



تشخیص و جداسازی عیب عملگر هواپیما توسط وارون دینامیک غیرخطی افزایشی مقاوم

رضا تمسکنی^۱ و علیرضا الفی^{۲*}

^۱ دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی برق و رباتیک، دانشگاه صنعتی شاهرود، شاهرود، ایران

^۲ استاد، دانشکده مهندسی برق و رباتیک، دانشگاه صنعتی شاهرود، شاهرود، ایران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۱۲/۲۸، تاریخ بازنگری: ۱۳۹۹/۰۲/۲۱، تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۳/۲۹

چکیده

یکی از عمده‌های عیب‌هایی که در هواپیما رخ می‌دهد، مربوط به عملگرهای آن است. در این مقاله به منظور تشخیص و جداسازی عیب عملگر هواپیما روشی مبتنی بر وارون دینامیک غیرخطی افزایشی ارائه می‌شود که به اغتشاش و نامعینی‌ها مقاوم است. در این روش، باقی‌مانده تولیدی به نامعینی‌های سیستم مقاوم بوده و آستانه تطبیقی برای ارزیابی این باقی‌مانده، به گونه‌ای بر اساس منطق فازی تطبیق داده می‌شود که علی‌رغم وجود اغتشاش یا تغییرات در فرمان ورودی، تشخیص عیب اشتباه رخ ندهد. از آنجا که این روش نیاز به اطلاع برخط از مقدار بیشینه عوامل نامطلوب (اغتشاش و نامعینی) و وقوع اغتشاش بر سیستم دارد، به منظور محاسبه این بیشینه، معادلات جدیدی پیشنهاد و ساختار کنترلی برای تشخیص رخداد اغتشاش ارائه می‌شود. سپس به منظور ارزیابی، روش پیشنهادی روی دینامیک غیرخطی هواپیمای بویینگ-۷۴۷ شبیه‌سازی می‌شود که در آن ضمن در نظر گرفتن تزویج دینامیک‌های طولی و عرضی، اغتشاش به سه محور در زمان‌های متفاوت وارد شده و عیب عملگر را در صورت قفل شدن به هواپیما اعمال می‌شود. شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهند که علی‌رغم وجود نامعینی و اغتشاش، ردیابی فرمان‌های ورودی به خوبی انجام می‌شود و زمان معیوب شدن عملگر و مکان آن که عملگر رادر است، با توجه به آستانه تطبیقی تشخیص داده می‌شود.

کلمات کلیدی: تشخیص عیب عملگر؛ تولید باقی‌مانده مقاوم؛ آستانه تطبیقی.

Aircraft Actuator Fault Diagnosis and Isolation by Robust Incremental Nonlinear Dynamic Inversion

R. Tamaskani¹, A. Alfi^{2,*}

¹ Ph.D. Student, Faculty of Electrical Eng. and Robotic, Shahrood Univ. of Technology, Shahrood Iran.

² Prof., Faculty of Electrical Eng. and Robotic, Shahrood Univ. of Technology, Shahrood Iran.

Abstract

One of the major faults accrued in the aircraft is corresponding to its actuators. In order to fault diagnosis and isolation in the aircraft actuator, this paper presents a new robust method based on the incremental nonlinear dynamic inversion, which is robust to the disturbance and uncertainties. The produced residual is robust to the system uncertainties, and the adaptive threshold is designed to evaluate this residual with fuzzy logic, which is altered in the presence of disturbance or variation in the input command to prevent faulty detection. Since this method requires the online knowledge of the upper bound of undesirable factors (disturbance and uncertainty) and the disturbance occurrence on the system, new equations is developed to calculate this bound and an innovative structure is suggested to detect the disturbance event. In order to evaluate the proposed method, it is simulated on the nonlinear dynamics of the Boeing-747 considering the coupling between the longitudinal and lateral dynamics, whereas the disturbance is applied on the three axes at different times and the rudder actuator fault is locked to the aircraft. Simulations verify that despite the uncertainty and disturbance, the following of the input commands is well performed and the timing of the operator's fault and the location of the operator is determined according to the adaptive threshold.

Keywords: Actuator Fault Diagnosis; Robust Residual Generation; Adaptive Threshold.

۱- مقدمه

امروزه یکی از بحث‌های مهم در نظریه کنترل، تشخیص و جداسازی عیب^۱ (FDI) و کنترل تحمل‌پذیر عیب^۲ (FTC) است. افزایش تقاضا برای قابلیت اطمینان، ایمنی و تحمل خطا در سیستم‌های حیاطی، باعث استفاده از روش‌های FDI شده است. در صنعت هوانوردی یکی از مهم‌ترین موضوعات، FDI است؛ زیرا پس از رخداد یک عیب در صورت تشخیص ندادن یا کنترل نکردن آن در شرایط معیوب ممکن است، خسارات جانی و مالی زیادی سبب شود.

تشخیص عیب می‌تواند بر اساس مدل یا سیگنال باشد. در تشخیص عیب مبتنی بر مدل، از مدلی رایانه‌ای از سیستم استفاده می‌شود، به طوری که اختلاف خروجی مدل و سیستم واقعی، باعث تولید یک اختلاف به نام باقی‌مانده می‌شود. این باقی‌مانده حتی بدون وجود عیب هم ممکن است صفر نباشد، که دلیل آن وجود اغتشاش، دینامیک‌های مدل نشده یا عدم قطعیت است. در این نوع از FDI می‌توان وجود عیب و حتی محل رخداد آن را تشخیص داد.

روش‌های زیادی برای FDI بر اساس افزونگی تحلیلی بررسی شده است [۱]. FDI های مبتنی بر روش فازی در [۲] انجام شده است. در [۳] برای قسمت تشخیص عیب از مشاهده‌گر لغزشی و برای تخمین ورودی‌های ناشناخته، از شبکه‌های عصبی شعاعی استفاده شده است؛ همچنین روشی بر اساس سیستم‌ها با پارامترهای متغیر خطی را می‌توان در [۴، ۵] یافت. در واقع از زیرمجموعه‌های ناورد و مشاهده‌ناپذیر بهره برده‌اند. به مشاهده‌گرها با روش مود لغزشی و مشاهده‌گرهای دینامیک در [۶-۸] پرداخته شده است. از جمله مشاهده‌گرهای مود لغزشی برای تشخیص خطا را می‌توان در [۹] یافت. این مشاهده‌گر لغزشی با شبکه عصبی بهینه شده و از خطی‌سازی در آن استفاده نشده است. FDI های مختلفی بر اساس روابط افزونگی تحلیلی غیرخطی در [۱۰-۱۲] مطالعه شده است. مشاهده‌گرهای مقاوم با طراحی H_{∞}/μ در [۱۳] گزارش شده است. روش مورد استفاده در این مقاله روی یک سیستم مرتبه سه بررسی شده است؛ به طوری که باقی‌مانده به عیب بیشترین حساسیت را دارد. در [۱۴]، تخمین عیب عملگر بر اساس فیلتر کالمن

توسعه‌یافته تطبیقی استفاده شده است. البته فقط به مود طولی پرداخته است. در [۱۵]، روشی مبتنی بر یادگیری عمیق و انتقال آن برای تشخیص عیب سنسور و عملگر هواپیما ارائه شده است. یکی از روش‌های موجود برای تشخیص بهتر عیب، استفاده از آستانه تطبیقی است، به گونه‌ای که در مواردی که باقی‌مانده به علت بزرگ شدن سیگنال کنترلی یا اغتشاش افزایش می‌یابد؛ آستانه هم به طور تطبیقی افزایش یابد تا موجب آلارم اشتباه نگردد. مشاهده‌گرهای UIDFO برای ورودی‌های ناشناخته در [۱۶] و آستانه دینامیک با استفاده از پایداری L_2 در [۱۷] انجام شده است. نوع دیگری آستانه تطبیقی بر اساس فیلترهای جزئی در [۱۸] طراحی شده است که میزان آلارم اشتباه را در ارزیابی باقی‌مانده کاهش داده است. برای هواپیماهای مچان، سیستم تشخیص خطا بر اساس جایابی قطب انجام شده است. مشاهده‌گر طراحی شده در این پژوهش مقاوم است. برای اطلاعات بیشتر می‌توان به [۱۹] مراجعه کرد. به طور خاص روش‌های مختلف FDI/FTC برای هواپیماهای بوئینگ در [۲۰-۲۶]، هواپیماهای ایرباس در [۲۷-۲۹] و هواپیماهای بدون سرنشین در [۱۶ و ۳۰-۴۵] مطالعه شده است. روش‌های مورد استفاده برای این هواپیماها، بر اساس زمان‌بندی بهره، پیش‌بین، فیلتر کالمن، تطبیق مدل، پسگام، مود لغزشی و روش‌های شناسایی بوده است. در [۴۶] نیز یک تشخیص دهنده به گونه‌ای طراحی شده است که عیب به صورت برخط تشخیص داده می‌شود و با ارسال آن به سیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب از ایجاد اختلال در عملکرد سیستم کنترل پرواز ممانعت به عمل می‌آورد.

باقی‌مانده باید به نامعینی‌ها و اغتشاش غیرحساس و به عیب‌ها حساس باشد [۴۷ و ۴۸]. اگر آستانه کوچک باشد، موجب آلارم اشتباه و اگر آستانه بزرگ باشد، موجب آلارم از دست رفته می‌شود [۴۹]. یک سیستم FDI شامل، تولید کننده باقی‌مانده و ارزش‌یاب باقی‌مانده با مقدار آستانه است. سیگنال مانده معمولاً همراه با یک حد آستانه‌ای در نظر گرفته می‌شود تا با اغتشاشات و نامعینی‌ها اشتباه نشود. وقتی که سیگنال مانده از حد آستانه تجاوز کند، اصطلاحاً عیبی رخ داده است. معمولاً در تولید مانده، عیب و مکان آن تشخیص داده می‌شود و اطلاعات دیگری در مورد عیب وجود ندارد. سیستم‌های FDI بر اساس مانده قابلیت فهم آسانی

¹ Fault Diagnosis and Isolation

² Fault Tolerant Control

متغیر با زمان و همراه با نامعینی در [۵۸] انجام شده است. مرجع [۵۹] INDI را بر اساس ساختار ویژه طراحی کرده است. روش‌های افزایشی در زمینه کنترل در حال پیشرفت است. در [۶۰] روشی افزایشی برای کنترل پرواز با شناسایی برخط مبتنی بر شبکه عصبی مطرح شده است؛ همچنین از INDI در [۶۱] برای کنترل تحمل‌پذیر عیب هواپیما استفاده شده است که در آن اشباع عملگر و عدم قطعیت پارامتری در نظر گرفته شده است.

بخش‌های برجسته: الف) تدوین روابط محاسبه برخط مقدار بیشینه اغتشاش و نامعینی برای اولین بار. طبق روابط بیان شده در مقاله، دانستن این مقدار به تولید یک باقی‌مانده مقاوم نسبت به نامعینی کمک شایانی می‌کند. ب) ارائه یک روش جدید مبتنی بر مدل برای تشخیص وقوع اغتشاش به سیستم. این روش قادر است، هر اغتشاش از نوع پالسی را تشخیص دهد که به هریک از محورها داده شود. پ) ارزیابی باقی‌مانده با استفاده از یک آستانه تطبیقی (متغیر) مبتنی بر منطق فازی. لازم به ذکر است که این بخش، مشابه با کار گزارش شده در [۶۲] است با این تفاوت که بر خلاف روش پیشنهادی در این مقاله، روش [۶۲] نسبت به تغییرات دستور ورودی و نامعینی مقاوم نیست.

۲- مدل‌سازی معادلات شش درجه آزادی

در این قسمت از روابط شش درجه آزادی جسم پرنده صلب مانند روابط (۱)-(۶) استفاده می‌شود. نحوه تدوین کامل این روابط را می‌توان در [۶۳] یافت. سه معادله اول، مربوط به حرکت خطی در امتداد سه محور بدنه و سه معادله دوم، مربوط به گشتاور حاصله از دوران حول همان سه محور بدنه است. تعریف کلیه ضرایب و متغیرها در پیوست ۱ آمده است.

$$\ddot{u} = -C_D \cdot \bar{q} \cdot S - g \cdot \sin\theta - q \cdot w + r \cdot v + T \quad (۱)$$

$$\dot{v} = C_Y \cdot \bar{q} \cdot S + g \cdot \sin\varphi \cdot \cos\varphi - r \cdot u + p \cdot w \quad (۲)$$

$$\dot{w} = -C_L \cdot \bar{q} \cdot S + g \cdot \cos\varphi \cdot \cos\theta - p \cdot v + q \cdot u \quad (۳)$$

$$\dot{p} = j_1 \cdot L + j_2 \cdot N + j_3 \cdot p \cdot q + j_4 \cdot q \cdot r \quad (۴)$$

$$\dot{q} = j_5 \cdot M + j_9 \cdot p \cdot r + j_{10} \cdot (r^2 - p^2) \quad (۵)$$

$$\dot{r} = j_2 \cdot L + j_6 \cdot N + j_7 \cdot p \cdot q + j_8 \cdot q \cdot r \quad (۶)$$

دارند و در بسیاری از روش‌ها به راحتی قابل استفاده می‌باشند. یکی از گام‌های سودمند برای این امر، تخمین اغتشاش است. در [۵۰] سه روش تخمین اغتشاش برای سیستم‌های خطی ارائه شده است؛ اما در تحقیقات ما به تخمین اغتشاش توجه ویژه‌ای شده است که برای سیستم‌های غیرخطی کاربرد دارد. البته در [۵۱] برای سیستم‌های غیرخطی روشی مبتنی بر مشاهده‌گرها برای تخمین اغتشاش انجام شده است و در [۵۲] بر اساس مشاهده‌گر فاصله، تخمین اغتشاش انجام شده است. نوعی فیلتر کالمن مغشوش هم در [۵۲] معرفی شده است. در برخی از پژوهش‌ها علاوه بر تشخیص خطا، تخمین مقدار اندازه خطا هم بررسی شده است. مانند [۵۳] که تخمین اندازه عیوب صفحه‌ای با روش تداخل سنج لیزری انجام شده است.

طبق مطالعات انجام شده توسط [۵۴] حدود ۸۰٪ سانحه‌های هوایی بر اساس عیب سنسور، سطوح کنترلی یا موتور است. عیب‌های سطوح کنترلی یا عملگرهای آن به سه دسته تقسیم می‌شوند: الف) عملگر قفل شده. ب) بهره ثابت. پ) انحراف ثابت به صورت افسد. در [۵۵] و [۵۶] می‌توان روش‌هایی برای هواپیما با عملگر قفل شده پیدا کرد. که روش استفاده شده در آن‌ها بر اساس مجموعه‌های محدب و شبکه عصبی است.

پیش از هرکاری بایست برای هواپیماها یک کنترل اولیه طراحی کرد. یکی از روش‌های مرسوم و مناسب، روش وارون دینامیک غیرخطی^۱ (NDI) است که یک روش غیرخطی است. کاربرد NDI بیشتر برای سیستم‌های هوافضا است. به طور معمول کنترل سرعت‌های زاویه‌ای در حلقه داخلی و کنترل زاویه‌ها در حلقه خارجی انجام می‌شود. پژوهش‌های زیادی با استفاده از کنترل تطبیقی غیرمستقیم روی قوام^۲ NDI شده است.

با توسعه روش وارون دینامیک در سال‌های اخیر، روشی تحت عنوان وارون دینامیک غیرخطی افزایشی (INDI)^۳ معرفی شده است. در [۵۷]، INDI برای عیب عملگر به همراه نامعینی مدل بکار گرفته شده است. قانون کنترل INDI برای ردگیری حالت‌های هواپیما با دینامیک تزویج شده قوی و

^۱ Nonlinear Dynamic Inversion

^۲ Robustness

^۳ Incremental Nonlinear Dynamic Inversion

از طرفی می‌توان رابطه بین زوایای اویلر را به صورت (۷) بیان کرد.

$$\begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin\varphi \cdot \tan\theta & \cos\varphi \cdot \tan\theta \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \sin\varphi \cdot \sec\theta & \cos\varphi \cdot \sec\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (7)$$

۳- کنترل پایه

برای کنترل پایه از روش‌های گوناگونی استفاده می‌شود. در اینجا نوع جدیدی از روش وارون دینامیک افزایشی ارائه می‌شود. همانطور که در مقدمه ذکر شد، INDI به روش‌های متفاوتی طراحی می‌شود. در ابتدا NDI مرسوم معرفی و سپس طرح جدید INDI ارائه می‌شود.

در NDI مرسوم برای کنترل پرواز، عموماً مودهای تند و کند را از هم جدا می‌کنند و با استفاده از قضیه جداسازی، کنترل‌کننده برای هر حلقه به طور جداگانه طراحی می‌شود [۶۴]. p, q, r ، به عنوان مودهای تند در حلقه داخلی و φ, θ, ψ به عنوان مودهای کند در حلقه خارجی در نظر گرفته می‌شوند. بلوک دیاگرام NDI مرسوم در شکل ۱ نشان داده شده است. در این شکل، X_{1c} و X_{2c} معرف فرمان‌های ورودی و X_{1d} و X_{2d} مقادیر مطلوب هستند که از اصلاح فرمان ورودی بدست می‌آیند.

۳-۱- طراحی حلقه خارجی

شکل کلی معادلات در حلقه خارجی به صورت رابطه (۸) در نظر گرفته می‌شود:

$$\dot{X}_1 = f_1(X_1) \cdot X_2 \quad (8)$$

که در آن

$$X_1 = (\varphi \quad \theta \quad \psi)^T \quad (9)$$

$$X_2 = (p \quad q \quad r)^T \quad (10)$$

$$f_1(X_1) = \begin{pmatrix} 1 & \sin\varphi \cdot \tan\theta & \cos\varphi \cdot \tan\theta \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \sin\varphi \cdot \sec\theta & \cos\varphi \cdot \sec\theta \end{pmatrix} \quad (11)$$

۳-۲- طراحی حلقه داخلی

شکل کلی معادلات در حلقه داخلی به شکل یک سیستم افاین همانند (۱۲) در نظر گرفته می‌شود [۶۵]:

$$\dot{X}_2 = f_2(X_2) + g \cdot u(t) \quad (12)$$

پس از ساده‌سازی‌ها و جایگذاری‌های مناسب برای (۱۲) داریم:

$$f_2 = \begin{pmatrix} j_1 \cdot \hat{L} + j_2 \cdot \hat{N} + j_3 \cdot p \cdot q + j_4 \cdot q \cdot r \\ j_5 \cdot \hat{M} + (j_1 - j_6) \cdot p \cdot r + j_1 \cdot (r^2 - p^2) \\ j_2 \cdot \hat{L} + j_6 \cdot \hat{N} + j_7 \cdot p \cdot q + j_8 \cdot q \cdot r \end{pmatrix} \quad (13)$$

$$g = \begin{pmatrix} L_{\delta_a} & 0 & L_{\delta_r} \\ 0 & M_{\delta_e} & 0 \\ N_{\delta_a} & 0 & N_{\delta_r} \end{pmatrix} \quad (14)$$

u بردار ورودی کنترل به فرم رابطه (۱۵) است.

$$u = (\delta_a \quad \delta_e \quad \delta_r)^T \quad (15)$$

برای عملکرد بهتر کنترل‌کننده فرمان‌های X_{1d} و X_{2d} را اصلاح می‌کنیم. برای حلقه خارجی با کنترل‌کننده PID، X_{1d} تولید و برای حلقه داخلی از کنترل‌کننده مود لغزشی بهره می‌بریم. در بخش بعدی پایداری سیستم کنترلی اثبات می‌شود.

۳-۳- اثبات پایداری

بلوک دیاگرام کلی این روش در شکل ۲ آورده شده است. ابتدا متغیرهای جدید به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$X_{1e} = X_{1d} - X_{1c} \quad (16)$$

$$X_{2e} = X_{2d} - X_{2c} \quad (17)$$

$$e_1 = k_p \cdot X_{1e} + k_i \int X_{1e} \cdot dt + k_d \cdot \dot{X}_{1e} \quad (18)$$

$$e_2 = X_{2e} + \int X_{2e} \cdot dt = S \quad (19)$$

در اینجا S سطح لغزش را نشان می‌دهد. مطلوب آن است که دینامیک خطا در حلقه خارجی به صورت $\dot{e}_1 = -k_1 \cdot e_1$ رفتار کند که در آن k_1 یک ماتریس مربعی مثبت معین (PD) با بعد سه است. تابع لیاپانوف به صورت $V = V_1 + V_2$ در نظر می‌گیریم که در آن

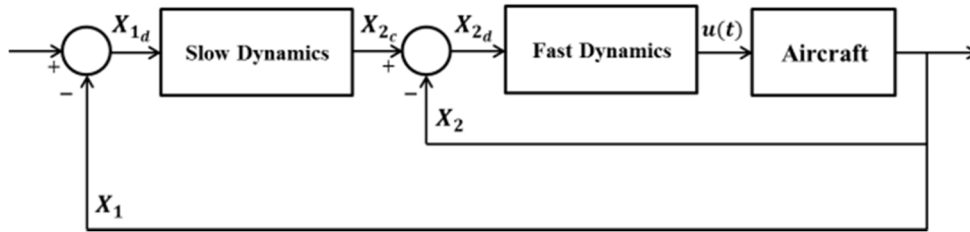
$$V_1 = \frac{1}{2} (e_1^T \cdot e_1) \quad (20)$$

$$V_2 = \frac{1}{2} S^2 \quad (21)$$

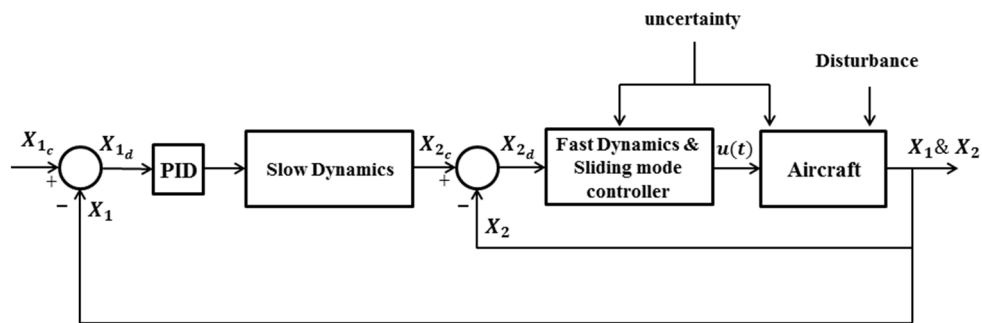
واضح است که V ، PD است. از V_1 نسبت به زمان مشتق می‌گیریم. داریم:

$$\dot{V}_1 = \frac{1}{2} (e_1^T \cdot \dot{e}_1 + \dot{e}_1^T \cdot e_1) \quad (22)$$

$$\dot{V}_1 = -e_1^T \cdot k_1 \cdot e_1 \quad (23)$$



شکل ۱- بلوک دیاگرام روش NDI



شکل ۲- بلوک دیاگرام روش پیشنهادی RINDI

$$(-k \cdot \text{sgn}(\mathbf{S}) - \Delta(x) - d(x)) \leq 0 \quad (30)$$

$$(k \cdot \text{sgn}(\mathbf{S}) + \Delta(x) + d(x)) \geq 0 \quad (31)$$

با در نظر گرفتن نامعینی‌ها به صورت جمعی، از $\zeta = \Delta(x) + d(x)$ استفاده می‌شود. بر این اساس برای محاسبه k داریم:

$$k = \sup\{\zeta\} \quad (32)$$

با توجه به پایداری همزمان حلقه‌های داخلی و خارجی، می‌توان نتیجه گرفت، سیستم کنترل حلقه بسته پایدار است.

در ادامه نحوه بدست آوردن $\sup\{\zeta\}$ تشریح می‌شود که نشان‌دهنده مقدار بیشینه تاثیر اغتشاش و نامعینی روی حالت‌های سیستم است. از آنجا که اغتشاش وارده موجب افزایش یا کاهش سرعت زاویه‌ای در محور مورد نظر می‌شود، آن را به صورت (۳۳) در نظر می‌گیریم.

$$p + \Delta p, q + \Delta q, r + \Delta r \text{ or } \Omega + \Delta\Omega \quad (33)$$

برای سرعت‌های زاویه‌ای سیستم اصلی داریم:

$$\dot{\omega}_p = \dot{\omega}_m + \zeta \quad (34)$$

چون $k_1 > 0$ ، نتیجه می‌گیریم، \dot{V}_1 منفی معین (NSD) است. با مشتق‌گیری از V_2 نسبت به زمان داریم:

$$\dot{V}_2 = \mathbf{S} \cdot \dot{\mathbf{S}} \leq -\gamma_1 \mathbf{S}^2 \quad (24)$$

چون $\gamma_1 > 0$ نیز \dot{V}_2 PD است. در ادامه، سیستم (۱۲) را به صورت (۲۵) در نظر می‌گیریم.

$$\dot{X}_2 = \hat{f}_2(X_2) + g \cdot u(t) + d(X) + \Delta(X) \quad (25)$$

که $d(X)$ اغتشاش وارد بر سیستم است با کران معلوم $|d(x)| < D$ و نامعینی مربوط به تمامی ضرایب آیرودینامیکی هواپیما در مود طولی و عرضی است. $\hat{f}_2(X_2)$ مقدار نامی از تابع $f_2(X_2)$ است. از (۲۴) و (۲) داریم:

$$\dot{\mathbf{S}} \leq -\gamma_1 \mathbf{S} \quad (26)$$

$$(\dot{X}_{2e} + X_{2e} + \gamma_1 \cdot \mathbf{S}) \leq 0 \quad (27)$$

$$(\dot{X}_{2c} - \hat{f} - g \cdot u(t) - \Delta(x) - d(x) + X_{2c} - X_2 + \gamma_1 \cdot \mathbf{S}) \leq 0 \quad (28)$$

سیگنال کنترل u را به صورت (۲۹) در نظر می‌گیریم:

$$u = g^{-1}[X_{2c} - \hat{f} + X_{2c} - X_2 + \gamma_1 \cdot \mathbf{S} + k \cdot \text{sgn}(\mathbf{S})] \quad (29)$$

پس از جایگذاری (۲۹) در (۲۸) داریم:

هرچند اندازه‌گیری مقدار (۴۳) و (۴۴) ممکن نیست، ولی مقدار بیشینه این دو رابطه با روش‌های عددی قابل محاسبه است. روال محاسبه بر این اساس است که به ازای بازه نامعینی مجاز و اغتشاش در فرضیات طراحی در هر لحظه می‌توان مقدار $\sup\{\zeta\}$ را تعیین کرد. شایان ذکر است که $\sup\{\zeta\} \leq D$. جزییات نامعینی در ضرایب آیرودینامیکی به صورت روابط (۴۵) - (۴۷) در نظر گرفته می‌شوند.

$$\Delta C_l = \Delta C_{l_0} + \Delta C_{l_\beta} \cdot \beta + \Delta C_{l_p} \cdot \left(\frac{p \cdot b}{2V_T}\right) + \Delta C_{l_r} \cdot \left(\frac{r \cdot b}{2V_T}\right) \quad (45)$$

$$\Delta C_m = \Delta C_{m_0} + \Delta C_{m_\alpha} \cdot \alpha + \Delta C_{m_{i_h}} \cdot i_h + \Delta C_{m_q} \cdot \left(\frac{q \cdot c}{2V_T}\right) + \Delta C_{m_u} \cdot \left(\frac{V_T - u_1}{V_T}\right) \quad (46)$$

$$\Delta C_n = \Delta C_{n_0} + \Delta C_{n_\beta} \cdot \beta + \Delta C_{n_p} \cdot \left(\frac{p \cdot b}{2V_T}\right) + \Delta C_{n_r} \cdot \left(\frac{r \cdot b}{2V_T}\right) \quad (47)$$

لذا قانون کنترل مانند (۴۸) بازنویسی می‌شود.

$$u = g^{-1} [X_{2c}' - \hat{f} + X_{2c} - X_2 + \gamma_1 \cdot S + \sup\{\zeta\} \cdot \text{sgn}(S)] \quad (48)$$

در ادامه با جایگذاری مقادیر مربوطه، به رابطه (۴۹) برای تلاش کنترلی می‌رسیم.

$$u = g^{-1} [X_{2c}' - \hat{f} + X_{2c} - X_2 + \gamma_1 \cdot (X_{2e} + \int X_{2e} \cdot dt) + \sup\{\zeta\} \cdot \text{sgn}(X_{2e} + \int X_{2e} \cdot dt)] \quad (49)$$

برای حذف چترینگ از لایه مرزی متغیر استفاده می‌شود. به جای تابع علامت از تابع تانژانت سیگموئید متقارن با شیب متغیر همانند رابطه (۵۰) استفاده می‌شود.

$$\text{sts} = \frac{2}{1 + e^{-a \cdot s}} - 1 \quad (50)$$

۴- تولید باقی‌مانده مقاوم مدل مرجع

در این بخش به ارائه یک راهکار برای تولید باقی‌مانده می‌پردازیم. همانطور که بیان شد، این باقی‌مانده بایستی به اغتشاش حساس و به نامعینی غیرحساس و نسبت به عیب حساس باشد. راه حل پیشنهادی برای این منظور، ارتقا کنترل‌گر پایه NDI به INDI است که به طور جداگانه برای

از طرفی برای سادگی محاسبات به جای عملگر ضرب خارجی با تبدیل بردار ω به ماتریس پادمتقارن Ω از ضرب داخلی می‌توان استفاده کرد، یعنی

$$\dot{\omega} = I^{-1}(m_B - \Omega \cdot (I \cdot \omega)) \quad (35)$$

$$\Omega = \begin{pmatrix} 0 & -\Delta r & \Delta q \\ \Delta r & 0 & -\Delta p \\ -\Delta q & \Delta p & 0 \end{pmatrix} \quad (36)$$

پس از جایگذاری (۳۳)، (۳۵) و (۳۶) در (۳۴) و جایگذاری هر متغیر بر حسب مقدار مدل و تغییرات حاصل از نامعینی و اغتشاش با علامت Δ ، رابطه (۳۷) بدست می‌آید.

$$\dot{\omega}_p = I^{-1} [(m_{Bm} + \Delta m) - (\Omega_m + \Delta \Omega) \cdot ((I_m + \Delta I) \cdot (\omega_m + \Delta \omega))] \quad (37)$$

که در آن

$$\Delta \omega = (\Delta p \quad q \Delta \quad \Delta r)^T \quad (38)$$

$$\Delta m = \begin{pmatrix} \Delta L_A \\ \Delta M_A \\ \Delta N_A \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\Delta C_l \cdot \bar{q} \cdot S \cdot b \\ \Delta C_m \cdot \bar{q} \cdot S \cdot \bar{c} \\ \Delta C_n \cdot \bar{q} \cdot S \cdot b \end{pmatrix} \quad (39)$$

با فرض این که در هر لحظه فقط به یک محور اغتشاش وارد شود، می‌توان از حاصل ضرب اغتشاش دو محور صرف نظر کرد. به عبارتی دیگر،

$$\Delta p \cdot \Delta q = \Delta p \cdot \Delta r = \Delta q \cdot \Delta r = 0 \quad (40)$$

فرض دیگر صرف نظر کردن از ضرب هر اغتشاش در خودش است؛ زیرا توان دوم یک عدد کوچک از خود همان عدد کوچک‌تر است؛ بنابراین داریم

$$\Delta p^2 = \Delta q^2 = \Delta r^2 = 0 \quad (41)$$

با بسط رابطه (۳۷) و فرضیات در نظر گرفته شده به رابطه (۴۲) می‌رسیم:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_p &= I^{-1}(m_B - \Omega_m \cdot I \cdot \omega) \\ &\quad - I^{-1}(\Omega_m \cdot I \cdot \Delta \omega + \Delta \Omega \cdot I \cdot \omega_m) \\ &\quad + \Delta I^{-1}(\Delta m - \omega \times (\Delta I \cdot \omega)) \end{aligned} \quad (42)$$

رابطه (۴۲) از سه قسمت پاسخ مدل، پاسخ به اغتشاش و پاسخ به نامعینی تشکیل شده است. قسمت پاسخ به اغتشاش را با $d(X)$ و پاسخ به نامعینی را با $\Delta(x)$ نشان می‌دهیم.

$$d(x) = -I^{-1}(\Omega_m \cdot I \cdot \Delta \omega + \Delta \Omega \cdot I \cdot \omega_m) \quad (43)$$

$$\Delta(x) = \Delta I^{-1}(\Delta m - \omega \times (\Delta I \cdot \omega)) \quad (44)$$

نامعین ولی کراندار مدل می‌شود. با توجه به همین فرض در مدل رایانه هم اغتشاش به صورت پله، ولی با دامنه معین دلخواه اعمال می‌شود. در بلوک انتخاب‌گر R ، r_0 با r_p, r_q, r_r مقایسه می‌شود. در صورتی که r_0 مشابه و حتی با دامنه نامساوی با یکی از r_p, r_q, r_r باشد، نتیجه می‌گیریم که اغتشاش، عامل تغییرات بالای ۵ درصد بوده است. در غیر این صورت اظهار نظر نمی‌توان کرد. تشخیص این تشابه در ادامه شرح خواهد داده شد. بایستی توجه داشت، اغتشاش به محور r ممکن است، مقدار حالات در دو یا حتی سه محور را تغییر دهد که در صورت تشابه یک به یک هر دو یا سه محور می‌توان گفت، r مغشوش شده است. برای مثال، اغتشاش به محور q در پرواز تریم، باعث تغییرات در همان محور q می‌شود؛ ولی اگر هواپیما در زاویه $\varphi \neq 0$ باشد، اغتشاش در محور q ممکن است، باعث اغتشاش در هر سه محور گردد. لازم به ذکر است که در سیستم FDI پیشنهادی تمامی این حالات در نظر گرفته شده است؛ زیرا به صورت برخط و بلادرنگ این اغتشاش‌ها به مدل‌های m_r, m_q, m_p داده می‌شود. الگوریتم انتخاب‌گر R و تعیین زمان مغشوش کردن مدل‌های m_r, m_q, m_p در شکل ۵ نشان داده شده است.

در شکل ۵، $r_{r_0}, r_{q_0}, r_{p_0}$ خطای بین سیستم اصلی و m_0 برای سه حالت مربوطه است. $r_{r_i}, r_{q_i}, r_{p_i}$ دارای سه بعد به ازای $i = p, q, r$ است که به ترتیب خطای سیستم اصلی با مدل‌های m_r, m_q, m_p هستند. شرح $r_{r_i}, r_{q_i}, r_{p_i}$ به طور کامل در جدول ۱ آمده است.

چون دامنه اغتشاش وارده به سیستم اصلی را نمی‌دانیم بایستی تشابه بین خطاها را پیدا کرد. وقتی دو اغتشاش از یک نوع مانند پله با دامنه‌های متفاوت به هواپیما و مدل آن وارد می‌شود، رفتاری مشابه ولی متفاوت از نظر دامنه با یکدیگر دارند. تشابه رفتار به علت نوع یکسان اغتشاش است و تفاوت در دامنه حالت‌ها به خاطر عدم اطلاع از دامنه اغتشاش وارده به هواپیما به عنوان سیستم اصلی است. ایده تشخیص تشابه بر اساس مشتق مرتبه دوم از خطاها است. مشتق مرتبه اول تنها شیب را می‌دهد که با اطمینان، شیب حالت مغشوش هواپیما با حالت مغشوش مدل مربوطه متفاوت است که این تمایز به علت دامنه‌های متفاوت آن است؛ ولی مشتق مرتبه دوم جهت تقعر منحنی‌ها را نشان می‌دهد که برای حالت مغشوش هواپیما و حالت مغشوش

سیستم اصلی و برای مدل مرجع غیرخطی طراحی می‌شوند. برای عملکرد بهتر کنترل‌کننده فرمان‌های X_{1d} و X_{2d} را اصلاح می‌کنیم. برای حلقه خارجی با استفاده از کنترل‌کننده PID، X_{1d} را تولید می‌کنیم و برای حلقه داخلی از کنترل‌کننده مود لغزشی بهره می‌بریم. در سیستم اصلی عیب، اغتشاش و نامعینی وجود دارد، ولی در مدل مرجع هیچ‌کدام از این‌ها وجود ندارد. بلوک دیاگرام تولید باقی‌مانده در شکل ۳ نشان داده شده است.

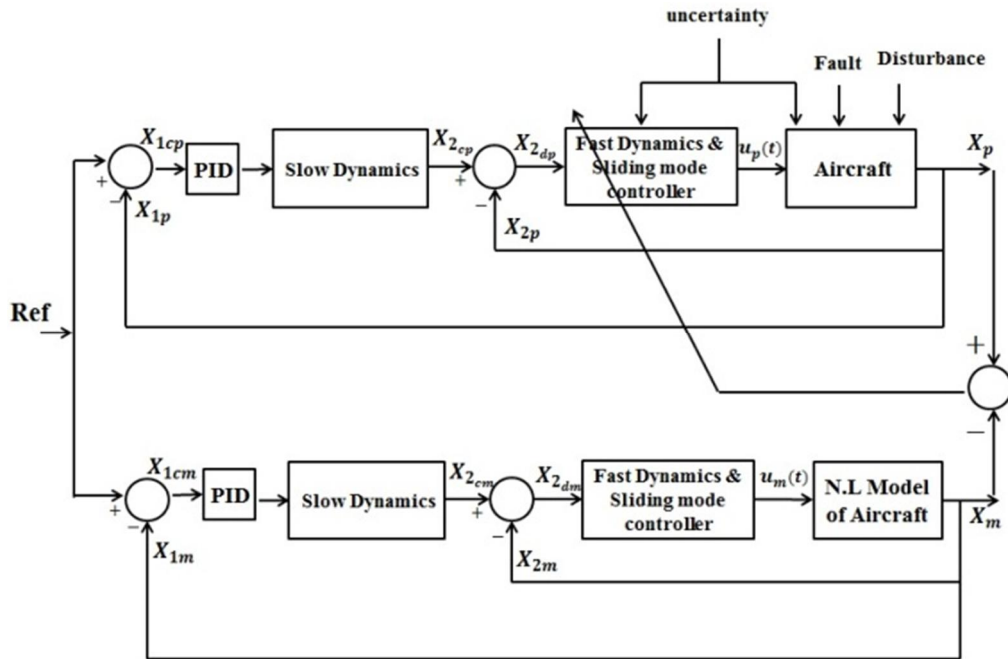
۵- طراحی FDI

برای طراحی FDI از روش مبتنی بر مدل استفاده می‌شود. از طرفی به واسطه حضور اغتشاش و عیب، برای مقادیر اندازه‌گیری شده نمی‌توان عیب را از اغتشاش تمیز داد. برای حل این مشکل، ساختار نوآورانه‌ای در شکل ۴ ارائه می‌کنیم. در این شکل، سیستم اصلی^۱ و $Model_0$ همان شکل ۲ است که باقی‌مانده مقاوم را تولید می‌کند. m_r, m_q, m_p سه مدل سالم از هواپیما هستند که در هر کدام به یکی از محورهای اغتشاش با دامنه مشخص در زمان خاص توسط رایانه در معادلات داده می‌شود. تعیین این زمان خاص در ادامه توضیح داده می‌شود. m_0 مدل ایده‌آل بدون اغتشاش و بدون عیب، m_p مدل با اغتشاش به محور p ، m_q مدل با اغتشاش به محور q و m_r مدل با اغتشاش به محور r است. سیستم اصلی و هر مدل دارای سه خروجی p, q, r هستند. در m_r, m_q, m_p بایستی معین گردد، در چه زمانی اغتشاش در روابط ریاضی توسط رایانه داده شود که این کار توسط بلوک حدس وقوع اغتشاش انجام می‌شود. روال کار این بلوک به این صورت است که سه خروجی سیستم اصلی با سه خروجی m_0 مقایسه می‌شوند. در صورتی که حتی یکی از باقی‌مانده‌های تولیدی، بیشتر از ۵ درصد مقدار متغیر مربوطه باشد؛ به این معنی است که اغتشاش یا عیب رخ داده است؛ اما هنوز نمی‌دانیم که این تغییرات بالای ۵ درصد، حاصل از اغتشاش است یا عیب. زمانی که این تغییرات آشکار می‌شود، همان زمان خاصی است که به مدل‌های m_r, m_q, m_p در رایانه، اغتشاش دلخواه با دامنه معین را اعمال می‌کنیم.

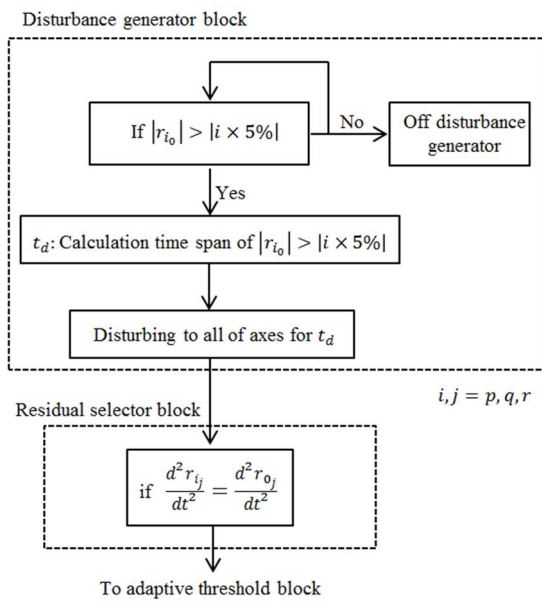
فرض شده است، اغتشاش وارد بر هواپیما مانند یک باد ناگهانی است که به صورت تقریبی با یک تابع پله با دامنه

^۱ Plant

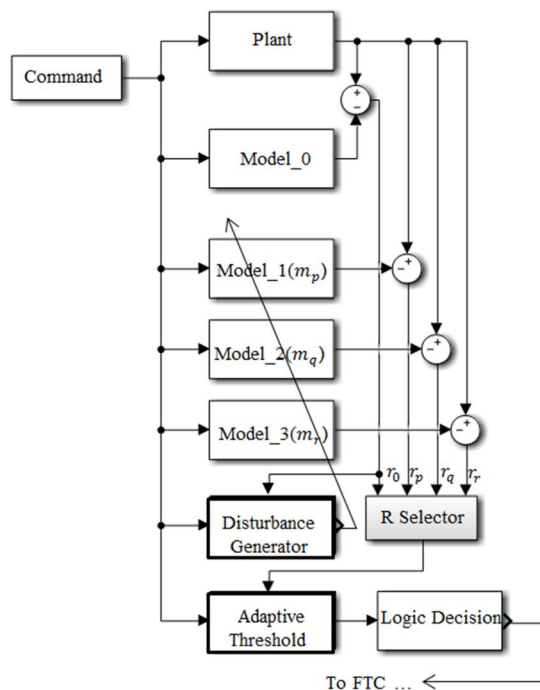
مدل مربوطه، به دو عدد یکسان می‌رسیم. برای درک بهتر، در شکل ۶ دو نمودار مربوط به حالت q مغشوش شده می‌شود. هواپیما (q_p) و حالت q مغشوش شده مدل m_q (q_{m_q}) دیده می‌شود.



شکل ۳- بلوک دیاگرام روش پیشنهادی برای تولید باقی‌مانده مقاوم



شکل ۵- الگوریتم پیشنهادی برای حدس وقوع اغتشاش



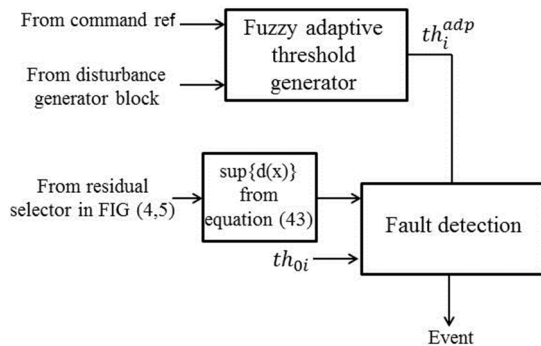
شکل ۴- الگوریتم پیشنهادی برای FDI

۵-۱- تعیین آستانه تطبیقی

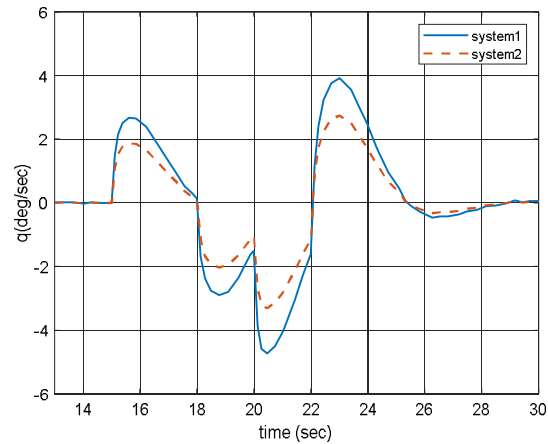
با توجه به باقی‌مانده‌های تولید شده و انتخاب باقی‌مانده مناسب توسط بلوک انتخاب‌گر باقی‌مانده^۱ بایستی آستانه‌ای را تعیین کرد که در صورت بیشتر شدن باقی‌مانده از آن، وقوع عیب تشخیص داده شود. آستانه با مقدار ثابت باعث تشخیص عیب‌های اشتباه یا عدم تشخیص عیب هنگام وقوع عیب می‌شود. این آستانه باید طوری باشد که با وقوع اغتشاش مقدارش زیاد شود تا اغتشاش را به عنوان عیب تشخیص ندهد. بدین منظور داریم:

$$th_i = th_{0i} + th_i^{adp} \quad (51)$$

که در آن اندیس i مربوط به حالت موردنظر و th_{0i} مقدار ثابت اولیه است. این مقدار ۵٪ اندازه متغیر حالت مربوطه انتخاب می‌شود. این عدد به صورت سعی و خطا و بر اساس تجربه بدست آمده است. در واقع نوسانات کوچک باقی‌مانده بر اثر نامعینی‌هایی وارد شده به سیستم است که به واسطه عدم حذف کامل توسط کنترل‌کننده مود لغزشی این نوسانات ریز در باقی‌مانده پدید می‌آید؛ زیرا در بردار کنترل به جای مقدار دقیق هر متغیر بر اثر نامعینی، مقدار بیشینه تغییر ممکن برای هر متغیر بر اساس محدوده نامعینی مجاز تعریف شده است. قسمت th_i^{adp} آستانه‌ای است که بایستی به صورت منطبق با اغتشاش وارد شده و فرمان ورودی تعیین شود. با استفاده از روش فازی مقدار این آستانه تعیین می‌شود. بلوک دیاگرام مربوط به تولید آستانه تطبیقی با روش فازی در شکل ۷ نمایش داده شده است.



شکل ۷- بلوک دیاگرام تولید آستانه تطبیقی (متغیر) فازی



شکل ۶- متغیر مغشوش q توسط دو اغتشاش مشابه ولی با دامنه متفاوت

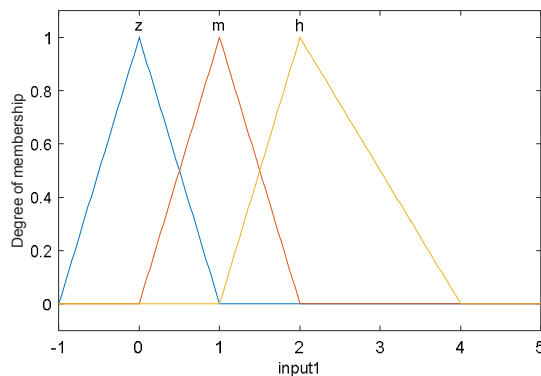
جدول ۱- تعریف باقی‌مانده‌های تولید شده

r_{pp}	خطای حالت p ، بین سیستم اصلی با مدل m_p
r_{pq}	خطای حالت q ، بین سیستم اصلی با مدل m_p
r_{pr}	خطای حالت r ، بین سیستم اصلی با مدل m_p
r_{qp}	خطای حالت p ، بین سیستم اصلی با مدل m_q
r_{qq}	خطای حالت q ، بین سیستم اصلی با مدل m_q
r_{qr}	خطای حالت r ، بین سیستم اصلی با مدل m_q
r_{rp}	خطای حالت p ، بین سیستم اصلی با مدل m_r
r_{rq}	خطای حالت q ، بین سیستم اصلی با مدل m_r
r_{rr}	خطای حالت r ، بین سیستم اصلی با مدل m_r

همان‌طور که مشهود است، مشتق مرتبه اول (شیب) غیریکسان، ولی مشتق مرتبه دوم (جهت تقعر) یکسان دارند. پس در صورت تساوی مشتق‌های مرتبه دوم آن‌ها می‌توان در خصوص این که کدام محور هواپیما مغشوش شده است، اظهار نظر کرد. در حقیقت از این قسمت در بلوک حدس اغتشاش استفاده می‌شود که این بلوک یکی از ورودی‌های مورد نیاز در قسمت تعیین آستانه تطبیقی با منطق فازی است.

¹ Residual Selector

طولی و عرضی سیستم تا اندازه $\pm 30\%$ درصد نامعینی اعمال شده است. در شکل‌های ۹ و ۱۰ هر ستون معرف یک محور است. همان‌طور که در شکل ۹ مشاهده می‌شود، در ثانیه ۱۸ عملگر را در زاویه‌ای که در همان لحظه دارد، قفل شده است و سیستم اصلی قادر به دنبال کردن فرمان ورودی ψ نیست. از طرفی به هر سه محور اغتشاش جمعی به مدت زمان یک ثانیه در زمان‌های ۳، ۱۴ و ۷ به ترتیب به محورهای x ، y و z داده شده است. بیشترین تاثیر اغتشاش در ستون اول دیده می‌شود. علت آن ممان اینرسی کمتر در این محور (x) نسبت به دیگر محورها است. کمترین اثر اغتشاش هم در ستون دوم است که ممان اینرسی در این محور (y) بالاتر از بقیه محورها است. شکل ۱۰ مراحل روش بیان شده برای تخمین اغتشاش را نشان می‌دهد. p_1 مشتق دوم متغیر p سیستم اصلی و p_2 مشتق دوم همان متغیر، ولی برای مدل مغشوش مربوطه است. به همین ترتیب، q_1 مشتق دوم متغیر q سیستم اصلی و q_2 مشتق همان متغیر برای مدل مغشوش q است. برای r_1 و r_2 هم همین تعریف را داریم. توجه شود که مدل مغشوش مربوطه همان مدل‌های ذکر شده در شکل ۴ هستند.



شکل ۸- توابع عضویت مشتق فرمان ورودی

بلوک تولید آستانه تطبیقی از دو ورودی تشکیل شده است. ورودی اول از فرمان زوایای اوپلر که توسط خلبان یا سیستم هدایت صادر می‌شود و ورودی دوم از بلوک حدس اغتشاش به این قسمت وارد می‌شود. به عبارتی دیگر، هنگامی که اغتشاش یا فرمان ورودی مرجع متغیر به سیستم اعمال می‌شود، باعث بالا رفتن مقدار باقی‌مانده می‌شود. خروجی سیستم فازی، مقدار آستانه تطبیق داده شده نسبت به این دو ورودی است.

بخش فازی این روش از شش ورودی و سه خروجی تشکیل شده است. سه ورودی اول قدر مطلق میزان تغییرات (مشتق) فرمان‌های ورودی (زوایای اوپلر مرجع) هستند. نحوه تعریف توابع عضویت ورودی اول، در شکل ۸ نشان داده شده است. باقی توابع عضویت ورودی‌های دیگر به همین روش تعریف می‌شوند. اندیس m و h به ترتیب معرف صفر، متوسط و بزرگ می‌باشند. نحوه تعیین توابع و قوانین فازی بر اساس روش‌های سعی و خطا انجام شده است.

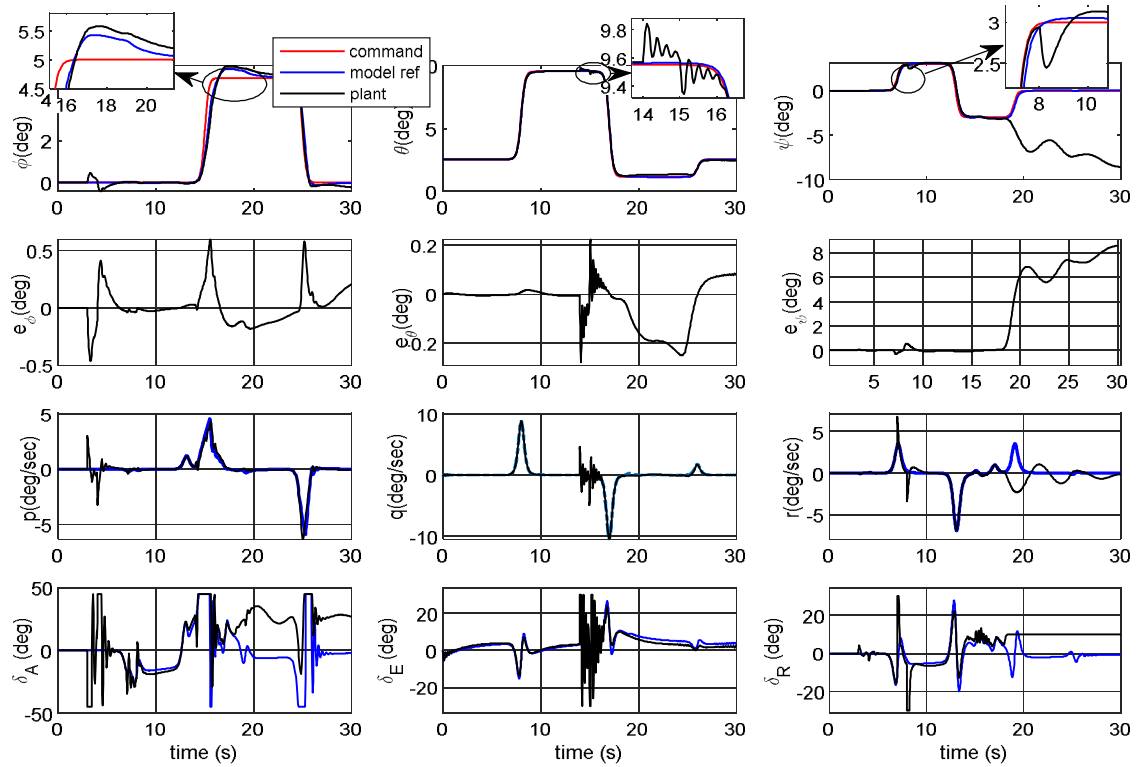
سه ورودی دوم سیستم فازی از وقوع اغتشاش ناشی می‌شود که در شکل ۵ صادر شده است. سه خروجی سیستم فازی برای آستانه تطبیقی به باقی‌مانده‌های زوایای اوپلر اختصاص داده شده است. تمامی توابع عضویت، مثلثی و از استنتاج ممدانی استفاده شده است. در جدول ۲ نحوه تعریف قوانین مربوط به فقط ورودی اول (برای اختصار) و هر سه خروجی آورده شده است.

۶- شبیه‌سازی

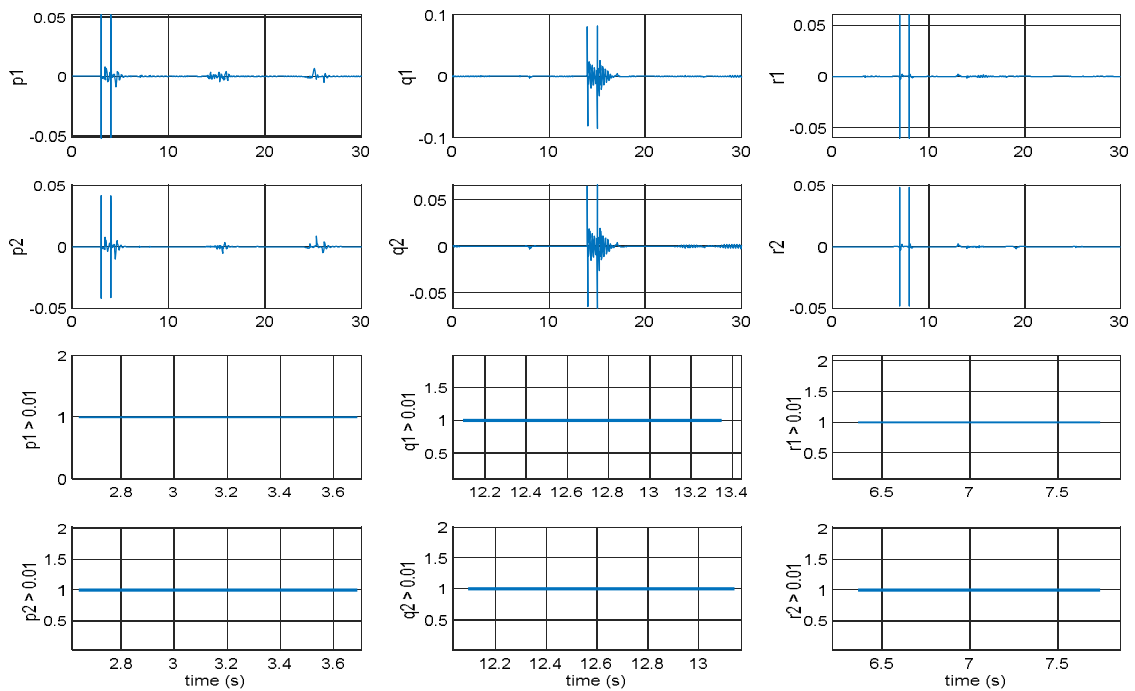
در این قسمت به شبیه‌سازی روش ذکر شده پرداخته می‌شود. عملکرد کنترل پایه طراحی شده به فرمان‌های اوپلر داده شده در شکل ۹ آورده شده است. شبیه‌سازی‌ها برای فرمان‌های مرجع متغیر انجام شده است که به صورت سیگموئیدی نرم شده‌اند. به تمامی ضرایب آیرودینامیکی

جدول ۲- نمونه‌ای از تعریف قوانین فازی

		خروجی اول، آستانه برای باقی‌مانده φ	خروجی دوم، آستانه برای باقی‌مانده θ	خروجی سوم، آستانه برای باقی‌مانده ψ
ورودی اول، قدرمطلق فرمان چرخش (رولینگ)	z	z	z	z
	m	m	z	z
	h	h	z	m



شکل ۹- شبیه سازی با اغتشاش پالس برای محور ۱ و ۳ و عیب عملگر رادر در ثانیه ۱۸



شکل ۱۰- شبیه سازی روش معرفی شده برای تخمین اغتشاش

جدول ۳- معنی و واحد متغیرها و ضرایب استفاده شده در مقاله

شرح	واحد	پارامتر	شرح	واحد	پارامتر
تغییرات گشتاور زاویه‌ای	$\text{kg.m}^2/\text{sec}^2$	\dot{H}	ضریب پسا	-	C_D
ممان اینرسی	kg.m^2	I	تغییرات ضریب پسا با زاویه حمله	1/deg	$C_{D\alpha}$
زاویه دم پایدارساز نسبت به خط افقی	deg	i_h	تغییرات ضریب پسا با زاویه پایدارساز	1/deg	C_{Dih}
بر(لیفت)	kg	L	تغییرات ضریب پسا با سرعت بدون بعد	1/deg	C_{Du}
گشتاور آیرودینامیکی حول محور X	m.kg	L_A	تغییرات ضریب پسا با زاویه الویتور	1/deg	$C_{D\delta e}$
گشتاور حاصل از پیشرانه در امتداد محور X	m.kg	L_T	ضریب گشتاور رول	-	C_l
گشتاور آیرودینامیکی حول محور X در دستگاه مختصات پایداری	m.kg	L_{As}	ضریب گشتاور رول برای زاویه سرش جانبی و انحراف سطح کنترلی صفر	-	C_{l_0}
جرم هواپیما	kg	m	تغییرات ضریب گشتاور رول با زاویه سرش جانبی	1/deg	$C_{l\beta}$
بردار گشتاورهای همه محورها در مختصات بدنه	m.kg	m_B	تغییرات ضریب گشتاور رول با نرخ رول	1/deg	C_{lp}
گشتاور آیرودینامیکی حول محور Y	m.kg	M_A	تغییرات ضریب گشتاور رول با نرخ یاو	1/deg	C_{lr}
گشتاور حاصل از پیشرانه در امتداد محور Y	m.kg	M_T	تغییرات ضریب گشتاور رول با انحراف ایلرون	1/deg	$C_{l\delta a}$
گشتاور آیرودینامیکی حول محور Y در دستگاه مختصات پایداری	m.kg	M_{As}	تغییرات ضریب گشتاور رول با انحراف رادر	1/deg	$C_{l\delta r}$
گشتاور آیرودینامیکی حول محور Z	m.kg	N_A	ضریب لیفت	-	C_L
گشتاور حاصل از پیشرانه در امتداد محور Z	m.kg	N_T	ضریب لیفت در زاویه حمله صفر	-	C_{L_0}
گشتاور آیرودینامیکی حول محور Z در دستگاه مختصات پایداری	m.kg	N_{As}	تغییرات ضریب لیفت با زاویه حمله	1/deg	$C_{L\alpha}$
سرعت زاویه‌ای حول محور X	deg/sec	p	تغییرات ضریب لیفت با زاویه پایدارساز	1/deg	C_{Lih}
نرخ سرعت زاویه‌ای حول محور X	deg/sec ²	\dot{p}	تغییرات ضریب لیفت با نرخ پیچ بدون بعد	1/rad	C_{Lq}
سرعت زاویه‌ای حول محور Y	deg/sec	q	تغییرات ضریب لیفت با سرعت بدون بعد	-	C_{Lu}
فشار دینامیکی	kg/sec ²	\bar{q}	تغییرات ضریب لیفت با تغییرات زاویه حمله بدون بعد	1/deg	$C_{L\dot{\alpha}}$

$C_{L\delta_e}$	1/deg	تغییرات ضریب لیفت با انحراف الویتور	\dot{q}	deg/sec ²	نرخ سرعت زاویه‌ای حول محور Y
C_m	-	ضریب گشتاور پیچ	r	deg/sec	سرعت زاویه‌ای حول محور Z
C_{m_0}	-	ضریب گشتاور پیچ در زاویه حمله صفر	\dot{i}	deg/sec ²	نرخ سرعت زاویه‌ای حول محور Z
C_{m_α}	1/deg	تغییرات ضریب گشتاور پیچ با زاویه حمله	S	m ²	مساحت بال
$C_{m_{i\dot{n}}}$	1/deg	تغییرات ضریب گشتاور پیچ با زاویه پایدارساز	S	-	سطح لغزش برای مود لغزشی
C_{m_q}	1/deg	تغییرات ضریب گشتاور پیچ با نرخ پیچ	T	kg	پیشرانه
C_{m_u}	-	تغییرات ضریب گشتاور پیچ با سرعت بدون بعد	u	m/sec	سرعت در راستای محور X
$C_{m_{\delta_e}}$	1/deg	تغییرات ضریب گشتاور پیچ با انحراف الویتور	\dot{u}	m/sec ²	شتاب در راستای محور X
C_n	-	ضریب گشتاور یاو	v	m/sec	سرعت در راستای محور X
C_{n_0}	1/deg	ضریب گشتاور یاو برای زاویه سرش جانبی و انحراف سطح کنترلی صفر	\dot{v}	m/sec ²	شتاب در راستای محور X
C_{n_β}	1/deg	تغییرات ضریب گشتاور یاو با زاویه سرش جانبی	V	m/sec	بردار سرعت هواپیما در امتداد هر محور
C_{n_p}	1/deg	تغییرات ضریب گشتاور یاو با نرخ رول	V_T	m/sec	برایند سرعت هواپیما
C_{n_r}	1/deg	تغییرات ضریب گشتاور یاو با نرخ یاو	\dot{V}	m/sec ²	بردار شتاب هواپیما در امتداد هر محور
$C_{n_{\delta_a}}$	1/deg	تغییرات ضریب گشتاور یاو با انحراف ایلرون	w	m/sec	سرعت در راستای محور X
$C_{n_{\delta_r}}$	1/deg	تغییرات ضریب گشتاور یاو با انحراف رادر	\dot{w}	m/sec ²	شتاب در راستای محور X
C_y	-	ضریب نیروی جانبی	X	deg or deg/sec	متغیرهای حالت (مودهای کند و تند)
C_{y_0}	-	ضریب نیروی جانبی یاو برای زاویه سرش جانبی و انحراف سطح کنترلی صفر	X_1	deg	مودهای کند
C_{y_β}	1/deg	تغییرات ضریب نیروی جانبی یاو با زاویه سرش جانبی	X_2	deg/sec	مودهای تند
C_{y_p}	1/deg	تغییرات ضریب نیروی جانبی یاو با نرخ رول	φ	deg	زاویه چرخش (رول)
C_{y_r}	1/deg	تغییرات ضریب نیروی جانبی یاو با نرخ یاو	$\dot{\varphi}$	deg/sec	نرخ زاویه چرخش (رول)
$C_{y_{\delta_a}}$	1/deg	تغییرات ضریب نیروی جانبی یاو با انحراف ایلرون	θ	deg	زاویه پیچش

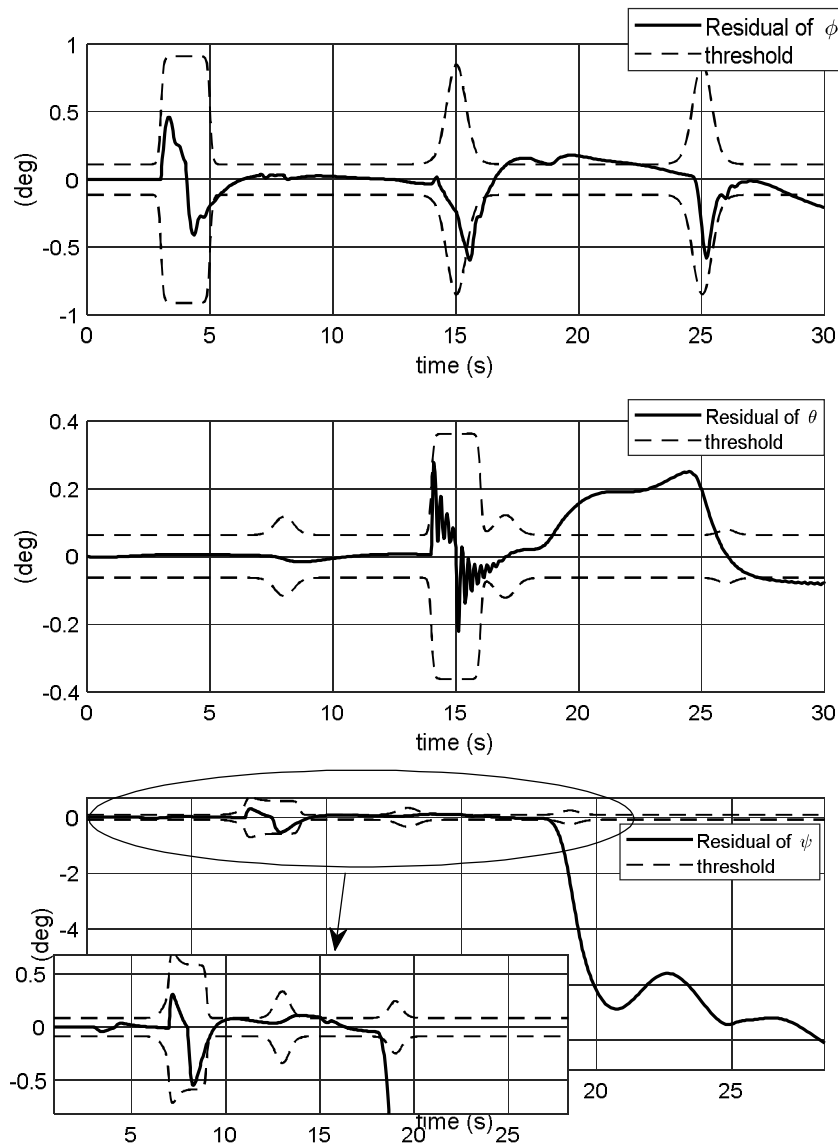
$C_{y\delta_r}$	1/deg	تغییرات ضریب نیروی جانبی یاو با انحراف رادر	$\dot{\theta}$	deg/sec	نرخ زاویه پیچش
D	-	عملگر مشتق	ψ	deg	زاویه گردش (یاو)
D^B	-	عملگر مشتق در دستگاه بدنه	$\dot{\psi}$	deg/sec	نرخ زاویه گردش (یاو)
D^I	-	عملگر مشتق در دستگاه اینرسی	α	deg	زاویه حمله
F_{A_x}	N	نیروی آیرودینامیکی در امتداد محور X در دستگاه مختصات بدنه	β	deg	زاویه سرش جانبی
$F_{A_{xS}}$	N	نیروی آیرودینامیکی در امتداد محور X در دستگاه مختصات پایداری	δ_a	deg	زاویه انحراف ایرون
F_{A_y}	N	نیروی آیرودینامیکی در امتداد محور Y در دستگاه مختصات بدنه	δ_e	deg	زاویه انحراف الوینور
$F_{A_{yS}}$	N	نیروی آیرودینامیکی در امتداد محور Y در دستگاه مختصات پایداری	δ_r	deg	زاویه انحراف رادر
F_{A_z}	N	نیروی آیرودینامیکی در امتداد محور Z در دستگاه مختصات بدنه	Δ	-	عملگر نامعینی
$F_{A_{zS}}$	N	نیروی آیرودینامیکی در امتداد محور Z در دستگاه مختصات پایداری	ω	deg/sec	بردار سرعت‌های زاویه‌ای
F_{T_x}	N	نیروی پیشرانه در جهت محور X	ω^{BI}	deg/sec	بردار سرعت‌های زاویه‌ای از دستگاه اینرسی به دستگاه بدنه
F_{T_y}	N	نیروی پیشرانه در جهت محور Y	$\dot{\omega}$	deg/sec ²	بردار نرخ سرعت‌های زاویه‌ای
F_{T_z}	N	نیروی پیشرانه در جهت محور Z	Ω	deg/sec	ماتریس پادمقارن سرعت‌های زاویه‌ای

زمان‌هایی که به سه محور اغتشاش اعمال شده است، در همان زمان‌ها آستانه نیز تغییر کرده است؛ همچنین در ثانیه ۱۸، باقی‌مانده مربوط به زاویه ψ از آستانه خارج شده است که نشان‌دهنده وقوع عیب در عملگر رادر است؛ همچنین آستانه تولیدی به صورت معکوس برای قسمت منفی باقی‌مانده در نظر گرفته می‌شود.

۷- نتیجه‌گیری

در این مقاله روش وارون دینامیک غیرخطی افزایشی مقاوم به منظور کنترل و تولید باقی‌مانده مقاوم برای هواپیمای بوئینگ-۷۴۷ ارائه شد. حذف نامعینی و اغتشاش، تولید باقی‌مانده‌های مختلف، حدس اغتشاش، تولید آستانه تطبیقی

در قسمتی که متغیرهای ذکر شده سیستم و مدل بزرگتر از عدد تجربی ۰/۰۱ باشد، عیب یا اغتشاش رخ داده است. در صورت این رخداد، به صورت "۱" منطقی ظاهر می‌شود که این امر در سطر سوم و چهارم شکل ۱۰ نشان داده شده است. پس از مقایسه زمان این دو سطر، در صورت برابری، سیستم، تشخیص وقوع اغتشاش برای محور مورد نظر را می‌دهد؛ همچنین مدت زمان اغتشاش وارده را می‌توان بدست آورد. پس از تشخیص وقوع اغتشاش نوبت به تولید آستانه تطبیقی می‌رسد. این آستانه با توجه به روش بیان شده به صورت شکل ۱۱ بدست آمده است. در این شکل آستانه در زمان‌هایی که اغتشاش رخ داده است، به صورت سیگموئیدی و در زمان‌هایی که تغییرات در فرمان ورودی داریم، به صورت سهمی تغییر کرده است. با توجه به



شکل ۱۱- آستانه تطبیقی برای ارزیابی باقی مانده

داده نشود. شبیه‌سازی‌ها نشان داد که سیستم تشخیص عیب به خوبی زمان و مکان (کدام عملگر) عیب را تشخیص می‌دهد.

۸- مراجع

[1] Simani S, Bonfè M (2004) Modelling and identification of residual generator functions for fault detection and isolation of a small aircraft. 43rd IEEE Conference on Decision and Control (CDC) (IEEE Cat. No. 04CH37601).

و تشخیص زمان و محل وقوع عیب، از موارد مورد مطالعه در این مقاله است که در آن از کنترل‌کننده PID برای حلقه خارجی و مود لغزشی در حلقه داخلی استفاده شده است. روابطی برای بدست آوردن بیشینه مقدار اغتشاش و نامعینی ممکن ارائه شد. با روش پیشنهادی، سیستم اصلی فرمان‌های ورودی را به خوبی دنبال می‌کند. علاوه بر تولید باقی‌مانده مقاوم، با توجه به تغییرات فرمان ورودی و اغتشاش به کمک منطق فازی، آستانه به گونه‌ای تطبیق داده شد که اغتشاش و تغییرات فرمان ورودی به اشتباه عنوان عیب تشخیص

- [16] Bateman F, Noura H, Ouladsine M (2011) Fault diagnosis and fault-tolerant control strategy for the aerosonde UAV. *IEEE T Aero Elec Sys* 47(3): 2119-2137.
- [17] Yang Y, Ding SX, Li L (2015) On observer-based fault detection for nonlinear systems. *Syst Control Lett* 82: 18-25.
- [18] Jiang D, et al. (2018) Particle filtering for fault diagnosis in nonlinear plants based on adaptive threshold method. in 2018 37th Chinese Control Conference (CCC).
- [۱۹] مرغوبکار عر، صدرنیا م (۱۳۹۵) طراحی و شبیه سازی سیستم تشخیص خطا برای هواپیمای بدون سرنشین مچان، به روش جایابی قطب. دومین کنفرانس بین المللی پژوهش در علوم و مهندسی.
- [20] Yu X, Fu Y, Peng X (2017) Fuzzy logic aided fault-tolerant control applied to transport aircraft subject to actuator stuck failures. *IEEE T Fuzzy Syst PP(99)*: 1-1.
- [21] Liu Y, et al. (2017) A new fault tolerant strategy for commercial aircraft based on adaptive control. *International Conference on Sensing, Diagnostics, Prognostics, and Control (SDPC)*.
- [22] Shin JY, Gregory I (2007) Robust gain-scheduled fault tolerant control for a transport aircraft. *IEEE International Conference on Control Applications Singapore* 1209-1214.
- [23] Yu B, Zhang Y (2016) Fault-tolerant control of a boeing 747-100/200 based on a laguerre function-based MPC scheme. *IFAC-PapersOnLine* 49(17): 58-63.
- [24] Richardson TS, et al. (2011) Analysis of the Boeing 747-100 using CEASIOM. *Prog Aerosp Sci* 47(8): 660-673.
- [25] Caliskan F, et al. (2009) Estimation of actuator fault parameters in a nonlinear Boeing 747 model using a linear two-stage Kalman filter. *IFAC Proceedings Volumes* 42(8): 1408-1413.
- [26] Ciobotaru B, et al. (2006) Christophe, fault tolerant control of the Boeing 747 short-period mode using the admissible model matching technique. Zhang, Hong-Yue, in *Fault Detection, Supervision and Safety of Technical Processes*, Elsevier Science Ltd: Oxford. p. 819-824.
- [27] Rosa P, et al. (2015) A mixed- μ approach to the integrated design of an FDI/FTC system applied to a high-fidelity industrial airbus nonlinear simulator. *IFAC-PapersOnLine* 48(21): 988-993.
- [28] Goupil P (2011) AIRBUS state of the art and practices on FDI and FTC in flight control system. *Control Eng Pract* 19(6): 524-539.
- [2] Chadli M, et al. (2013) H- H_{∞} fault detection filter design for discrete-time Takagi-Sugeno fuzzy system. *Automatica* 49(7): 1996-2005.
- [3] Yan K, et al. (2019) Extended state observer-based sliding mode fault-tolerant control for unmanned autonomous helicopter with wind gusts. *IET Control Theory A* 13(10): 1500-1513.
- [4] Bokor J, Balas G (2004) Detection filter design for LPV systems, a geometric approach. *Automatica* 40(3): 511-518.
- [5] Armeni S, Casavola A, Mosca E (2009) Robust fault detection and isolation for LPV systems under a sensitivity constraint. *Int J Adapt Control* 23(1): 55-72.
- [6] De Persis C, Isidori A (2001) A geometric approach to nonlinear fault detection and isolation. *IEEE T Automat Contr* 46(6): 853-865.
- [7] Gauthier JP, Kupka IA (1994) Observability and observers for nonlinear systems. *SIAM J Control Optim* 32(4): 975-994.
- [۸] رضوی ح، شهبازی و، ملک زاده م (۱۳۹۷) تاثیر وجود مشاهده گر اغتشاش روی سیستم های کنترلی با وجود اغتشاش. پنجمین کنفرانس بین المللی پژوهش های کاربردی در مهندسی برق، مکانیک و مکاترونیک. انجمن حرارتی بروندی ایران.
- [۹] عزیزآبادی ج، صدرنیا م، فاتح م (۱۳۹۳) طراحی رویتگر مود لغزشی به منظور تشخیص و جداسازی خطا در سیستم های دینامیکی غیرخطی. پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی شاهرود.
- [10] Staroswiecki M, Comtet-Varga G (2001) Analytical redundancy relations for fault detection and isolation in algebraic dynamic systems. *Automatica* 37(5): 687-699.
- [11] Guernez C, et al. (1997) Extension of parity space to non linear polynomial dynamic systems. *IFAC Proceedings Volumes* 30(18): 857-862.
- [12] Frisk E, Åslund J (2005) Lowering orders of derivatives in non-linear residual generation using realization theory. *Automatica* 41(10): 799-1807.
- [13] Sadrnia M, Chen J, Patton R (1997) Robust H_{∞}/μ observer-based residual generation for fault diagnosis. *IFAC Proceedings Volumes* 30(18): 155-161.
- [14] Alcalay G, et al. (2018) An adaptive Extended Kalman Filter for monitoring and estimating key aircraft flight parameters. *IFAC-PapersOnLine* 51(24): 620-627.
- [15] Dong Y (2019) Implementing deep learning for comprehensive aircraft icing and actuator/sensor fault detection/identification. *Eng Appl Artif Intel* 83: 28-44.

- Conference on Control and Fault-Tolerant Systems (SysTol).
- [44] Ducard G (2013) The SMAC Fault Det. and Isolation Scheme: Discussions, improvements, and application to a UAV. Conference on Control and Fault-Tolerant Systems (SysTol).
- [45] Rago C, et al. (1998) Failure detection and identification and fault tolerant control using the IMM-KF with applications to the Eagle-Eye UAV. in Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision and Control (Cat. No.98CH36171).
- [46] White A, Karimodini A (2020) Event-based diagnosis of flight maneuvers of a fixed-wing aircraft. *Reliab Eng Syst Safe* 193: 106609.
- [47] Ding S (2003) Model-based fault diagnosis in dynamic systems using identification techniques. Silvio Simani, Cesare Fantuzzi and Ron J. Patton, Springer: London, 282pp. ISBN 1-85233-685-4.
- [48] Chen J, Patton R (1999) Robust model-based fault diagnosis for dynamic systems kluwer academic publishers. Boston, Dordrecht, London.
- [49] Ding X, Frank P (1991) Frequency domain approach and threshold selector for robust model-based fault detection and isolation. in *Fault Detection, Supervision and Safety for Technical Processes*. Elsevier 271-276.
- [50] Drew MC, et al. (2020) Multi-objective gust load alleviation control designs for an aeroelastic wind tunnel demonstration wing. AIAA Scitech 2020 Forum, Orlando, FL.
- [51] Misra G, Bai X (2019) Robust disturbance observer-based control for relative attitude tracking using sum-of-squares programming. *J Guid Control Dynam* 1-8.
- [52] Yong K, Chen M, Wu Q (2020) Anti-disturbance control for nonlinear systems based on interval observer. *IEEE T Ind Electron* 67(2): 1261-1269.
- [۵۳] صباغی فرشی س، اکبری د (۲۰۱۹) کاربرد روش تداخل‌سنجی لیزری برشی در بازرسی غیر مخرب و تخمین اندازه عیوب صفحه‌ای. *مجله مکانیک سازه‌ها و شاره‌ها* ۹(۴): ۱-۱۴
- [54] Marzat J, et al. (2012) Model-based fault diagnosis for aerospace systems: a survey. *P I Mech Eng G-J Aer* 226(10): 1329-1360.
- [55] Napolitano MR, An Y, BA (2000) Seanor, A fault tolerant flight control system for sensor and actuator failures using neural networks. *Aircraft Design* 3(2): 103-128.
- [56] Hallouzi R, et al. (2006) Model weight estimation for FDI using convex fault models. *IFAC Proceedings Volumes* 39(13): 795-800.
- [29] Goupil P (2009) AIRBUS state of the art and practices on FDI and FTC. *IFAC Proceedings Volumes* 42(8): 564-572.
- [30] Zheng F, et al. (2017) Observer-based backstepping longitudinal control for carrier-based UAV with actuator faults. *J Syst Eng Electron* 28(2):322-377.
- [31] Nguyen DT, Saussie D, Saydy L (2017) Quaternion-based robust fault-tolerant control of a quadrotor UAV. *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*.
- [32] Castaneda H, et al. (2017) Extended observer based on adaptive second order sliding mode control for a fixed wing UAV. *ISA Trans* 66: 226-232.
- [33] Qi Z, et al. (2016) An active Fault-Tolerant Control method for a low-cost and fixed-wing UAV. *IEEE Advanced Information Management, Communicates, Electronic and Automation Control Conference (IMCEC)*.
- [34] Yu B, et al. (2015) MPC-based FTC with FDD against actuator faults of UAVs. *15th International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS)*.
- [35] Qian M, et al. (2015) Dynamic surface fault tolerant tracking control design for UAV with transient performance. *IFAC-PapersOnLine* 48(21): 208-213.
- [36] Merheb AR, et al. (2015) Fault severity based Integrated Fault Tolerant Controller for quadrotor UAVs. *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*.
- [37] Caliskan F, Hajiyev C (2015) Reconfigurable control of an UAV against sensor/actuator failures. *IFAC-PapersOnLine* 48(9): 7-12.
- [38] Benrezki RR, et al. (2015) Passive fault tolerant control of quadrotor UAV using a nonlinear PID. *IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics (ROBIO)*.
- [39] Avram RC, et al. (2015) IMU sensor fault diagnosis and estimation for quadrotor UAVs. *IFAC-PapersOnLine* 48(21): 380-385.
- [40] Qu Q, et al. (2014) Fault tolerant control for UAV with finite-time convergence. *26th Chinese Control and Decision Conference (2014 CCDC)*.
- [41] Zhaohui C, Noura H (2013) A composite Fault Tolerant Control based on fault estimation for quadrotor UAVs. *IEEE 8th Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA)*.
- [42] Xu Q, et al. (2013) Adaptive fault-tolerant control design for UAVs formation flight under actuator faults. *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*.
- [43] Péni T, et al. (2013) Supervisory fault tolerant control of the GTM UAV using LPV methods.

- [62] Agrawal A, et al. (2008) An adaptive fuzzy thresholding algorithm for exon prediction. IEEE International Conference on Electro/Information Technology.
- [63] Nelson RC (1998) Flight Stability and Automatic Control. McGraw-Hill Education.
- [۶۴] ساداتی ح (۱۳۹۵) طراحی سیستم تقویت کننده کنترل هواپیما با استفاده از وارون دینامیک و شبکه عصبی. نشریه علمی پژوهشی مهندسی هوانوردی ۹۷-۸۵: (۲) ۱۸.
- [65] Autenrieb J, Shin HS, Bacic M (2019) Development of a neural network-based adaptive nonlinear dynamic inversion controller for a tilt-wing VTOL aircraft. in 2019 Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems (RED UAS).
- [57] Lu P, et al. (2016) Aircraft fault-tolerant trajectory control using incremental nonlinear dynamic inversion. Control Eng Pract 57: 126-141.
- [58] Liu Z, et al. (2006) Flight control of unpowered flying vehicle based on robust dynamic inversion. 2006 Chinese Control Conference, Harbin.
- [59] Wang YC, et al. (2015) A unified approach to nonlinear dynamic inversion control with parameter determination by eigenvalue assignment. Math Probl Eng 2015.
- [60] Sun B, Van Kampen EJ (2020) Incremental model-based global dual heuristic programming with explicit analytical calculations applied to flight control. Eng Appl Artif Intel 89: 103425.
- [61] Zhang S, Meng Q (2019) An anti-windup INDI fault-tolerant control scheme for flying wing aircraft with actuator faults. ISA T 93: 172-179.