ U_{ub}(\tau) \end{pmatrix},$$

$$\hat{B}_i = \begin{pmatrix} 0 & 0 & \dots & 0 \\ \bar{B}_i & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \bar{A}_i^{T-1} \bar{B}_i & \bar{A}_i^{T-2} \bar{B}_i & \dots & 0 \end{pmatrix},$$

$$\hat{M}_i = \begin{pmatrix} \bar{I} & 0 & 0 & \dots & 0 \\ \bar{A}_i \bar{I} & \bar{M}_i & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \bar{A}_i^{T-1} \bar{I} & \bar{A}_i^{T-1} \bar{M}_i & \bar{A}_i^{T-2} \bar{M}_i & \dots & \bar{M}_i \end{pmatrix},$$

$$\hat{D}_i = \begin{pmatrix} D_i & 0 & \dots & 0 \\ \bar{C}_i \bar{B}_i & D_i & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \bar{C}_i \bar{A}_i^{T-1} \bar{B}_i & \bar{C}_i \bar{A}_i^{T-2} \bar{B}_i & \dots & D_i \end{pmatrix},$$

$$\bar{A}_i = \begin{pmatrix} A_i & B_i G \\ K C_i & P + K D_i G \end{pmatrix}, \bar{B}_i = \begin{pmatrix} B_i \\ K D_i \end{pmatrix}, \bar{M}_i = \begin{pmatrix} M_i \\ K N_i \end{pmatrix},$$

$$\bar{C}_i = (C_i \quad D_i G), \bar{G} = (0 \quad G).$$

برای دستیابی به طراحی کنترل‌کننده مبتنی بر تشخیص عیب فعال برای

دو مدل، مسئله بهینه‌سازی مقید (مسئله ۱) تدوین شده است. لازم به ذکر است که برای سیستم با بیش از دو مدل، مسئله باید برای هر کدام از مدل‌ها به صورت مجزا تدوین و حل شود.

مسئله ۱. فرض کنید که سیستم حلقه‌بسته (۴) داده شده است، (P, G, K)

در φ ، $w(t)$ در θ و بدترین حالت 10 $(\mu_i(t), x_i(0))$ در ρ را به نحوی پیدا کنید که مسئله (۵) بهینه شود.

$$\begin{cases} J_{D.C. sim. dyn} = \\ \min_{w(t)} \max_{\mu_i(t), x_i(0)} \min_{P, G, K} \sum_{t=0}^{\tau} (v(t)^T S v(t) + x_i(t)^T T x_i(t)) \\ \text{subject to} \quad U_{lb}(t) \leq y(t) \leq U_{ub}(t) \end{cases} \quad (5)$$

که در آن ماتریس‌های S و T ، ماتریس‌های وزنی ثابت هستند. $U_{lb}(t)$ حد پایین و بالای عملکردی هستند که $y(t)$ باید در آن قرار گیرد. $(\mu_i(t), x_i(0)) \in \rho$ و $w(t) \in \theta$ ، $(P, G, K) \in \varphi$ کنترل‌کننده مناسب^{۱۱}، سیگنال کمکی مناسب و بدترین حالت نامعینی می‌باشند.

مجموعه پارامترهای کنترل‌کننده که شرایط پایداری هواپیما در تمام مدهای سالم و دارای عیب را برآورده می‌کند به صورت (۶) تعریف می‌شود،

$$\varphi = \{(P, G, K) | \bar{A}_i^T P_i \bar{A}_i - P_i < 0, P_i \succ 0\} \quad (6)$$

که در آن P_i ماتریس متقارن مثبت است. با تعیین محدودیت عدم قطعیت انرژی در رابطه (۷)، سیگنال کمکی مناسب برای بدترین حالت عدم قطعیت طراحی خواهد شد.

$$\rho = \left\{ (\mu_i(t), x_i(0)) \left| x_i(0)^T x_i(0) + \sum_{t=0}^{\tau} (\mu_i(t)^T \mu_i(t)) < 1 \right. \right\} \quad (7)$$

در ادامه، تعریف مجموعه سیگنال کمکی در (۸) آورده شده است.

$$\theta = \{w(t) | A_i(w(t)) \cap A_2(w(t)) = \emptyset\} \quad (8)$$

که در آن، $A_i(w(t))$ مجموعه خروجی سیستم برای سیگنال کمکی $w(t)$ برای مدل i -ام است. برآورده کردن (۷) و (۸)، منجر به تضمین جداسازی مدل‌های سالم ($i=1$) و معیوب ($i=2$) می‌گردد.

بر اساس (۵) - (۸)، مشهود است که مسئله ۱، یک مسئله کمینه - بیشینه - کمینه‌سازی است و تابع هزینه به صورت غیر مستقیم به سیگنال کمکی، جمله‌های عدم قطعیت و پارامترهای کنترل‌کننده وابسته است. به عبارت دیگر، مسئله ۱، یک مسئله بهینه‌سازی مقید چندهدفه است که راه‌حل آن را می‌توان به صورت سه معادله ماتریسی غیرخطی کوپل‌شده بیان نمود که به صورت کامل از روش تحلیلی قابل حل نیست. بنابراین، به منظور حل آن، یک الگوریتم عددی ساختاریافته و قابل پیاده‌سازی در بخش ۴ پیشنهاد شده است.

۸- الگوریتم حل مسئله

با توجه به تعدد متغیرها و وابستگی متقابل آن‌ها، ارائه یک راه‌حل کاملاً تحلیلی برای حل مسئله بهینه‌سازی مقید غیرخطی (۵) امکان‌پذیر نیست. بنابراین، در این بخش، یک الگوریتم حل زیربهینه^{۱۲} بر مبنای روش‌های تکاملی پیشنهاد شده است. در الگوریتم پیشنهادی، مطابق شکل ۳، دو مرحله اصلی که باید به صورت تکراری انجام شوند، عبارتند از طراحی پارامترهای کنترل‌کننده

گام پنجم: حل مسئله بهینه‌سازی (۱۵) و محاسبه مقدار بهینه $\hat{w}_p$ با استفاده از الگوریتم ژنتیک با استفاده از نتایج محاسبه شده در معادلات (۱۳)، (۱۴) و گام صفر.

$$J_{3.sim} = \min_{\hat{w}_p} \left\| \hat{v}^T \hat{S} \hat{v} + \hat{x}_1^T \hat{T} \hat{x}_1 \right\|^2 \quad (15)$$

مقایسه نتایج قبلی و جدید $J_{3.sim}$ ، اگر مقدار جدید بزرگتر از مقدار قبلی باشد، الگوریتم باید متوقف شود، در غیر اینصورت به مرحله ۳ بروید.

نکته ۲. الگوریتم استاتیکی حساسیت زیادی به مقادیر اولیه‌ای دارد که در گام صفر در نظر گرفته شده‌اند. بنابراین، به منظور دستیابی به نتیجه بهتر، الگوریتم می‌تواند با مقادیر اولیه متفاوت تکرار گردد.

۹- شبیه‌سازی

در هنگام بروز عیب در سیستم، در شرایطی که تحریک کمی در سیستم وجود دارد و یا زمانی که انحراف عیب محرک بسیار کم و نزدیک به حالت بدون عیب است، تشخیص خرابی محرک بسیار مشکل می‌شود. علاوه بر تن در برخی شرایط پروازی نظیر تریب^{۱۲}، تشخیص عیب کاهش عملکرد بسیار سخت و بعضاً غیرممکن می‌باشد. بنابراین در مثال شبیه‌سازی، برای نشان دادن کارایی الگوریتم پیشنهادی، طراحی یکپارچه کنترل‌کننده استاتیک بهینه و سیگنال کمکی تشخیص عیب فعال برای یک هواپیما، با در نظر گرفتن شرایط عملکردی واقعی نزدیک تریب مد نظر قرار گرفته است.

در این مثال، مدل حرکت طولی یک هواپیما که در آن چهار سیستم سه بعدی باید پایدار شوند، انتخاب شده است [۲۷]. ورودی، موقعیت باله دم هواپیما و خروجی بر مبنای سرعت پیچ و شتاب نرمالیزه شده تعریف می‌شود. مسئله اصلی در فرم زمان پیوسته بیان شده است ولی در اینجا در حوزه زمان گسسته بررسی می‌شود و با زمان نمونه‌برداری $T = 0.01$ s گسسته شده است. مدل فضای حالت هواپیما به صورت زیر است:

$$\begin{pmatrix} x_1(t+1) \\ x_2(t+1) \\ x_3(t+1) \end{pmatrix}_i = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ 0 & 0 & 0.8694 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_1(t) \\ x_2(t) \\ x_3(t) \end{pmatrix}_i + \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ 0.1306 \end{pmatrix} u_i + \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \end{pmatrix} \cdot \mu_i(t)$$

$$y = (1 \quad 12.43 \quad 0) \begin{pmatrix} x_1(t) \\ x_2(t) \\ x_3(t) \end{pmatrix}_i + (1) \cdot \mu_i(t)$$

که در آن $x_{1,i}$ شتاب نرمال a ، $x_{2,i}$ سرعت پیچ (q) ، $x_{3,i}$ زاویه باله دم هواپیما (r) می‌باشند. مقادیر پارامترهای نقاط کار برای چهار مدل پروازی غیرخطی در حوزه زمان پیوسته از [۲۵، ۱] استخراج شده و معادل آن‌ها در حوزه زمان گسسته محاسبه و در جدول ۱ داده شده است. شایان ذکر است که مقادیر ارائه شده این همانطور که مشاهده می‌شود، تفاوت بین مدل‌ها از تفاوت دینامیک هواپیما در دامنه و سرعت ناشی می‌شود. محدودیت عملکردی هواپیما که کنترل‌کننده ملزم به رعایت آن است (عملکرد مقاوم)، به این صورت تعریف شده است که می‌بایست پاسخ پله همه مدل‌ها در یک محدوده گرافیکی قابل قبول که در شکل ۴ نشان داده شده است، قرار بگیرند. مسئله عملکرد مقاوم عموماً بسیار پیچیده می‌باشد. بنابراین به منظور حل این مسئله، دو روش مرسوم وجود دارد: ۱. با پذیرش محافظه‌کاری بیشتر، مسئله عملکرد مقاوم را

$$\hat{N}_i = \begin{pmatrix} \bar{C}_i \bar{I} & N_i & 0 & \dots & 0 \\ \bar{C}_i \bar{A}_i \bar{I} & \bar{C}_i \bar{M}_i & N_i & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \bar{C}_i \bar{A}_i^{i-1} \bar{I} & \bar{C}_i \bar{A}_i^{i-1} \bar{M}_i & \bar{C}_i \bar{A}_i^{i-2} \bar{M}_i & \dots & N_i \end{pmatrix},$$

$$\hat{G}_i = \begin{pmatrix} I & 0 & \dots & 0 \\ \bar{G} \bar{B}_i & I & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \bar{G} \bar{A}_i^{i-1} \bar{B}_i & \bar{G} \bar{A}_i^{i-2} \bar{B}_i & \dots & I \end{pmatrix},$$

$$\hat{H}_i = \begin{pmatrix} \bar{G} \bar{I} & 0 & 0 & \dots & 0 \\ \bar{G} \bar{A}_i \bar{I} & \bar{G} \bar{M}_i & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & 0 \\ \bar{G} \bar{A}_i^{i-1} \bar{I} & \bar{G} \bar{A}_i^{i-1} \bar{M}_i & \bar{G} \bar{A}_i^{i-2} \bar{M}_i & \dots & \bar{G} \bar{M}_i \end{pmatrix}.$$

با استفاده از معادلات (۹) تا (۱۱)، مسئله ۱ می‌تواند به فرم استاتیکی (۱۲) تبدیل شود.

$$J_{D.C.sim.St} = \min_{\hat{w}_p} \max_{\hat{\mu}_p} \min_{(P,G,K)_p} \left(\hat{v}^T \hat{S} \hat{v} + \hat{x}_1^T \hat{T} \hat{x}_1 \right)$$

$$\text{subject to: } \hat{U}_{lb}(j) \leq \hat{y}(j) \leq \hat{U}_{ub}(j), \quad j = 0, 1, \dots, \tau \quad (12)$$

که در آن $(\cdot)_p$ به معنای مناسب بودن مقدار پارامتر می‌باشد، به طوری که عناصر این بردارها، شرایط (۶) تا (۸) را برآورده سازند. اکنون، به منظور معرفی الگوریتم حل پیشنهادی، مقادیر اولیه برای پارامترهای بیشینه ارتفاع قانونی (w_m) ، زمان تزریق سیگنال کمکی (τ) ، گام ارتفاع (s_a) و زمان تزریق (s_t) و $\hat{\mu}_1$ باید در نظر گرفته شوند.

۸-۱- الگوریتم حل پیشنهادی

گام صفر: انتخاب مناسب مقادیر τ ، w_m ، s_t و s_a .

گام اول: مقدار اولیه بردار $\hat{\mu}_1$ را به نحوی انتخاب کنید که قید محدودیت انرژی نامعینی را برآورده نماید.

$$\|\hat{\mu}_1\|^2 < 1$$

برای مثال می‌توان آن را به صورت زیر فرض کرد؛

$$\hat{\mu}_p^T = [x_1(0)=0 \quad \mu_1(0)=0.99 \quad \mu_1(s_t)=0 \quad \dots \quad \mu_1(\tau)=0]^T$$

گام دوم: مقدار اولیه ژنوم $\hat{w}$ را به صورت زیر در نظر بگیرید.

$$\hat{w}_p^T = [w(0)=0 \quad w(s_t)=0 \quad \dots \quad w(\tau)=0]^T$$

گام سوم: محاسبه پارامترهای کنترل‌کننده با حل مسئله بهینه‌سازی زیر

$$J_{1.sim} = \min_{(P,G,K)_p} \left(\hat{v}^T \hat{S} \hat{v} + \hat{x}_1^T \hat{T} \hat{x}_1 \right) \quad (13)$$

به شرطی که

$$i) \quad \hat{A}_i^T \mathcal{P}_i \hat{A}_i - \mathcal{P}_i < 0, \quad \mathcal{P}_i > 0, \quad \text{for } i = 1, 2$$

$$ii) \quad \hat{U}_{lb}(j) \leq \hat{y}(j) \leq \hat{U}_{ub}(j), \quad \text{for } j = 0, 1, \dots, \tau$$

گام چهارم: حل مسئله بهینه‌سازی زیر و محاسبه بدترین حالت $\hat{\mu}_1$

$$J_{2.sim} = \max_{\hat{\mu}_p} \left\| \hat{v}^T \hat{S} \hat{v} + \hat{x}_1^T \hat{T} \hat{x}_1 \right\|^2 \quad (14)$$

به شرطی که

$$i) \quad \|\hat{\mu}_1\|_p^2 < 1$$

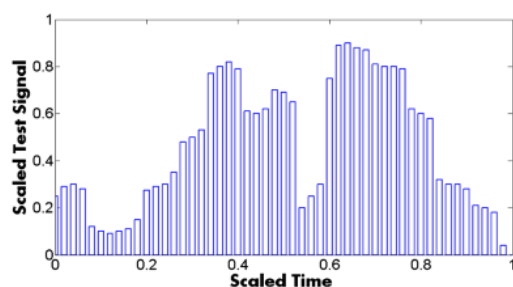
برای کنترل کننده مرتبه کامل، همانطور که در شکل ۵ نشان داده شده است، تمام مدل های حلقه بسته پایدار شده اند و علاوه بر آن اهداف و شاخص عملکردی نیز برآورده شده است.

سیگنال کمکی مناسب که جداسازی همه مدل ها را تضمین می کند، در پنج مرحله طراحی می شود؛ در مرحله اول طراحی به نحوی انجام می شود که جداسازی مدل سالم ۱ و مدل معیوب ۲ را تضمین نماید. در مراحل دو تا چهار، طوری طراحی می شود که جداسازی مدل سالم ۱ و مدل معیوب ۳، مدل سالم ۱ و مدل معیوب ۴، مدل سالم ۱ و مدل معیوب ۶ را تضمین نماید. در پایان، سیگنال کمکی نهایی با استفاده از اتصال همه این سیگنال ها به ترتیب مطابق شکل ۶ بدست می آید.

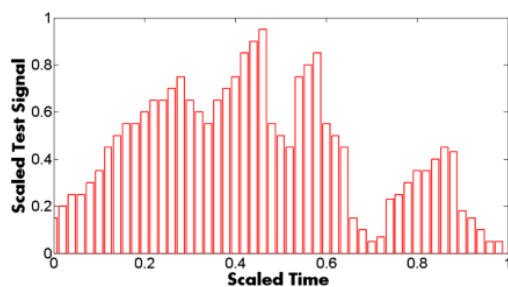
با بکارگیری دوباره الگوریتم پیشنهادی کنترل کننده کاهش مرتبه یافته C_{RO} به صورت زیر محاسبه می شود.

$$C_{RO}(z) = \frac{0.5z^2 - 0.9928z + 0.4964}{z^2 - 1.899z + 0.9992}$$

برای کنترل کننده کاهش مرتبه یافته، مطابق شکل ۷، همه مدل های حلقه بسته پایدار شده اند و شاخص عملکرد برآورده شده است. مطابق با حالت مرتبه کامل، سیگنال تست مناسب که جداسازی مدل ها را برای سناریوی اول تضمین می کند، در پنج مرحله مشابه طراحی می شود و نتایج شبیه سازی در شکل ۸ نشان داده شده است.



شکل ۵- سیگنال کمکی مقیاس بندی شده با کنترل کننده مرتبه کامل



شکل ۶- سیگنال کمکی مقیاس بندی شده با کنترل کننده کاهش مرتبه یافته

جدول ۳ انرژی سیگنال کمکی عیب و حداقل تابع هزینه به ازای مقادیر بهینه محاسبه شده برای کنترل کننده مرتبه کامل و کاهش یافته را نشان می دهد. براساس نتایج نشان داده شده در جدول ۳، می توان به این مهم دست یافت که الگوریتم پیشنهادی علاوه بر آن که قادر است کنترل کننده را ساده تر و آن را با مرتبه ی کمتری طراحی کند و می تواند منجر به طراحی سیگنال کمکی بهینه با انرژی کمتری بشود. با اینحال، ساده تر شدن و محافظه کارتر شدن کنترل کننده منجر به کاهش عملکرد کلی سیستم حلقه بسته می شود. تابع هزینه بزرگتری را به سیستم تحمیل می کند. این نتیجه تایید دیگری برا ایده ی

به کنترل مقاوم تبدیل کرده و آن را حل می کنند؛ ۲. بدون استفاده از یک روش ساختاریافته و با روش سعی - خطا و تنظیم پارمترهای وزنی شرط عملکردی مقاوم را برآورده می کنند. بنابراین در این مقاله به منظور کاهش محافظه کاری و ارائه یک روش ساختاریافته، شرط عملکردی به صورت یک مدل ریاضی تعریف شده است و سپس در مسئله بهینه سازی مقید، طراحی یکپارچه کنترل کننده و سیگنال کمکی وارد شده است.

جدول ۱- شرایط عملیات پرواز

نقطه عملیاتی	1	2	3	4
دامنه (فوت)	5,000	5,000	35,000	35,000
عدد ماخ	0.5	0.85	0.9	1.5
a_{11}	0.9904	0.9837	0.9935	0.9939
a_{12}	0.1725	0.4994	0.1799	0.2672
a_{13}	0.8834	2.3610	0.7751	1.6260
a_{21}	0.0026	0.0021	0.0008	-0.0068
a_{22}	0.9918	0.9865	0.9935	0.9869
a_{23}	-0.1046	-0.2937	-0.1002	-0.2875
b_1	-0.9094	-0.6723	-2.6570	-1.6330
b_2	-0.0088	-0.0221	-0.0083	-0.0145

فرض کنید که هواپیما در شرایط کاری سالم مطابق مدل یک کار می کند. حال اگر یک عیب محرک که منجر به کاهش عملکرد می شود، اتفاق بیفتد، تعداد مدل های ممکن سیستم طولی هواپیما به عدد پنج خواهد رسید که یکی مربوط به وضعیت سالم در نقطه عملیاتی یک و چهار مورد مربوط به وضعیت معیوب نقاط عملیاتی یک تا چهار است که در جدول ۲ آورده شده است. شایان ذکر است که نوع عیب مدل معیوب کاهش کارایی محرک از ۱۰۰٪ به ۸۰٪ در نظر گرفته شده است.

جدول ۲- مدل های پرواز در حالت عیب محرک

مدل	1 (سالم)	2 (معیوب)	3 (معیوب)	4 (معیوب)	5 (معیوب)
دامنه (فوت)	5,000	5,000	5,000	35,000	35,000
عدد ماخ	0.5	0.5	0.85	0.9	1.5
a_{11}	0.9904	0.9904	0.9837	0.9935	0.9939
a_{12}	0.1725	0.1725	0.4994	0.1799	0.2672
a_{13}	0.8834	0.8834	2.3610	0.7751	1.6260
a_{21}	0.0026	0.0026	0.0021	0.0008	-0.0068
a_{22}	0.9918	0.9918	0.9865	0.9935	0.9869
a_{23}	-0.1046	-0.1046	-0.2937	-0.1002	-0.2875
b_1	-0.9094	-0.7275	-0.6723	-2.6570	-1.6330
b_2	-0.0088	-0.0070	-0.0221	-0.0083	-0.0145

الگوریتم حل ۱، میبایست منجر به طراحی یک کنترل کننده استاتیک بهینه با مرتبه ثابت شود که با برآورده نمودن شاخص عملکرد و طراحی بهینه سیگنال کمکی مناسب، هر پنج مدل را پایدار نماید. بعلاوه استفاده از الگوریتم پیشنهادی برای طراحی، به طراحی کنترل کننده مرتبه کامل و کاهش مرتبه یافته ممکن منجر خواهد شد.

برای حل مسئله طراحی با استفاده از الگوریتم ژنتیکی و پس از باز تعریف مسئله بر اساس (۱۲)، شرایط اولیه به صورت $\tau = 1 \text{ sec}$ ، $w_m = 0.01$ ، $s_e = 0.0005$ و $s_i = 0$ انتخاب شده اند. با استفاده از روش طراحی پیشنهادی، کنترل کننده مرتبه کامل C_{FO} به صورت زیر محاسبه می شود.

$$C_{FO}(z) = \frac{0.5z^3 - 0.731z^2 - 0.02321z + 0.2598}{z^3 - 1.597z^2 + 0.4256z + 0.3018}$$

محاسبات بالا در [۲۰] آورده شده است، نویسندگان به منظور کاهش بار محاسباتی استفاده از الگوریتم های بهینه سازی از قبیل الگوریتم ژنتیک را پیشنهاد داده اند که البته این به معنای از دست دادن مزایای یک روش حل تحلیلی با جایگزینی آن با یک روش حل عددی می باشد.

از منظر طراحی کنترل کننده، یکی از نزدیکترین روش های طراحی مبتنی بر عملکرد با قیود غیرخطی و گرافیکی، طراحی کنترل کننده عملکرد مقاوم است. چنانچه پیشتر هم اشاره شد، برای حل این مسئله طراحی دو روش سعی و خطا و یا تبدیل مسئله عملکرد مقاوم به کنترل مقاوم و سپس حل مسئله جدید پیشنهاد می شود. روش سعی و خطا بار محاسباتی بالایی دارد و همچنین روش حل مسئله کنترل مقاوم محافظه کاری سنگینی به طراح تحمیل می کند. بنابراین، نویسندگان مقاله با استفاده از مدل ریاضی استخراج شده از قیود عملکردی، و تبدیل آن قید به یک قید نامساوی ماتریسی از نقطه نظر منطقی موفق به کاهش بار محاسباتی شده اند که البته این امر جزو اهداف اصلی نویسندگان نبوده و ادعایی در این خصوص بیان نشده است. با این وجود از نظر منطقی، این دستاوردها، می تواند به عنوان یک ایده قابل بحث در کارهای توسعه ای آینده بر روی روش پیشنهادی مورد بررسی قرار گیرد.

در پژوهش های آتی، روش پیشنهادی برای یک هواپیمای بدون سرنشین بکار برده خواهد شد و همچنین از الگوریتم های هوش مصنوعی و شبکه های عصبی به منظور ارائه راه حل بهتر برای مسئله تدوین شده ی پیشنهادی استفاده خواهد گردید. همچنین می توان، سایر روش های کنترلی (البته با اطمینان از وجود قابلیت تلفیق با روش طراحی سیگنال کمکی تشخیص عیب فعال) را با رویکر طراحی ارائه شده در مقاله حاضر مورد بررسی قرار داد و با در نظر گرفتن شاخص های کنترلی و عملکردی فرآیند کنترل و سیگنال کمکی، نتایج آن ها را مقایسه نمود. بدیهی است برای این منظور، نخست، می بایست روش طراحی یکپارچه جدید براساس روش کنترلی متفاوت تدوین و اثبات شود و سپس مقایسه انجام شود.

پیوست ۱: نحوه ساخت سیگنال کمکی برای طراحی واحد تشخیص

عیب

بدیهی است که برای اعمال سیگنال کمکی "v" به سیستم، محدودیت هایی وجود دارد. یکی از این محدودیت ها، در نظر گرفتن عدم تاثیر گذاری این سیگنال بر کارکرد عادی سیستم که به معنی کاهش توان سیگنال ورودی می باشد. ولی در عین حال سیگنال طراحی شده باید به اندازه ای قدرت داشته باشد که بتواند مدل های مختلف سیستم را از هم جدا کند. به عبارت دیگر، از یک سو برای حداقل سازی اثر این سیگنال بر عملکرد سیستم باید انرژی و مدت زمان تزریق آن به سیستم را حداقل نمود و از سویی دیگر به منظور جداسازی مدل ها، انرژی آن را افزایش داد. بنابراین برای طراحی این سیگنال، باید یک مسئله بهینه سازی با در نظر گرفتن این محدودیت ها تدوین شود. در ادامه، جهت ارائه توضیحات بیشتر درمورد الگوریتم تولید سیگنال تشخیص عیب، از بین سیستم های اشاره شده، روابط مربوط به سیستم های زمان پیوسته آورده شده است.

به عنوان مثال، برای سیستم نشان داده شده در شکل ۲، مدل سیستم زمان پیوسته حلقه باز را به فرم زیر در نظر بگیرید:

$$\begin{cases} \dot{x}_i = A_i x_i + B_i v + \bar{B}_i u + M_i \mu_i \\ E_i y = C_i x_i + D_i v + \bar{D}_i u + N_i \mu_i \end{cases}, i=1,2 \quad (16)$$

در روابط فوق، $i=1,2$ ، به ترتیب مدل سیستم در حالت نرمال و معیوب می باشند. تنها شرط لازم بر روی ماتریس های معادلات سیستم چنان است که ماتریس N_i باید دارای رتبه کامل سطری و ماتریس E_i ، باید رتبه کامل

مصالحه بین اهداف عملکردی و کنترلی کنترل کننده و اهداف طراحی سیگنال کمکی تشخیص عیب فعال می باشد.

جدول ۲- انرژی سیگنال کمکی عیب و حداقل تابع هزینه به ازای

مقادیر بهینه محاسبه شده برای کنترل کننده مرتبه کامل و کاهش-

یافته

مرتبه کنترل کننده	انرژی سیگنال کمکی	اندازه تابع هزینه $J_{DC.Stm.St}$
کامل	۰/۴۳۸۱	۲۵/۶۱۰۳
کاهش یافته	۰/۴۲۲۶	۲۸/۲۱۷۹

نتایج شبیه سازی نشان می دهند که انرژی سیگنال کمکی مقیاس بندی شده در حالتی که کنترل کننده مرتبه کامل است، بیشتر از حالت مرتبه کاهش یافته می باشد ولی تضمین پایداری و برآورده نمودن شاخص عملکرد در حالت کنترل کننده مرتبه کامل ساده تر از حالت مرتبه کاهش یافته می باشد.

۱۰- نتیجه گیری و کارهای آینده

در این مقاله، به مسئله طراحی یکپارچه کنترل کننده بهینه استاتیک مبتنی بر تشخیص عیب فعال برای سیستم کنترل پرواز پرداخته شده است. راه حل پیشنهادی صورت مسئله تدوین شده، منجر به طراحی یکپارچه یک سیگنال کمکی بهینه مناسب برای تشخیص عیب فعال و یک کنترل کننده استاتیک بهینه با مرتبه ثابت و با قابلیت کاهش مرتبه شده است. سرانجام، برای رسیدن به اهداف طراحی، یک الگوریتم حل پیشنهادی که پارامترهای آن با استفاده از الگوریتم ژنتیک محاسبه می شوند، معرفی شده است.

از دیگر قابلیت های الگوریتم حل پیشنهادی می توان به کاهش مرتبه کنترل کننده مرتبه ثابت اشاره نمود. در مثال شبیه سازی، نشان داده شده است که با کاهش مرتبه کنترل کننده، مقدار تابع هزینه مربعی بیشتر خواهد شد. به بیان دیگر، سیستم با کنترل کننده کاهش مرتبه یافته در مقایسه با سیستم با کنترل کننده مرتبه کامل عملکرد بهتری دارد.

به منظور ارزیابی روش پیشنهادی، یک مثال چالش برانگیز، طراحی یکپارچه سیگنال کمکی تشخیص عیب فعال و کنترل کننده یک هواپیمای واقعی، در شرایط از دست دادن کارایی محرک به عنوان حالت معیوب در نظر گرفته شده است. در این مسئله با استفاده از کنترل کننده طراحی شده چهار مدل ناپایدار، پایدار شده اند و علاوه بر آن، محدودیت ها و شاخص های عملکردی نیز ارضا شده اند. از منظر کلی، در واقع رویکرد نویسندگان مقاله، ارائه یک روش طراحی یکپارچه در قالب یک مسئله بهینه سازی مقید سه هدفه بوده است که بتواند با بهره گیری از یک الگوریتم ساختار یافته و قابل پیاده سازی توسط کامپیوتر، شاخص های کنترلی و عملکردی کنترل کننده و بهینگی سیگنال کمکی را برآورده سازد. با توجه به هدف یکپارچه سازی فرایند طراحی، غیرخطی بودن سیستم و قیود مساوی و نامساوی کوپل شده، حجم محاسبات نسبت به شرایطی که می بایست طراحی کنترل کننده و سیگنال تشخیص عیب بطور مجزا انجام شود بیشتر خواهد بود. به هر حال طراح می بایست این مصالحه بین مزایای روش پیشنهادی با ایراد حجم محاسبات بالا را بپذیرد. لیکن اگر از منظر بخش طراحی کنترل کننده و سیگنال تشخیص عیب به صورت مجزا به این مسئله نگاه کنیم، باید اذعان داشت که به عنوان مثال، در مقایسه با روش مرسوم طراحی سیگنال کمکی تشخیص عیب فعال مبتنی بر مدل در حوزه زمان [۱۶]، ایده ها و تکنیک های بکار رفته در الگوریتم پیشنهادی طراحی سیگنال کمکی که با استاتیک کردن معادلات دینامیکی همراه بوده، در جهت ساده سازی صورت مسئله و کاهش حجم محاسبات بوده است. همچنین در بخش حل مسئله بهینه سازی که با استفاده از روش تحلیلی پیچیده با حجم

$$x = \begin{pmatrix} x_0 \\ x_1 \end{pmatrix}, \mu = \begin{pmatrix} \mu_0 \\ \mu_1 \end{pmatrix}, A = \begin{pmatrix} A_0 & 0 \\ 0 & A_1 \end{pmatrix}, B = \begin{pmatrix} B_0 \\ B_1 \end{pmatrix}, D = F_0 D_0 + F_1 D_1, \\ C = (F_0 C_0 \quad F_1 C_1), M = \begin{pmatrix} M_0 & 0 \\ 0 & M_1 \end{pmatrix}, N = (F_0 N_0 \quad F_1 N_1),$$

$$F = (F_0 \quad F_1) = \begin{pmatrix} E_0 \\ E_1 \end{pmatrix}^\perp, P_\beta^{-1} = \begin{pmatrix} \beta P_{0,0}^{-1} & 0 \\ 0 & (1-\beta) P_{1,0}^{-1} \end{pmatrix}, \\ J_\beta = \begin{pmatrix} \beta J_0 & 0 \\ 0 & (1-\beta) J_1 \end{pmatrix}.$$

تا کنون، بحث پیرامون، یک تابع هزینه بود که به وسیله آن یک سیگنال تشخیص عیب v به نحوی طراحی شود که انرژی آن کمینه باشد. اما با توجه به اهداف مختلف طراحی و شرایط متفاوت سیستم همانند شرایط ابتدایی، شرایط انتهایی و شرایط پایداری و عملکردی، واضح است که تابع هزینه مفروض در مسئله بهینه‌سازی جواب‌گوی خواسته‌های طراح نمی‌باشد، بنابراین به دنبال رابطه‌ای کلی‌تر هستیم، تا این مشکل را برطرف شود. در [۱۶]، پیشنهادی به شرح (۱۹) برای سیستم حلقه باز ارائه شده است؛

$$\min_v \xi(T)^T W \xi(T) + \int_0^T (|\dot{v}|^2 + \xi^T U \xi) dt \\ \text{subject to:} \\ \begin{cases} 1. \max_{\beta \in [0,1], s \in [0, \tau_2]} \varphi_\beta(v, s) \geq 1 \\ 2. \dot{\xi} = F\xi + Gv, \quad \xi(0) = 0 \end{cases} \quad (19)$$

در این اینجا $\xi(0)$ معرف یک تخمین اولیه از $x_0(t)$ می‌باشد. در این تابع هزینه اولاً وزن دهی بر روی بردار حالت‌های سیستم در نظر گرفته شده است و ثانیاً شرایط انتهایی سیستم در معادلات وارد شده است که با این روش دست طراح برای در نظر گرفتن اهداف کنترلی بازتر خواهد بود.

ستونی باشند. علاوه بر آن، این سیستم باید محدودیت زیر را بر روی نویز اندازه‌گیری، شرایط اولیه و نا معینی را بر اساس رابطه‌ی زیر ارضا کند.

$$S_i(v, s) = x_i(0)^T P_{i0}^{-1} x_i(0) + \int_0^s \mu_i^T J_i \mu_i dt < 1, \forall s \in [0, \tau_2] \quad (17)$$

روابط و شرط محدودیت (۱۷) بدین معناست که با توجه به مرتبه

سطری کامل ماتریس N_i ، برای هر v, u, y یک تابع μ_i در فضای L_2 وجود دارد که در معادلات سیستم و شرط محدودیت صدق می‌کند. بنابراین عدم وجود یک جواب همزمان برای معادلات و شرط محدودیت (۱۷) معادل است با

$$\sigma(v, s) \geq 1 \quad \text{for some } s$$

$$\sigma(v, s) = \inf_{\mu_0, \mu_1, u, y} \max_{x_0, x_1} (S_0(v, s), S_1(v, s))$$

که در آن

$$\sigma(v, s) = \max_{\beta \in [0,1]} \varphi_\beta(v, s),$$

$$\varphi_\beta(v, s) = \inf_{\mu_0, \mu_1, u, y} (\beta S_0(v, s) + (1-\beta) S_1(v, s))$$

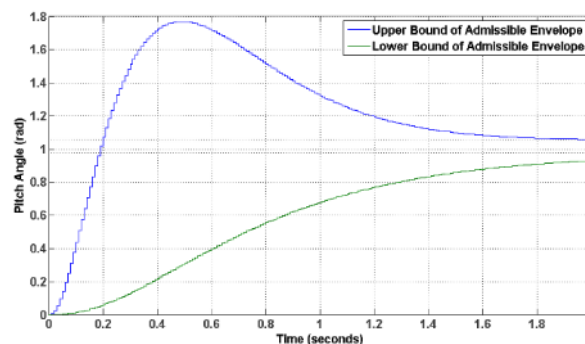
با حذف ورودی و خروجی از روابط، مساله بهینه‌سازی به فرم زیر خواهد بود:

$$\varphi_\beta(v, s) = \inf_{x, \mu} (x(0)^T P_0^{-1} x(0) + \int_0^s \mu^T J_\beta \mu dt$$

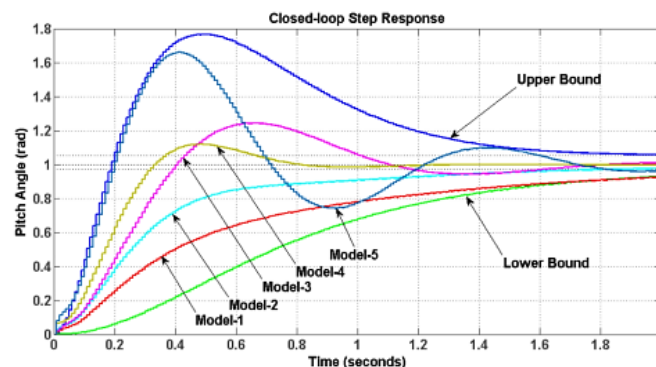
subject to:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bv + M\mu \\ 0 = Cx + Dv + N\mu \end{cases} \quad (18)$$

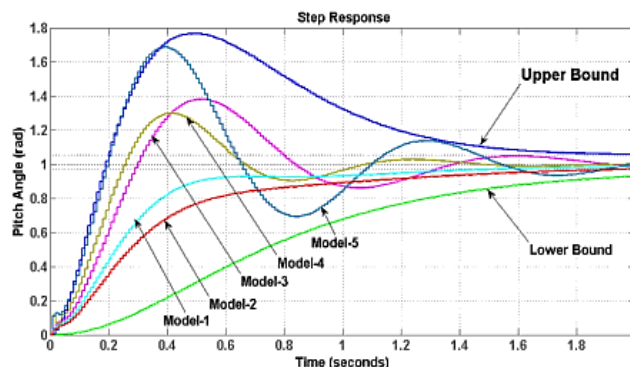
که در آن:



شکل ۴- محدوده مجاز پاسخ پله سیستم پرواز حلقه‌بسته



شکل ۵- پاسخ پله سیستم حلقه‌بسته با کنترل‌کننده مرتبه کامل



شکل ۷- پاسخ پله سیستم حلقه بسته با کنترل کننده کاهش مرتبه یافته

- [15] S.K. Das, J. Dey, "Simultaneous stabilization/pole placement of pairs of LTI plants using periodic controllers", IET Control Theory, vol. 9, pp. 493-499, 2011.
- [16] S.L. Campbell, R. Nikoukhah, "Auxiliary signal design for failure detection", Princeton University Press, Princeton, 2004.
- [17] A. Dastaviz, T. Binazadeh, "Simultaneous stabilization of a collection of uncertain discrete-time systems with time-varying state-delay via discrete-time sliding mode control", J Vib Control, vol. 25(16), pp.2261-2273, 2019.
- [18] A. Dastaviz, T. Binazadeh, Y.Cui, "A novel control Lyapunov-Krasovskii functional methodology for simultaneous stabilization of a set of multiple time-delays nonlinear systems", J Franklin Inst. vol. 358(12), pp. 6101-6120, 2021.
- [19] R. Nikoukhah, S.L. Campbell, K. Drake, "An active approach for detection of incipient faults", Int. J. Syst. Sci, vol. 41, pp. 241-257, 2010.
- [20] A.R.E. Ashari, R. Nikoukhah, S.L. Campbell, "Active robust fault detection in closed-loop systems: quadratic optimization approach", IEEE T. Automat. Contr. 57 (2012) 2532-2544.
- [21] M. Forouzanfar, & M. J. Khosrowjerdi. "Optimal auxiliary signal design for a lumped tire-road friction system", Modares Journal of Electrical Engineering, vol. 13(4), pp. 61-68, 2014.
- [22] M. Forouzanfar, & M. J. Khosrowjerdi, "A constrained optimization approach to integrated active fault detection and control", Iranian Journal of Science and Technology Transactions of Electrical Engineering, vol. 41(3), pp. 229-240, 2017.
- [23] Q. Zong, X. Yang, X. Zhang, & W. Liu, "Active fault detection for spacecraft attitude control system", 2020 39th Chinese Control Conference (CCC), pp. 4083-4088 2020.
- [24] K. A. Palmer, & G. M. Bollas, "Active fault diagnosis for uncertain systems using optimal test designs and detection through classification", ISA Transactions, vol. 93, pp.354-369, 2019.
- [25] R. L. Berger, J. R. Hess, D. C. Anderson, "Compatibility of maneuver load control and relaxed static stability applied to military aircraft", AFFDL-TR-73-33, 1973.
- [۲۶] علی خدادادی، مریم شهریاری کاهکشکی، عباس چترایی «راهنمای رویکردی نوین برای طراحی کنترل کننده تحمل پذیر عیب عملکرد بر اساس شناسایی عیب»، مجله مهندسی برق دانشگاه تبریز، جلد ۴۸، شماره ۲، صفحات ۵۹۵-۶۰۸، شهریور ۱۳۹۷.
- [27] L. Chrif, Z.M. Kadda, "Aircraft control system using LQG and LQR controller with optimal estimation-Kalman filter design", Procedia Engineering, vol. 80, pp. 245-257, 2014.
- [28] R. Fantinutto, G. Guglieri, F.B. Quagliotti, "Flight control system design and optimization with a genetic algorithm", Aerosp. Sci. Technol, vol. 9, pp.73-80, 2005.

زیر نویس ها

- 1 Flight Control System (FCS)
- 2 Active Fault Detection
- 3 Auxiliary Signal
- 4 Modes
- 5 Longitudinal motion
- 6 Lateral motion
- 7 Pitch
- 8 Yaw
- 9 Roll
- 10 Worst Case
- 11 Proper
- 12 Sub-optimal
- 13 Trim

مراجع

- [1] K. Salahshoor, A. Khaki-Sedig, P. Sarhadi, "An indirect adaptive predictive control for the pitch channel autopilot of a flight system", Aerosp. Sci. Technol, vol. 45, pp. 78-87, (2015).
- [2] M. Liu, L. Zhang, P. Shi, H.R. Karimi, "Robust control of stochastic systems against bounded disturbances with application to flight control", IEEE T. Ind. Electron, vol. 61, pp. 1504-1515, 2014.
- [3] D. Liu, H. Liu, F. L. Lewis, & Y. Wan, "Robust fault-tolerant formation control for tail-sitters in aggressive flight mode transitions", IEEE Transactions on Industrial Informatics, vol. 16(1), pp. 299-308, 2020.
- [4] M. Ben Ahmed, M. Hryhoryeva, L.M. Hvattum, & M. Haouari, "A matheuristic for the robust integrated airline fleet assignment, aircraft routing, and crew pairing problem", Computers & Operations Research, vol. 137(105551), 105551, 2020.
- [5] X. Yang, & X. Zheng, "Adaptive NN back stepping control design for a 3-DOF helicopter: Theory and experiments", IEEE Transactions on Industrial Electronics (1982), vol. 67(5), pp. 3967-3979, 2020.
- [6] X. Yu, Y. Fu, P. Li, & Y. Zhang, "Fault-tolerant aircraft control based on self-constructing fuzzy neural networks and multivariable SMC under actuator faults", IEEE Transactions on Fuzzy Systems: A Publication of the IEEE Neural Networks Council, vol. 26(4), pp. 2324-2335, 2018.
- [7] F. Liu, M. Chen, & T. Li, "Resilient H_∞ control for uncertain turbofan linear switched systems with hybrid switching mechanism and disturbance observer", Applied Mathematics and Computation, vol. 413(126597), 126597, 2022.
- [8] J. Ackermann, "Multi-model approaches to robust control system design", Lecture Notes in Control and Information Science, Springer Verlag, Berlin, 1985.
- [9] M. Sato, K. Muraoka, K. Hozumi, "Flight control design and demonstration of unmanned airplane for radiation monitoring system", IFAC, South Africa, 2014.
- [۱۰] بهنام صبحانی گندشمین، سعید شمقدری «طراحی کنترل کننده تحمل پذیر عیب عملکرد برای پرنده هوایی مافوق صوت با دینامیک غیرخطی»، مجله مهندسی برق دانشگاه تبریز، جلد ۵۰، شماره ۱، صفحات ۲۸۳-۲۹۴، بهار ۱۳۹۹.
- [11] B. Wang, Y. Shen, & Y. Zhang, "Active fault-tolerant control for a quadrotor helicopter against actuator faults and model uncertainties", Aerospace Science and Technology, vol. 99(105745), 105745, 2020.
- [12] H. Hu, L. Liu, Y. Wang, Z. Cheng, & Q. Luo, "Active fault-tolerant attitude tracking control with adaptive gain for spacecrafts", Aerospace Science and Technology, vol. 98(105706), 105706, 2020.
- [13] W. Zhang, Z. Han, X. Cai, "Simultaneous stabilization of a collection of single-input nonlinear systems based on CLFs", ASIAN J. Control, vol. 13, pp. 582-589, 2011.
- [14] A. Ghosh, "Decentralized simultaneous stabilization of a class of two MIMO systems using a continuous-time periodic controller", Automatica, vol. 49, pp. 1515-1520, 2013.