

مدل سازی و تشخیص عیب پرنده چهارموتوره دارای عیب ساختاری انحراف

هاشم آقاخانی^۱، پرهام رضائی^۲، سید موسی آیتی^{۳*} و محمد محجوب^۴

اطلاعات مقاله	چکیده
دریافت مقاله: ۱۳۹۹/۱۱/۱۶	
پذیرش مقاله: ۱۴۰۰/۰۶/۲۹	
واژگان کلیدی: پرنده چهارموتوره، عیب ساختاری، انحراف پیشرانش، مدلسازی دینامیکی، آشکارسازی عیب، محاسبه مانده.	در این پژوهش مدلسازی و تشخیص عیب دسته جدیدی از عیب‌های پرنده چهارموتوره تحت عنوان عیب ساختاری انجام شده است. عیب ساختاری مورد بررسی، انحراف محور دوران یکی از موتورهای پرنده نسبت به راستای عمود بر پرنده است. این موضوع باعث می‌شود که نیروی پیشرانش موتور دارای عیب، در راستای عمودی نباشد و فرآیند کنترل سیستم با اختلال روبرو شود. تشخیص وقوع عیب مفروض در ترکیب با روش‌های کنترلی مناسب می‌تواند از آسیب‌های بعدی به سیستم جلوگیری کند. برای تشخیص عیب سیستم، سه گام طی شده است. نخست با استفاده از روش اویلر- نیوتن، معادلات سینماتیکی و دینامیکی حاکم بر پرنده چهارموتوره معیوب به دست آمده است. در مرحله بعد برای آشکارسازی عیب، با طراحی روتینگر، تخمین متغیرهای حالت سیستم صورت می‌گیرد و در نهایت با استفاده از تعریف تابع انرژی مناسب بر اساس مانده‌ها، به کمک خروجی سیستم (حالت‌های اندازه‌گیری شده سیستم) و حالت‌های تخمینی، زمان وقوع عیب تشخیص داده می‌شود.

۱- مقدمه

پرنده چهارموتوره، وسیله پرنده‌ای است که قابلیت نشستن و برخاستن عمودی و ساختاری شبه‌صلیبی دارد. چهار موتور در چهارگوشه آن قرار دارند که دوبه‌دو، در جهت عقربه ساعت و خلاف عقربه ساعت در حال دوران هستند. چرخش زوج موتورها در خلاف جهت یکدیگر برای متعادل کردن گشتاور است. از طریق کنترل سرعت هر یک از چرخنده‌ها، می‌توان حرکات مختلفی با این وسیله انجام داد و زوایای مختلف و میزان نیروی عمودی را تنظیم نمود [۱]. پرنده‌های چهارموتوره به دلیل مزایایی مانند قدرت مانور بالا، قیمت کم، ساختار ساده و امکان تولید در ابعاد مختلف، در زمینه‌های گوناگونی مانند تصویربرداری هوایی، اطفای

حریق، بررسی‌های جوی و حمل‌ونقل کاربرد پیدا کرده‌اند. کاربرد گسترده پرنده‌های چهارموتوره در محیط‌های متنوع، آن‌ها را در معرض خطرات و حوادث مختلفی قرار داده و این سیستم را با انواع عدم قطعیت‌ها و عیوب مواجه کرده است. دینامیک غیرخطی و کوپل شده پرنده، در کنار وجود انواع عیوب و عدم قطعیت‌ها در آن، کنترل با اطمینان بالا این سیستم را به یک ضرورت تبدیل کرده است [۲]. با توجه به نکات مطرح شده، از روش‌های کنترلی مختلفی برای کنترل این سیستم دینامیکی استفاده شده است. برای مثال، کنترل بهینه یکی از روش‌های مورد توجه پژوهشگران برای تنظیم حرکت پرنده می‌باشد. در [۳] با کنترل کننده LQR حرکت پرنده کنترل شده؛ ضعف اصلی

* پست الکترونیک نویسنده مسئول: m.ayati@ut.ac.ir

۱. دانش‌آموخته کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

۲. دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

۳. دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

۴. استاد تمام، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

ردیابی موقعیت در روش سلسله مراتبی به روش معمولی یک به چهار است و روش سلسله مراتبی ردیابی دستورات کنترلی را تضمین کرده است.

با توجه به محیط‌هایی که در آن‌ها از پرنده چهارموتوره استفاده می‌شود و اهمیت عملکرد با اطمینان بالای این سیستم در حضور عیوب و عدم قطعیت‌ها، علاوه بر کنترل؛ عیب‌یابی^۴ و طراحی کنترل‌کننده تحمل‌پذیر عیب^۵، از دیگر زمینه‌های مورد توجه پژوهشگران در این حوزه هستند. به طور مشخص، عیب‌یابی بر مبنای مدل و محاسبه مانده یکی از رویکردهای اصلی در تشخیص عیب پرنده‌های بدون سرنشین است. برای تشخیص وقوع عیب موجود بر اساس مانده، که پارامتری حساس به میزان انحرافات موجود در سیستم می‌باشد، طراحی واحد محاسبه‌گر مانده نیاز است. یکی از روش‌های محاسبه این مقدار استفاده از معادلات توازن^۶ است. در این روش محاسبه‌گر مانده بر مبنای مقایسه خروجی سیستم و خروجی مدلی که موازی با سیستم قرار دارد، عمل می‌کند [۱۱]. لازم به ذکر است که با توجه به وابستگی این روش‌های تشخیص عیب به مدل دینامیکی سیستم، مبحث مدل‌سازی ریاضی سیستم‌ها یکی از نیازهای اولیه و اساسی حوزه تشخیص عیب محسوب می‌شود [۱۲]. برای نمونه در [۱۳]، نظارت بر عملکرد و سلامت حسگرهای اندازه‌گیری زوایای اوپلر یک پرنده بدون سرنشین با این روش صورت پذیرفته است. رویکرد مقاله برای تشخیص خطای عملکرد حسگرها بر اساس مقایسه اندازه خطا و سطح آستانه می‌باشد. در مقاله اشاره شده است که، این خطا باید یک خطای متغیر با زمان باشد و بایاس ثابت حسگرهای اندازه‌گیری اختلالی در عملکرد کنترل‌کننده‌های مقاوم سیستم به وجود نمی‌آورد.

برای محاسبه مانده و تشخیص عیب در پرنده‌های بدون سرنشین، رویکردهای حالات سیستم نیز به صورت گسترده به کار رفته‌اند [۱۴]. تخمین حالات سیستم با به کارگیری خروجی‌های اندازه‌گیری شده سیستم و محاسبه مانده به کمک این مقادیر، ایده اصلی تشخیص عیب به وسیله رویکرد است [۱۵]. با وجود توسعه روش‌های نوینی مانند شبکه‌های عصبی برای تخمین حالات و استفاده از این تخمین‌ها برای تشخیص خطا [۱۶]، دو نوع رویکرد تائو^۷

این روش در خطی‌سازی دینامیک سیستم حول نقطه کاری است. این امر منجر به اختلال در فرآیند کنترلی در حضور نامعینی‌ها می‌شود.

علاوه بر روش‌های کنترل خطی، تنظیم حرکت پرنده چهارموتوره با رویکرد کنترل مد لغزشی^۱ نیز صورت می‌پذیرد [۴]. این روش یک روش کنترل غیرخطی است و بنابراین، نیازی به ساده‌سازی‌های دینامیکی ندارد. در مقاله [۵]، روش کنترل مد لغزشی ترمینال بر مبنای تئوری پایداری لیاپانوف^۲ ارائه شده که با استفاده از آن، در خصوص موقعیت و زاویه انحراف، کنترل و ردیابی مناسب در حضور اغتشاش محقق گشته است. تئوری لیاپانوف به صورت مستقل نیز در طراحی و توسعه کنترل‌کننده، برای پرنده‌های بدون سرنشین به کار می‌رود. برای نمونه در [۶] بر مبنای تئوری لیاپانوف یک پرنده با شش موتور کنترل شده است. در مقاله اشاره شده، استفاده از تعداد بیشتری موتور برای پرنده، مزایایی از جمله افزایش ضریب اطمینان پرواز و افزایش قابلیت حمل بار را به همراه داشته است. همچنین، کنترل‌کننده طراحی شده، تنظیم بدون خطای ارتفاع و موقعیت پرنده را تضمین می‌نماید. رویکرد کنترل مد لغزشی ترمینال^۳ نیز، برای پرنده‌هایی با بیش از چهار موتور به کار رفته است. برای نمونه در [۷] با شکل توسعه- یافته این روش، پرنده بدون سرنشین با پنج موتور در حضور اغتشاش کنترل شده است. استفاده از این روش در مقایسه با مد لغزشی ساده، همگرایی سریع خطا را تضمین می‌نماید و مشکلات کمتری در خصوص اشباع عملگر به وجود می‌آورد.

رویکردهای کنترل غیرخطی دیگر، مانند پس‌خور خطی‌ساز برای کنترل سیستم‌هایی که با عدم قطعیت و یا اغتشاشات شدید روبرو هستند، به کار می‌روند. برای مثال در [۸]، این روش به همراه یک رویکرد غیرخطی اغتشاش، وضعیت سیستم شناور مغناطیسی را تنظیم کرده است یا در [۹] کنترل‌کننده پس‌خور خطی‌ساز و گام به عقب، برای کنترل پرواز پرنده پنج‌موتوره به کار رفته است و در [۱۰] عملکرد روش کنترلی پس‌خور خطی‌ساز ساده و پس‌خور خطی‌ساز سلسله‌مراتبی برای پرنده شش‌موتوره مقایسه شده‌اند. نتایج پژوهش نشان داده‌اند که نسبت میانگین نرم دوم خطای

⁵ Fault-Tolerant Control

⁶ Parity Equations

⁷ Tau Observer

¹ Sliding Mode Control

² Lyapunov Stability Theorem

³ Terminal Sliding Mode Control

⁴ Fault Detection

پیش‌ازاین به آن‌ها اشاره شد یا سایر مقالات این حوزه، مدل دینامیکی سیستم معیوب جدید ارائه شده در این پژوهش و یا عیب‌یابی مفروض، بررسی نشده‌اند. اهمیت عیب معرفی شده در پژوهش از آن جهت است که با توجه به فعالیت پرنده‌های چهارموتوره در فضاهای مختلف، امکان وقوع انواع حوادث از جمله برخورد با اشیاء و در نتیجه انحراف پیش‌رانش موتور پرنده وجود دارد. بنابراین، انحراف یکی از اتصالات پرنده و یا محور دوران یکی از موتورهای آن، یک رخداد محتمل است و ارائه مدل دینامیکی رفتار پرنده چهارموتوره معیوب دچار انحراف پیش‌رانش، ضروری است. مدل دینامیکی پرنده چهارموتوره معیوب، می‌تواند برای تشخیص عیب و جداسازی عیب انحراف پیش‌رانش از سایر عیوب نیز استفاده گردد. به بیان دیگر، این مدل جدید هم برای تشخیص عیب مدل‌منا قابل استفاده است و هم در کنار رویکرد جداسازی عیب مدل‌منا مناسب، می‌تواند برای تمییز دادن عیوب مختلف از یک‌دیگر استفاده شود. بر همین اساس در این پژوهش، یک روش تشخیص عیب ارائه شده است. روش مذکور، با استفاده از مقادیر تخمینی رویتگر حالت و خروجی‌های سیستم، قابلیت تشخیص عیب انحراف پیش‌رانش را فراهم می‌کند. همچنین، به منظور بررسی میزان عملکرد مستقل بخش تشخیص عیب از اندازه زوایای انحراف و اهمیت نحوه تعیین متغیرهای مرتبط با طراحی، تعدادی شبیه‌سازی در شرایط مختلف صورت پذیرفته است. نتایج این شبیه‌سازی‌ها، عملکرد مستقل واحد تشخیص عیب از موقعیت و اندازه عیب را ثابت کرده‌اند. در ادامه این نوشتار، در بخش شرح مسئله، مدل سیستم معیوب و معادلات حاکم بر آن در کنار فرآیند تشخیص عیب ارائه شده است. شبیه‌سازی‌ها در بخش بعدی بحث و بررسی شده‌اند و در بخش آخر نتایج پژوهش و گام‌های لازم برای تکمیل و بهبود آن، جمع‌بندی شده‌اند.

۲- شرح مسئله

در این پژوهش فرض شده است که یکی از موتورهای پرنده چهارموتوره در اثر یک سانحه در حین پرواز دچار عیب شده، به نحوی که محور عمود بر آن موتور، موازی با راستای عمود بر پرنده چهارموتوره نیست (شکل ۱). این موضوع باعث خواهد شد که دینامیک حاکم بر سیستم معیوب با دینامیک حاکم بر پرنده چهارموتوره تفاوت پیدا کند.

[۱۷] و فیلتر کالمن توسعه‌یافته^۱ به صورت گسترده‌تری برای تشخیص عیب در عملگرها و حسگرهای پرنده‌های بدون سرنشین استفاده شده‌اند [۱۸]. برای نمونه در [۱۹] با رویتگر غیرخطی تائو، عیب و خرابی عملگر پرنده بدون سرنشین تشخیص و تمیز داده می‌شوند. همین رویتگر، در [۲۰] عیب عملگر بالگرد بدون سرنشین را در حالت‌های فرضی متفاوت تشخیص داده است. یکی از ایرادات روش استفاده شده در این پژوهش تاخیر قابل توجه بخش تشخیص عیب است. علاوه بر این در [۲۱]، تشخیص عیب، با مجموعه‌ای از رویتگرهای کاهش مرتبه یافته انجام شده است. این رویتگرها هم وظیفه تشخیص حسگرهای معیوب را دارند و هم امکان تخمین بدون بایاس از سرعت پرنده را فراهم می‌آورند. همانطور که پیشتر توضیح داده شد، فیلتر کالمن توسعه‌یافته نیز برای تشخیص عیب در پرنده‌های بدون سرنشین استفاده می‌شود. برای نمونه در [۲۲] فرم دو مرحله‌ای این رویتگر، زمان وقوع و اندازه عیب را تشخیص داده است. در پژوهش، فرض شده که موتورهای پرنده توانایی عملکردی خود را از دست می‌دهند و مقداری کمتر از مقدار ورودی کنترلی مطلوب را به سیستم اعمال می‌نمایند. بنابراین، رویتگر مرحله اول که براساس مدل سیستم سالم توسعه یافته برای تشخیص وقوع عیب، و رویتگر مرحله دوم، برای تعیین اندازه ضریب کاهنده ورودی استفاده شده است. مقاله [۲۳] نیز با طی کردن روندی مشابه و به‌کارگیری فیلتر کالمن سه‌مرحله‌ای تطبیقی، فرآیند تشخیص وقوع عیب عملگر و اندازه آن را در حضور اغتشاشات خارجی با دقت بالایی انجام داده است.

پژوهش‌ها در زمینه پرنده‌های بدون سرنشین به تشخیص عیب و شناسایی آن محدود نشده است، بلکه روش‌های مختلف کنترلی در طراحی کنترل‌کننده تحمل‌پذیر عیب نیز برای پرنده‌های چهارموتوره به کار رفته‌اند. برای مثال در [۲۴] با روش کنترل مد لغزشی و در [۲۵] با روش کنترل تطبیقی مدل مرجع، کنترل تحمل‌پذیر عیب پرنده چهارموتوره انجام شده است. در [۲۶] برای حالتی که سرعت زاویه‌ای موتور خطا دارد و در [۲۷] برای حالتی که یکی از موتورها از کار افتاده است، کنترل‌کننده‌های مقاوم در برابر عیب طراحی شده‌اند. نکته قابل توجه آن است که، در هیچ‌یک از مقالاتی که تا

¹ Extended Kalman Filter

سه بعدی با زاویه α نسبت به محور X'_B و زاویه γ نسبت به محور Z'_B قرار گیرد (بدیهی است برای قرارگیری در $\frac{1}{8}$ مثبت از دستگاه مختصات سه بعدی سیستم می بایست با زاویه $\frac{\pi}{2} - \alpha$ نسبت به محور Y'_B قرار گیرد). به عنوان یک فرض کلیدی، محدوده تغییرات زاویه γ به صورت (۲) فرض شده است. رسیدن زاویه γ به مقداری بیش از $\frac{\pi}{2}$ از لحاظ تئوری میسر است ولی در عمل رسیدن به این زوایا بسیار نادر است از این رو در ادامه این پژوهش قید زیر برای زاویه γ لحاظ می شود.

$$0 \leq \gamma \leq \frac{\pi}{2} \quad (2)$$

در ادامه، معادلات سینماتیکی و دینامیکی حاکم بر سیستم معیوب به دست می آیند؛ برای تحقق این هدف، در گام نخست، دستگاه مختصات زمینی با علامت اختصاری $E(X, Y, Z)$ و دستگاه مختصات بدنی با علامت اختصاری $B(X, Y, Z)$ تعریف شده اند. موقعیت دستگاه بدنی که دستگاه متصل به مرکز جرم سیستم است، نسبت به دستگاه زمینی که به صورت ثابت در یک نقطه بر روی زمین فرض شده است، به وسیله بردار Γ مشخص می شود. یعنی در هر لحظه برای موقعیت مرکز جرم می توان نوشت:

$$\Gamma^E = [X \ Y \ Z] \quad (3)$$

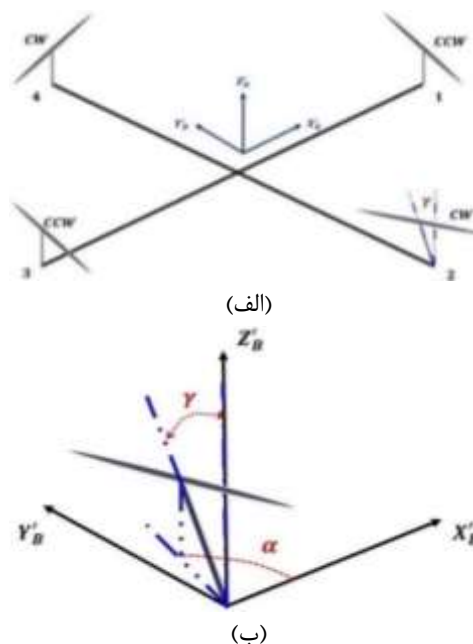
که در رابطه (۳) X و Y و Z موقعیت مکانی پرنده را نسبت به دستگاه زمینی در راستاهای دستگاه مختصات نمایش می دهند. علاوه بر این، جهت گیری سیستم در هر لحظه نسبت به دستگاه زمینی قابل بیان است و دستگاه بدنی را می توان با سه چرخش متوالی بر دستگاه زمینی منطبق نمود. زوایای دوران محورها برای انطباق دستگاه بدنی بر دستگاه زمینی، زوایای اویلر نامیده می شوند که با علامت اختصاری Θ نمایش داده می شوند.

$$\Theta^E = [\varphi \ \theta \ \psi] \quad (4)$$

در معادله فوق φ و θ و ψ موقعیت های زاویه ای در دستگاه بدنی هستند، با چرخش محورهای دستگاه بدنی مانند جدول ۱، دستگاه بدنی بر دستگاه زمینی منطبق خواهد شد. ستون سمت چپ جدول، نحوه دوران دستگاه را نشان می دهد و ستون سمت راست ماتریس دوران برای تبدیل مختصات دستگاه اولیه به دستگاه دوران یافته را تعریف می کند.

شکل (۱)، وقوع عیب در موتور شماره ۲ را نشان می دهد [۲۸]. مطابق شکل (۱) عیب سیستم به صورت انحراف زاویه محور عمود بر موتور به اندازه γ از راستای عمود بر صفحه پرنده است. به تعبیر دیگر یکی از موتورهای پرنده، دچار عیب انحراف پیشرانش شده و به صورت عمودی عمل نمی کند. این عیب به نحوی است که موتور توان خود را از دست نداده ولی محور دوران موتور در راستای عمودی نیست (شکل ۱-الف). همچنین تعریف می شود که دستگاه مختصات مجازی (X'_B, Y'_B, Z'_B) بر روی موتور دارای عیب قرار گیرد (شکل ۱-ب). همانطور که در این شکل مشخص است زاویه γ ، زاویه انحراف محور عمود بر موتور نسبت به جهت مثبت محور Z'_B است و انحراف زاویه محور موتور نسبت به جهت مثبت محور X'_B نیز برابر α است که از لحاظ تئوری این زوایا در بازه ای به صورت (۱) تغییرات دارند:

$$\begin{cases} -\pi \leq \alpha \leq \pi \\ 0 \leq \gamma \leq \pi \end{cases} \quad (1)$$



شکل ۱- مدل سازی پرنده دارای عیب انحراف پیشرانش موتور فضایی (با فرض انحراف موتور شماره ۲). الف) نحوه انحراف پیشرانش موتور شماره دو. ب) دستگاه بدنی متصل به موتور معیوب.

بدون کاسته شدن از کلیت مسئله، فرض می شود که برای هر کدام از موتورها که دارای عیب انحراف پیشرانش می شوند، این انحراف در $\frac{1}{8}$ مثبت از دستگاه مختصات

که در معادلات فوق p و q و r به ترتیب سرعت‌های چرخش حول محورهای X و Y و Z در دستگاه بدنی، پارامترهای φ و θ و ψ زوایای اویلر و ω^B بردار سرعت دورانی در دستگاه بدنی هستند. به کمک ماتریس‌های تبدیل R_θ و T_θ (ماتریس‌های نگاشت موقعیت و سرعت دورانی بین دو دستگاه مختصات)، هر بردار موقعیت و یا سرعت، قابلیت توصیف در دستگاه بدنی، زمینی و یا حتی ترکیبی از این دو دستگاه را دارد. بنابراین تا کنون، معادلات سینماتیک سیستم به‌طور کامل توسعه یافته‌اند. برای ادامه روند مدل‌سازی، دستگاه مختصات تعمیم‌یافته‌ای تعریف خواهد شد که در آن، موقعیت مکانی سیستم نسبت به دستگاه زمینی و جهت‌گیری و موقعیت زاویه‌ای سیستم نسبت به دستگاه بدنی سنجیده می‌شود. این دستگاه مختصات دارای مزیت‌های زیر است:

*ماتریس اینرسی نسبت به زمان متغیر نیست.
*از مزیت تقارن جسم می‌توان برای ساده‌سازی معادلات استفاده کرد.

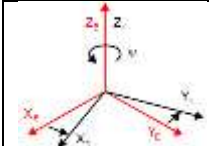
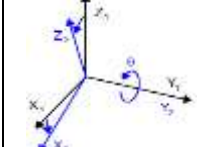
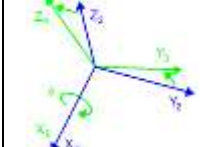
*این مختصات برای کنترل موقعیت مکانی سیستم مناسب‌تر است، زیرا موقعیت مکانی نسبت به دستگاه زمینی مشخص می‌شود.

با توجه به مزیت‌های دستگاه ترکیبی، در ادامه فرض‌هایی که در توسعه معادلات دینامیکی سیستم در این دستگاه فرض شده‌اند، بیان می‌شوند:

- ۱- نقصی در موتور شماره f پیش آمده‌است که ممکن است مقادیر آن ۱، ۲، ۳، ۴ باشند.
- ۲- مرکز دستگاه مختصات بدنی بر روی مرکز جرم پرنده واقع شده و بعد از بروز نقص، مرکز جرم جسم تغییر نکرده است.
- ۳- محورهای دستگاه مختصات بدنی بر محورهای اصلی ممان دوم اینرسی جسم واقع شده‌اند و بعد از بروز نقص محورهای ممان اینرسی تغییر نکرده‌اند.

با در نظر گرفتن فرضیات فوق، در ادامه سعی خواهد شد تا معادلات دینامیکی سیستم به دست آیند. در این معادلات، F^E و T^E به ترتیب نیرو و گشتاور محاسبه شده از دید ناظر ثابت بر روی زمین و F^B و T^B نیرو و گشتاور محاسبه شده از دید ناظر ثابت بر روی پرنده می‌باشند. با استفاده از قانون دوم نیوتن برای کمیت‌های خطی سیستم، می‌توان نوشت:

جدول ۱- دوران دستگاه مختصات و ماتریس دوران متناظر

	$R(\psi, Z_B) = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$
	$R(\theta, Y_B) = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & \sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix}$
	$R(\varphi, X_B) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\varphi) & -\sin(\varphi) \\ 0 & \sin(\varphi) & \cos(\varphi) \end{bmatrix}$

در جدول ۱، $R(\psi, Z_B)$ و $R(\theta, Y_B)$ و $R(\varphi, X_B)$ ماتریس‌های دورانی هستند که بردار دستگاه بدنی فرضی را به دستگاه زمینی نگاشت می‌کنند. بر اساس این جدول، می‌توان ماتریس دوران را توسعه داد و به کمک آن هر مختصاتی را در دستگاه بدنی به مختصات دستگاه زمینی تبدیل کرد. این ماتریس با R_θ نمایش داده می‌شود و از حاصل ضرب ماتریس‌های دوران هر یک از محورها در یک‌دیگر با به‌کارگیری معادله (۵) قابل محاسبه است.

$$R_\theta = R(\psi, Z) R(\theta, Y) R(\varphi, X) \quad (5)$$

ماتریس دوران (R_θ) ، یک ماتریس متعامد یکه است، بنابراین، معکوس آن با ترانزپوز آن برابر است. با توجه به این نکته می‌توان نوشت:

$$\begin{cases} \text{vector}^E = R_\theta \times \text{vector}^B \\ \text{vector}^B = R_\theta^T \times \text{vector}^E \end{cases} \quad (6)$$

در رابطه (۶)، vector^E و vector^B می‌توانند هر بردار موقعیت فرضی در دستگاه بدنی و زمینی باشند. بعد از مشخص شدن نحوه ارتباط بین بردار موقعیت در دستگاه بدنی و زمینی، نکته حائز اهمیت دیگر نحوه محاسبه سرعت دورانی به کمک زوایای اویلر در دستگاه بدنی است. در ادامه رابطه بین سرعت دورانی در دستگاه بدنی و زوایای اویلر بیان شده‌است:

$$\begin{cases} \omega^B = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = T_\theta^{-1} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \\ T_\theta^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & \cos(\theta) & \cos(\theta) \sin(\varphi) \\ 0 & -\sin(\theta) & \cos(\theta) \cos(\varphi) \end{bmatrix} \end{cases} \quad (7)$$

$$C_H = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{zz}r & -I_{yy}q \\ 0 & 0 & 0 & -I_{zz}r & 0 & I_{xx}p \\ 0 & 0 & 0 & I_{yy}q & -I_{xx}p & 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

M_H یک ماتریس ثابت و قطری است که نشان دهنده تأثیر جرم و اینرسی در معادلات دینامیکی سیستم است. ماتریس C_H مرتبط با اثر کریولیس (گریز از مرکز) بر روی سیستم و ζ بردار سرعت در دستگاه ترکیبی است. Λ نیز اثرات خارجی مؤثر بر سیستم را مدل می کند.

در ادامه این معادلات کلی برای توصیف دینامیک حاکم بر سیستم معیوب استفاده خواهند شد. برای تفسیر دقیق دینامیک پرنده، لازم است نیروها و گشتاورهای مؤثر بر سیستم مدل سازی شوند. از این رو سعی خواهد شد، تفسیری جامع از عبارت Λ در معادله (۱۱) ارائه شود. مجموع نیروها و گشتاورهای مؤثر بر سیستم که در مدل سازی در نظر گرفته شده اند عبارت اند از:

- (۱) اثر نیرو و گشتاور موتورها (۲) اثر نیروی گرانش
- (۳) اثر ژيروسکوپی (۴) نیروها و گشتاورهای آئرو دینامیکی
- در گام اول برای به دست آوردن معادله حاکم بر نیرو و گشتاور تولیدی سیستم معیوب، فرض می شود که مقدار گشتاور و نیروی پیشرانش هر موتور در پرنده چهارموتوره به صورت زیر محاسبه می شوند:

$$T_i = b\Omega_i^2 \quad (15)$$

$$\tau_i = d\Omega_i^2 \quad (16)$$

که در معادله های (۱۵) و (۱۶)، b ضریب پیشرانش با واحد نیوتن در مجذور ثانیه $(N \cdot s^2)$ ، d ضریب پسا با واحد نیوتن متر مجذور ثانیه $(N \cdot m \cdot s^2)$ ، Ω_i سرعت هر موتور برحسب رادیان بر ثانیه $(\frac{rad}{s})$ ، T_i نیروی تولیدشده به وسیله هر موتور برحسب نیوتن (N) و τ_i گشتاور تولیدشده به وسیله هر موتور برحسب نیوتن متر $(N \cdot m)$ هستند. با در نظر گرفتن دینامیک حاکم بر سیستم معیوب و تصویر کردن مؤلفه نیروی موتور معیوب در راستاهای مختلف، نتایج زیر برای مقدار گشتاور و نیروی وارد بر سیستم در جهات مختلف حاصل می شود:

$$F_x = T_f \sin(\gamma) \cos(\alpha) \quad (17)$$

$$F_y = T_f \sin(\gamma) \sin(\alpha) \quad (18)$$

$$\begin{aligned} m\dot{I}^E &= F^E \\ (\dot{I}^E &= R_\theta V^B, F^E = R_\theta F^B, \dot{R}_\theta = R_\theta \omega^B) \\ m(\dot{V}^B + \omega^B \times V^B) &= F^B \end{aligned} \quad (8)$$

در رابطه (۸)، m جرم پرنده برحسب کیلوگرم، \dot{I}^E و V^B سرعت های خطی در دستگاه زمینی و بدنی برحسب متر بر ثانیه $(\frac{m}{s})$ ، \dot{I}_E و \dot{V}_B شتاب های خطی پرنده دستگاه های اینرسی و بدنی برحسب متر بر مجذور ثانیه $(\frac{m}{s^2})$ ، \dot{R}_θ تغییرات زمانی ماتریس دوران و علامت ضرب نشان دهنده ضرب خارجی هستند. علاوه بر این، براساس قانون اوپلر برای کمیت های دورانی سیستم می توان نوشت:

$$\begin{aligned} I\dot{\theta}^E &= \tau^E \\ (\dot{\theta}^E &= T_\theta \omega^B, \tau^E = T_\theta \tau^B, \dot{T}_\theta = T_\theta \omega^B) \\ \omega^B \times (I\omega^B) + I\dot{\omega}^B &= \tau^B \end{aligned} \quad (9)$$

در معادلات فوق، I ماتریس اینرسی پرنده برحسب نیوتن متر مجذور ثانیه $(N \cdot m \cdot s^2)$ ، و $\dot{\theta}^E$ و $\dot{\omega}^B$ شتاب زاویه ای پرنده در دستگاه های اینرسی و بدنی برحسب رادیان بر مجذور ثانیه $(\frac{rad}{s^2})$ هستند. با توجه به روابط (۸) و (۹)، دستگاه معادلات کلی را می توان برای سیستمی با شش درجه آزادی، به صورت رابطه (۱۰) بازنویسی کرد:

$$\begin{bmatrix} m \times I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V}^B \\ \dot{\omega}^B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega^B \times (mV^B) \\ \omega^B \times (I\omega^B) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F^B \\ \tau^B \end{bmatrix} \quad (10)$$

در معادله (۱۰)، $I_{3 \times 3}$ ماتریس همانی سه درسه و $0_{3 \times 3}$ ماتریسی است که همه درایه های آن صفر هستند. لازم به ذکر است که معادله (۱۰) درباره همه اجسام صلب مشابه صدق می کند، زیرا معادلات تا این لحظه صرفاً براساس قانون نیوتن و اوپلر توسعه داده شده اند. معادله (۱۰) برای سادگی بیشتر در دستگاه مختصات ترکیبی به صورت زیر قابل بازنویسی است:

$$M_H \zeta + C_H \zeta = \Lambda \quad (11)$$

که پارامترها در عبارت فوق به صورت زیر تعریف می شوند:

$$\zeta = [(\dot{I}^E)^T (\omega^B)^T]^T = [\dot{X} \dot{Y} \dot{Z} p q r]^T \quad (12)$$

$$M_H = M_B = \begin{bmatrix} m \times I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$u_{\varphi} = \sum_{i=1}^2 bl(-1)^i c_{f_{2i}} \Omega_{2i}^2 - d \Omega_f^2 \sin(\gamma) \cos(\alpha) \quad (26)$$

$$u_{\theta} = \sum_{i=1}^2 bl(-1)^i c_{f_{2i-1}} \Omega_{2i-1}^2 - d \Omega_f^2 \sin(\gamma) \sin(\alpha) \quad (27)$$

$$u_{\psi} = \sum_{i=1}^4 d(-1)^i c_{f_i} \Omega_i^2 + c_{f_5} bl \Omega_f^2 \sin(\gamma) \quad (28)$$

شکل بسته معادلات (۲۳)-(۲۸) نیز نسبت به دستگاه بدنی به صورت زیر خلاصه می شود:

$$U_B(\Omega, f) = E_{BF} f \bar{\Omega}^2 \quad (29)$$

$$\bar{\Omega}^2 = [0 \quad 0 \quad \Omega_1^2 \quad \Omega_2^2 \quad \Omega_3^2 \quad \Omega_4^2]^T$$

در معادله (۲۹)، $U_B(\Omega, f)$ اثر نیرو و گشتاورهای تولیدی موتورها را در دستگاه بدنی مدل می کند. برای محاسبه آن نیاز به در اختیار بودن مقدار ماتریس های E_{BF} و f که مرتبط با موقعیت و اندازه عیب هستند، می باشد. این مقادیر از جدول ۳ استخراج می شوند. همچنین این اثر در دستگاه ترکیبی به صورت رابطه (۳۰) بازنویسی می شود:

$$E_H = E_{Hf} f \bar{\Omega}^2 = R E_{BF} f \bar{\Omega}^2 \quad (30)$$

که در معادله (۳۰)، ماتریس R که برای نگاشت از دستگاه بدنی به زمینی لازم است، به صورت زیر تعریف شده است:

$$R = \begin{bmatrix} R_{\theta} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (31)$$

بعد از گشتاور و نیروی تولیدی موتورها، نیروی مؤثر دیگر بر سیستم، نیروی گرانش است که در راستای محور Z در مختصات ترکیبی وارد می شود. در خصوص نیروی گرانش نیز می توان نوشت:

$$G_H = [F_G^E \quad 0_{1 \times 3}]^T \quad (32)$$

$$F_G^E = [0 \quad 0 \quad -mg]$$

در معادله فوق G_H متناظر با اثر گرانشی وارد بر سیستم معیوب در دستگاه ترکیبی و F_G^E بردار نیروی گرانش در نسبت به دستگاه زمینی است. اثر ژيروسکوپی عامل مؤثر دیگر بر دینامیک سیستم است. این اثر در پرنده چهارموتوره به علت سرعت دورانی پره ها ایجاد می شود و به دلیل چرخش حول محورهای مختصات علاوه بر محور Z ، در سیستم معیوب این اثر شدیدتر بروز می نماید. بنابراین، بر اساس تئوری این عامل با رابطه (۳۳) مدل شده است:

$$F_z = c_{f_1} T_1 + c_{f_2} T_2 + c_{f_3} T_3 + c_{f_4} T_4 \quad (19)$$

$$u_{\varphi} = l(-c_{f_2} T_2 + c_{f_4} T_4) - \tau_f \sin(\gamma) \cos(\alpha) \quad (20)$$

$$u_{\theta} = l(-c_{f_1} T_1 + c_{f_3} T_3) - \tau_f \sin(\gamma) \sin(\alpha) \quad (21)$$

$$u_{\psi} = \sum_{i=1}^4 (-1)^i c_{f_i} \tau_i + c_{f_5} T_f l \sin(\gamma) \quad (22)$$

در روابط فوق، l برابر با فاصله مرکز جرم پرنده تا مرکز هر موتور و زیر نویس f مربوط به موتور دارای نقص است و بر اساس این که کدام موتور نقص داشته باشد، ممکن است هر کدام از مقادیر ۱، ۲، ۳، ۴ را اختیار کند. F_z و F_y ، F_x نیرو در راستاهای محور مختصات هستند. T_f ، T_f و Ω_f نیز به ترتیب نیرو، گشتاور و سرعت موتور دارای نقص می باشند. u_{φ} گشتاور حول محور X ، u_{θ} گشتاور حول محور Y و u_{ψ} گشتاور حول محور Z هستند. مقادیر c_{f_i} نیز که ضرایب مرتبط با عیب می باشند، بر اساس جدول ۲ مشخص می شوند.

جدول ۲- ضرائب اصلاح مرتبط با عیب انحراف زاویه پیشران

موتوردوران

موتور معیوب	c_{f_1}	c_{f_2}	c_{f_3}	c_{f_4}	c_{f_5}
۱	$\cos(\gamma)$	۱	۱	۱	$-\sin(\alpha)$
۲	۱	$\cos(\gamma)$	۱	۱	$\cos(\alpha)$
۳	۱	۱	$\cos(\gamma)$	۱	$\sin(\alpha)$
۴	۱	۱	۱	$\cos(\gamma)$	$-\cos(\alpha)$

نکته قابل توجه در خصوص معادلات (۱۷) الی (۲۲) آن است که با فرض عدم بروز نقص و به تبع آن عدم انحراف محور دوران موتور نسبت به محور عمود بر سیستم، این روابط همان معادلات حاکم بر پرنده سالم را نتیجه می دهند. در ادامه، رابطه مستقیم بین سرعت دورانی موتورهای پرنده معیوب با نیرو و گشتاورهای تولید آن از طریق جایگذاری معادلات (۱۵) و (۱۶) در مجموعه روابط (۱۷) الی (۲۲) به صورت زیر استخراج شده است.

$$F_x = b \Omega_f^2 \sin(\gamma) \cos(\alpha) \quad (23)$$

$$F_y = b \Omega_f^2 \sin(\gamma) \sin(\alpha) \quad (24)$$

$$F_z = b \sum_{i=1}^4 c_{f_i} \Omega_i^2 \quad (25)$$

جدول ۳- ضرائب اصلاح معادلات پرنده چهارموتوره معیوب

موتور معیوب	E_{f1}	E_{f2}	f	c_f
۱	0	-bl	$f = \begin{bmatrix} \sin(\gamma)\cos(\alpha) & 0 & 0 & 0 \\ \sin(\gamma)\sin(\alpha) & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$	$c_f = [\cos(\gamma) \quad 1 \quad 1 \quad 1]$
۲	bl	0	$f = \begin{bmatrix} 0 & \sin(\gamma)\cos(\alpha) & 0 & 0 \\ 0 & \sin(\gamma)\sin(\alpha) & 0 & 0 \end{bmatrix}$	$c_f = [1 \quad \cos(\gamma) \quad 1 \quad 1]$
۳	0	bl	$f = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \sin(\gamma)\cos(\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & \sin(\gamma)\sin(\alpha) & 0 \end{bmatrix}$	$c_f = [1 \quad 1 \quad \cos(\gamma) \quad 1]$
۴	-bl	0	$f = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \sin(\gamma)\cos(\alpha) \\ 0 & 0 & 0 & \sin(\gamma)\sin(\alpha) \end{bmatrix}$	$c_f = [1 \quad 1 \quad 1 \quad \cos(\gamma)]$
$E_{Bf} = \begin{bmatrix} b & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & b & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & b & b & b & b \\ -d & 0 & 0 & -bl & 0 & bl \\ 0 & -d & -bl & 0 & bl & 0 \\ E_{f1} & E_{f2} & -d & d & -d & d \end{bmatrix}$			$f = \begin{bmatrix} f_1 & f_3 & f_5 & f_7 \\ f_2 & f_4 & f_6 & f_8 \\ c_{f1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & c_{f2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & c_{f3} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & c_{f4} \end{bmatrix}$	
$f = \begin{bmatrix} f_1 & f_2 & f_3 & f_4 \\ f_5 & f_6 & f_7 & f_8 \end{bmatrix}$			$c_f = [c_{f1} \quad c_{f2} \quad c_{f3} \quad c_{f4}]$	

عامل وابسته به سرعت دورانی است که در هر دو دستگاه بدنی و ترکیبی نسبت به یک مرجع سنجیده می‌شود، بنابراین، اثر ژیرسکوپی در مختصات ترکیبی به کمک روابط (۳۶) توصیف می‌شود.

$$O_{Hf}' = O_{Bf}' \quad (36)$$

آخرین نیروی مؤثر بر سیستم نیز نیروی ناشی از اثرات آنرودینامیکی است. در این پژوهش اثرات آنرودینامیکی در دستگاه بدنی به شکل رابطه (۳۷) مدل سازی شده‌اند. باید توجه داشت که این نیرو مقاومت هوا در برابر حرکت جسم را مدل سازی می‌کند.

$$F_H^{aero} = - \begin{bmatrix} K_f I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & K_t l \times I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \\ p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (37)$$

در رابطه (۳۷)، K_f و K_t ضرایب مقاومت هوا (ضرایب پسا) بوده و به عواملی مختلفی از جمله سطح مؤثر جسم، سرعت پرواز و چگالی هوا بستگی دارند. در نهایت براساس آنچه شرح داده شد، فرم بسط داده شده معادله (۱۱) براساس نیروها و گشتاورهای مؤثر بر سیستم به صورت (۳۸) قابل بازنویسی است.

$$M_H \dot{\zeta} + C_H \zeta = G_H + O_{Hf}' + E_H + F_H^{aero} \quad (38)$$

$$O_{Bf}'(v) = \underline{\omega}^B \times (J_{TP} \underline{\Omega})$$

$$\underline{\omega}^B = p \hat{i} + q \hat{j} + r \hat{k}$$

$$\underline{\Omega} = \Omega_f \sin(\gamma) [\cos(\alpha) \hat{i} + \sin(\alpha) \hat{j}] + \sum_{i=1}^4 (-1)^{i+1} c_{fi} \Omega_i \hat{k} \quad (33)$$

$$O'_{Bf}(v) = J_{TP} \cdot mat. \begin{bmatrix} \Omega_f \sin(\gamma) \cos(\alpha) \\ \Omega_f \sin(\gamma) \sin(\alpha) \\ c_{f1} \Omega_1 \\ c_{f2} \Omega_2 \\ c_{f3} \Omega_3 \\ c_{f4} \Omega_4 \end{bmatrix} \quad (34)$$

$$mat = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -r & q & -q & q & -q \\ r & 0 & -p & p & -p & p \\ -q & p & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (35)$$

همانطور که در روند فوق مشخص است، مقدار نیروی ژیرسکوپی مؤثر بر سیستم در دستگاه بدنی (O_{Bf}') براساس سرعت دورانی بازنویسی شده به فرم برداری ($\underline{\Omega}$) و ممان اینرسی جرمی (J_{TP}) با رابطه (۳۴) قابل محاسبه است. این رابطه در دستگاه بدنی توسعه داده شده‌است ولی همین نتایج در دستگاه ترکیبی نیز صادق هستند، زیرا این

بازنویسی می‌شوند، سپس به کمک معادلات بازنویسی شده و رویتگر، حالات سیستم تخمین زده می‌شوند. نهایتاً با تعریف مانده و به کمک مقایسه حالت‌های اندازه‌گیری شده و تخمینی، وقوع عیب تشخیص داده می‌شود. بنابر آنچه پیشتر توضیح داده شد، می‌توان اثر ناشی از نقص در نیروها و گشتاورهای تولیدی موتور را به صورت معادله (۴۰) بازنویسی کرد:

$$f\bar{\Omega}^2 = \begin{bmatrix} \Omega_f^2 \sin(\gamma) \cos(\alpha) \\ \Omega_f^2 \sin(\gamma) \cos(\alpha) \\ (1 + (\cos(\gamma) - 1)\delta(f - 1))\Omega_1^2 \\ (1 + (\cos(\gamma) - 1)\delta(f - 2))\Omega_2^2 \\ (1 + (\cos(\gamma) - 1)\delta(f - 3))\Omega_3^2 \\ (1 + (\cos(\gamma) - 1)\delta(f - 4))\Omega_4^2 \end{bmatrix}$$

where: $\begin{cases} \delta(x) = 1 & \text{if } x = 0 \\ \delta(x) = 0 & \text{O.W} \end{cases}$

$$f\bar{\Omega}^2 \triangleq U_1^2 + \Omega_f^2 A_F F \quad (40)$$

با طی روندی مشابه مراحل فوق، تأثیر عیب در اثر ژیرسکوپی نیز به صورت رابطه (۴۱) قابل بیان است:

$$\rightarrow f\hat{\Omega} \triangleq U_1 + \Omega_2 A_F F \quad (41)$$

لازم به ذکر است که در معادلات (۴۰) و (۴۱) بردارهای F ، U_1 و ماتریس A_F به شکل زیر تعریف می‌شوند:

$$F \triangleq \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \end{bmatrix} \triangleq \begin{bmatrix} \sin(\gamma)\cos(\alpha) \\ \sin(\gamma)\sin(\alpha) \\ \cos(\gamma) - 1 \end{bmatrix} \quad (42)$$

$$U_1 \triangleq [0 \quad 0 \quad \Omega_1 \quad \Omega_2 \quad \Omega_3 \quad \Omega_4]^T$$

$$U_1^2 \triangleq [0 \quad 0 \quad \Omega_1^2 \quad \Omega_2^2 \quad \Omega_3^2 \quad \Omega_4^2]^T$$

$$A_F \triangleq \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \delta(f - 1) \\ 0 & 0 & \delta(f - 2) \\ 0 & 0 & \delta(f - 3) \\ 0 & 0 & \delta(f - 4) \end{bmatrix} \quad (43)$$

بنابراین، می‌توان معادله دینامیکی حاکم بر سیستم دارای نقص را در مختصات ترکیبی به صورت زیر بازنویسی کرد:

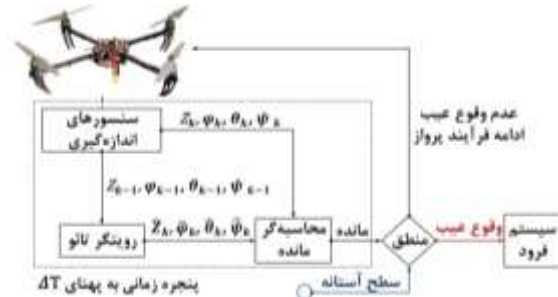
$$\dot{\zeta} \triangleq I(\zeta, U_1) + J(\zeta, \Omega_f, F) \quad (44)$$

با توجه به معادله (۴۴)، سیستم را در حالت کلی می‌توان بر اساس جمع دو عبارت، شامل دینامیک پرنده بدون عیب $I(\zeta, U_1)$ ، که تابعی از متغیرهای حالت و سرعت موتورها

معادله فوق را نیز می‌توان به صورت زیر ساده‌سازی کرد:

$$\dot{\zeta} = M_H^{-1}(-C_H \zeta + G_H + O_{Hf}' + E_{Hff} \bar{\Omega}^2 + F_H^{aero}) \quad (39)$$

به عنوان جمع‌بندی، لازم به ذکر است که در این بخش، دینامیک حاکم بر سیستم معیوب مدل‌سازی شد. معادله (۳۹) این دینامیک را توصیف می‌کند و با استفاده از آن می‌توان شکل فضای حالت معادلات دینامیکی پرنده چهارموتوره معیوب را بدست آورد. عیب ساختاری پس از مدل‌سازی دینامیک حاکم، گام بعدی این پژوهش آشکارسازی عیب انحراف پیشرانس موتور برای پرنده چهارموتوره است. تشخیص عیب انحراف پیشرانس به کمک دینامیک حاکم بر سیستم معیوب و با تعریف مانده و استفاده از رویتگر تاؤ صورت می‌پذیرد. دیاگرام بلوکی ارائه شده در شکل (۲) نحوه اجرای فرآیند تشخیص عیب در این سیستم را نمایش داده‌است. براساس این روند، در هر گام زمانی ارتفاع و زوایای اویلر اندازه‌گیری می‌شوند، سپس این مقادیر برای تخمین حالات سیستم در رویتگر استفاده می‌شوند، حالات تخمینی رویتگر و پارامترهای اندازه‌گیری شده سیستم، وارد بخش محاسبه‌گر مانده می‌شوند و براساس مقدار مانده محاسبه شده، واحد منطق سیستم، وقوع یا عدم وقوع عیب را مشخص می‌نماید.



شکل ۲- روند نمای تشخیص عیب، متشکل از واحدهای اندازه‌گیر و رویتگر

با کمی دقت در معادله (۳۹) می‌توان دریافت که، عیب مفروض در معادلات دینامیکی سیستم، مؤلفه‌های مربوط به اثر ژیرسکوپی و نیروها و گشتاورهای تولیدی موتور را تغییر داده‌است. علاوه بر این، نوع تغییر ایجاد شده در پارامترها به شماره موتور معیوب بستگی دارد. به طور مشخص، در جدول ۲ و جدول ۳ پارامترهای مرتبط، براساس اینکه عیب در کدام یک از موتورها رخ داده است، ذکر شده‌اند. در ادامه، ابتدا معادلات دینامیکی سیستم

$$A^T P + PA - C^T C + \delta C^T P = 0 \quad (۴۹)$$

در معادله (۴۹)، δ پارامتری مثبت است و به صورتی تعیین می گردد که حل معادله فوق ماتریسی مثبت معین را نتیجه دهد.

بعد از تخمین حالات سیستم به کمک رویتگر، در این بخش با تعریف مانده و محاسبه سطح آستانه برای سیستم، وقوع یا عدم وقوع عیب مشخص می گردد. روابط زیر براساس نتایج ارائه شده در مقاله [۲۹] بسط داده شده اند. در ابتدا فرض می شود که رابطه زیر در خصوص خروجی صادق است.

$$\begin{aligned} \dot{y}_i(t) &= H_{i,1}(t, x) \\ \dot{y}_i(t) &= H_{i,2}(t, x) \\ &\vdots \end{aligned} \quad (۵۰)$$

$$y_i^{(r_i)}(t) = H_{i,r_i}(t, x, g(t, \eta), F(t, x)) \quad \forall r_i \leq n, i = 0, 1, \dots, k$$

در عبارت فوق r_i درجه نسبی، η بردار حالت های سیستم، x برداری شامل ورودی ها و حالت های سیستم، $g(t, \eta)$ تابع نامعینی های دینامیکی و $F(t, x)$ بردار مرتبط با عیب هستند. همچنین، خروجی های سیستم شامل ارتفاع و زوایای اویلر می باشد. با توجه به معادله (۵۰) مشخص است که تأثیر عیب و عدم قطعیت تنها در معادله آخر ظاهر می شود. همچنین فرض می شود که قسمت سمت راست معادله (۵۰) را می توان به صورت (۵۱) بازنویسی کرد. اثبات این موضوع با توجه به امکان بازنویسی معادلات سیستم به صورت جمع یک بردار مرتبط با عیب و یک بردار مستقل از عیب در عمل در قسمت های پیشین ارائه گردیده است.

$$H_{i,r_i}(\cdot) \triangleq H_{i,r_i}^1(t, x) + H_{i,r_i}^2(t, x)(g(t, \eta) + F(t, x)) \quad (۵۱)$$

در رابطه (۵۱)، بردارهای H^1 و H^2 و Y چنین تعریف می شوند:

$$H^1(\cdot) \triangleq \left(H_{1,r_1}^1(t, x), H_{2,r_2}^1(t, x), \dots, H_{k,r_k}^1(t, x) \right)^T$$

$$Y(t) \triangleq \left(y_1^{(r_1)}(t), y_2^{(r_2)}(t), \dots, y_k^{(r_k)}(t) \right)^T \quad (۵۲)$$

$$H^2(\cdot) \triangleq \left(H_{1,r_1}^2(t, x), H_{2,r_2}^2(t, x), \dots, H_{k,r_k}^2(t, x) \right)^T$$

در این پژوهش، روش استفاده شده برای آشکارسازی عیب، بر پایه تحلیل افزونگی بر اساس اطلاعات در دسترس است؛ یعنی بر اساس خروجی اندازه گیری شده و تخمین

است و تابع دوم $J(\zeta, \Omega_f, F)$ ، که مرتبط با متغیرهای حالت، سرعت موتور دارای عیب و بردار F که نمایانگر عیب انحراف پیشران است، نوشت.

اکنون با فرض کوچک بودن زوایای اویلر، سرعت زاویه ای پرنده با نرخ زوایای اویلر برابر در نظر گرفته می شود و متغیرهای حالت سیستم به صورت زیر انتخاب می شوند:

$$\begin{cases} \eta_1 = x \\ \eta_2 = y \\ \eta_3 = z \\ \eta_4 = \varphi \\ \eta_5 = \theta \\ \eta_6 = \psi \end{cases}, \begin{cases} \eta_7 = \dot{x} \\ \eta_8 = \dot{y} \\ \eta_9 = \dot{z} \\ \eta_{10} = \dot{\varphi} \\ \eta_{11} = \dot{\theta} \\ \eta_{12} = \dot{\psi} \end{cases} \quad (۴۵)$$

$$\eta \triangleq [\eta_1 \ \eta_2 \ \eta_3 \ \eta_4 \ \eta_5 \ \eta_6 \ \eta_7 \ \eta_8 \ \eta_9 \ \eta_{10} \ \eta_{11} \ \eta_{12}]^T$$

با این انتخاب، می توان معادله (۴۴) را به صورت معادله (۴۶) بازنویسی کرد:

$$\begin{cases} \dot{\eta} \triangleq I(\eta, U_1) + J(\eta, \Omega_f, F) \\ \chi = C\eta = [\eta_3 \ \eta_4 \ \eta_5 \ \eta_6]^T \end{cases} \quad (۴۶)$$

در رابطه فوق، C ماتریسی ثابت و χ خروجی سیستم است.

۲-۱- طراحی رویتگر

فرم فضای حالت معادلات حاکم بر پرنده چهارموتوره معیوب به صورت رابطه (۴۶) بیان شده است. به عنوان گام بعدی از رویتگر تائو ارائه شده در مرجع [۲۹] برای تخمین حالات سیستم استفاده می شود. برای استفاده از این رویتگر باید شرایط زیر صادق باشد:

- ۱- سیستم دینامیکی رؤیت پذیر باشد.
- ۲- شروط مربوط به لپشیتز محلی بودن و مشتق پذیری برقرار باشند.

با فرض برقراری شروط فوق برای پرنده چهارموتوره سالم که بارها در مراجع به اثبات رسیده است، رویتگر به صورت زیر تعریف می شود:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\eta}} &= A\hat{\eta} + BU + h(\hat{\eta}, U) + K(\chi - \hat{\chi}) \\ \hat{\chi} &= C\hat{\eta} \end{aligned} \quad (۴۷)$$

در معادله (۴۷)، ماتریس های A و B ماتریس های سیستم پرنده چهار موتور سالم، و $\hat{\eta}$ و $\hat{\chi}$ بردارهای تخمینی حالت و خروجی هستند. همچنین، K بهره رویتگر است که با معادله (۴۸) محاسبه می شود:

$$K = P^{-1}C^T \quad (۴۸)$$

ماتریس P در رابطه (۴۸) حل معادله لیاپانوف است که به صورت (۴۹) تعریف می گردد.

بخش تشخیص‌گر عیب کاهش می‌یابد. از طرف دیگر، کاهش طول پنجره زمانی می‌تواند حساسیت بالای واحد تشخیص عیب را در پی داشته باشد. این حساسیت بالا، ممکن است باعث ارسال پیام اشتباه در مورد وقوع عیب شود. بنابراین، می‌توان گفت که انتخاب این پارامتر یک مسئله با دو وجه متعارض است و انتخاب طول پنجره زمانی باید به نحوی باشد که همزمان سرعت عمل و دقت واحد تشخیص را تضمین کند. در شبیه‌سازی‌های اصلی پژوهش، طول پنجره زمانی برابر با $0/5$ ثانیه انتخاب شده است. در برخی شبیه‌سازی‌ها طول این پنجره افزایش یافته تا اثرات سوء آن بر سرعت واحد تشخیص نشان داده شود.

با استفاده از معادله (۵۶)، برای آستانه رخ دادن عیب می‌توان عبارت (۵۷) را نوشت که در آن \mathcal{E}^* بر اساس نرم اختلاف مقادیر اولیه متغیرهای حالت و تخمین آن‌ها (ρ^*) و مقادیر μ_1 ، μ_2 ، k_1 و سایر پارامترهای مثبت، به کمک معادله (۵۸) قابل محاسبه است.

$$J_{th,RMS} = \sup_{\substack{|g| \leq \gamma_1 \eta + \gamma_2 \\ |x - \hat{x}| \leq \mathcal{E}^*, F(t,x)=0}} J_{RMS} \quad (57)$$

$$\mathcal{E}^* = \left[\left(\frac{\mu_2 \rho^{*2}}{\mu_1} + \frac{\alpha_2 |\hat{x}(0)|^2}{\mu_1} + \frac{\mu_2^2 \gamma_2^2}{\mu_1 b k_1} \right) \right]^{1/2} \quad (58)$$

در خصوص نحوه انتخاب سطح آستانه با استفاده از روابط (۵۷) و (۵۸)، باید اشاره کرد که براساس داده‌های تعدادی شبیه‌سازی و رویکرد تعیین کمترین بیشینه تابع در محدوده همسایگی مفروض خطای تخمین (\mathcal{E}^*)، این انتخاب صورت پذیرفته است. برای این منظور، ضرایب طراحی به نحوی تعیین شده‌اند که مقدار \mathcal{E}^* برابر با ۱۳ باشد. براساس نتایج، مقدار سطح آستانه ($J_{th,RMS}$) در این شرایط برابر با ۶۰۰۰ انتخاب خواهد شد. بررسی چنین محدوده وسیعی از خطای تخمین برای محاسبه مقدار معادله (۵۷)، با مسئله نوع عیب موجود در سیستم توجیه می‌گردد. این عیب ساختاری، دینامیک پرنده را تحت تأثیر قرار می‌دهد و به سرعت نسبت به حالت سالم پروازی منحرف می‌کند. بنابراین، انتخاب چنین سطح آستانه‌ای با توجه به نوع عیب موجود توجیه‌پذیر است.

در نهایت براساس روابط توسعه یافته و سطح آستانه انتخاب شده، رخ دادن و یا ندادن عیب به‌وسیله عبارت منطقی (۵۹) قابل بیان است:

$$\begin{cases} J_{RMS} \leq J_{th,RMS} & \Leftrightarrow \text{No Alarm, } \mathcal{F}_0 \\ J_{RMS} \geq J_{th,RMS} & \Leftrightarrow \text{Alarm, } \mathcal{F}_1 \end{cases} \quad (59)$$

متغیرهای حالت سیستم، سلامت و یا نقص آن تشخیص داده می‌شود. تعریف می‌شود که F_0 بیانگر حالتی است که عیب $F(t, x)$ در سیستم رخ نداده و F_1 بیانگر حالتی است که عیب $F(t, x)$ در سیستم رخ داده است. بنابراین، عبارات منطقی (۵۳) در مورد سیستم صادق است.

$$\begin{cases} \mathcal{F}_0 \Leftrightarrow \dot{x} = A(t, x) + Bv + g(t, \eta) \wedge y = h(x) \\ \mathcal{F}_1 \Leftrightarrow \dot{x} \neq A(t, x) + Bv + g(t, \eta) \vee y \neq h(x) \end{cases} \quad (53)$$

اکنون مانده به صورت معادله (۵۴) تعریف می‌شود:

$$\hat{R}(t) = Y(t) - \mathbf{H}^1(t, \hat{x}) = \begin{pmatrix} y_1^{(r_1)}(t) - H_{1,r_1}^1(t, \hat{x}) \\ y_2^{(r_2)}(t) - H_{2,r_2}^1(t, \hat{x}) \\ \vdots \\ y_k^{(r_k)}(t) - H_{k,r_k}^1(t, \hat{x}) \end{pmatrix} \quad (54)$$

باید به این نکته اشاره کرد، که در توسعه روابط فوق، به صورت ضمنی فرض شده است که دو قید زیر بر معادلات (۵۰) و (۵۱) حاکم هستند.

$$\begin{cases} |\mathbf{H}^1(t, x) - \mathbf{H}^1(t, \hat{x})| \leq H_1^+ |x - \hat{x}| \\ |\mathbf{H}^2(t, x)| \leq H_2^+ |x| \\ \forall t \geq 0, \forall x \in \mathbb{R}^{n+m} \end{cases} \quad (54)$$

قیود موجود در معادله (۵۴) با توجه به محدود بودن دامنه ورودی‌های کنترلی و پیوستگی دینامیک حاکم بر پرنده قابل اثبات است. در این اثبات می‌توان نشان داد که مقدار $H_{i,r_i}^1(t, x)$ برابر با ۱ و مقدار $H_{i,r_i}^2(t, x)$ تابعی پیوسته با دامنه و برد محدود مرتبط با حالت‌ها و ورودی‌های سیستم خواهد بود. این توابع به سادگی براساس دینامیک سیستم معیوب قابل استخراج هستند.

مانده تعریف شده براساس رابطه (۵۴)، می‌تواند مقادیر منفی اتخاذ کند و روند عیب‌یابی را مختل نماید. برای حل این مشکل، تابع انرژی نسبت به مانده به صورت رابطه (۵۶) اصلاح می‌شود.

$$J_{RMS}(t) = \left(\frac{1}{\Delta T} \int_{t-\Delta T}^t |\hat{R}(\tau)|^2 d\tau \right)^{1/2} \quad (56)$$

در معادله فوق، ΔT عرض پنجره زمانی است که بر اساس نوع سیگنال به دست می‌آید. در این پژوهش، بررسی‌هایی بر روی اثرات انتخاب این مقدار بر عملکرد واحد تشخیص عیب، صورت پذیرفته است. مطابق با انتظار، مشخص شده است که در صورت افزایش طول پنجره زمانی، سرعت

عملکرد واحد تشخیص عیب، حالت متفاوت معیوب بودن موتور شماره ۱ نیز بررسی شده است. لازم به تذکر است که در شبیه سازی های مختلف، سعی شده است تا مقادیر زوایای فضایی انحراف پیشرانس موتور پرنده به نحوی انتخاب شوند که عملکرد واحد تشخیص عیب برای انحرافات جزئی و بزرگ راستای محور موتور مقایسه گردد. همچنین، براساس نتایج تجربی موجود در [۳۰]، در شبیه سازی ها نویز اندازه گیری با واریانس ۰/۱ متر بر مجذور ثانیه ($\frac{m}{s^2}$) به خروجی های سیستم اعمال گردیده است. نتایج بحث شده در ادامه این پژوهش، عملکرد واحد تشخیص عیب در حضور عیب را اثبات می کند.

جدول ۵- حالت های متفاوت بررسی شده برای وقوع عیب

شبه سازی	شماره موتور معیوب	α	γ
اول	۲	۱۰°	۱۵°
دوم	۲	بدون انحراف	۵°
سوم	۲	۳۰°	۱۵°
چهارم	۱	۵°	۸°

در جدول ۵ مقدار انحراف نسبت به راستای X برابر با α و انحراف نسبت به محور Z برابر با γ فرض شده است. در ادامه نتایج شبیه سازی ها برای حالات متفاوت وقوع عیب بحث شده اند. در شکل های (۳) الی (۷)، وضعیت سیستمی که در ثانیه بیستم حرکت خود دچار عیب انحراف پیشرانس ۱۰ درجه ای نسبت به راستای مثبت محور Z و ۱۵ درجه ای نسبت به راستای مثبت محور X شده، بررسی گردیده است. در شکل (۳)، می توان نحوه تغییر موقعیت و حرکت پرنده را بعد از وقوع عیب رؤیت کرد. این شکل، موقعیت پرنده در فضای سه بعدی در طول زمان را نشان می دهد، علاوه بر این، مطابق شکل های (۴) الی (۵)، حالات تخمینی تا پیش از وقوع عیب با دقت بالایی حالات اصلی سیستم را تخمین زده اند و در شکل (۶) نیز مقدار مانده تا پیش از وقوع عیب کمتر از مقدار حدی تعیین کننده وقوع عیب است. بعد از وقوع عیب، حالات سیستم اصلی از حالات تخمینی فاصله می گیرند و مقدار مانده نیز از حد مجاز بیشتر می شود و وقوع عیب تشخیص داده می شود. در واقع انحراف محور موتور یا به تعبیر کلی تر وقوع عیب، منجر به انحراف بین تخمین و مقدار اصلی حالات می شود. مطابق با شکل ۷، در این حالت عیب مفروض با سرعت قابل قبولی در ثانیه ۲۰/۳۴ توسط واحد تشخیص عیب سیستم، شناسایی گشته است.

عبارت منطقی (۵۹) به این معناست که اگر مقدار تابع انرژی در هر لحظه (J_{RMS}) از مقدار سطح آستانه تابع انرژی ($J_{th,RMS}$) بیشتر شود، پیام وقوع عیب به بخش کنترل پرنده چهارموتوره ارسال می شود، در غیر این صورت سیستم سالم فرض می شود.

برای گزارش زمان وقوع عیب توسط واحد تشخیص، دو فرض دیگر به مجموعه روابط (۵۹) اعمال شده است. نخست آنکه، بعد از عبور مقدار مانده از سطح آستانه، این مقدار نباید به زیر این سطح بازگردد. فرض دوم، لزوم باقی ماندن سیگنال عیب برای ۰/۲ ثانیه بالای این سطح جهت مخابره پیغام وقوع عیب می باشد. این دو فرض برای جلوگیری از گزارش زمان وقوع فراجش در سیگنال تشخیص عیب به عنوان لحظه تشخیص، به مجموعه روابط اعمال شده اند. در این بخش مفاهیم نظری مرتبط با واحد تشخیص عیب ارائه شدند. در بخش بعدی نتایج حاصل از شبیه سازی ها براساس مدل و روش تشخیص، ارائه خواهند شد.

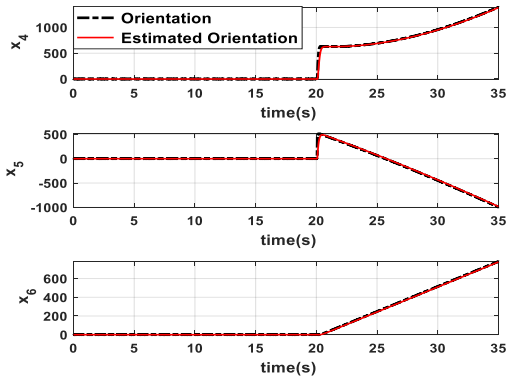
۳- شبیه سازی نتایج

در این قسمت نتایج حاصل از شبیه سازی های کامپیوتری ارائه شده اند، پیش از هر چیز لازم به ذکر است که مقادیر پارامترهای سیستم مطابق جدول ۴ در نظر گرفته شده اند.

جدول ۴- مقادیر پارامترها برای مدل سازی

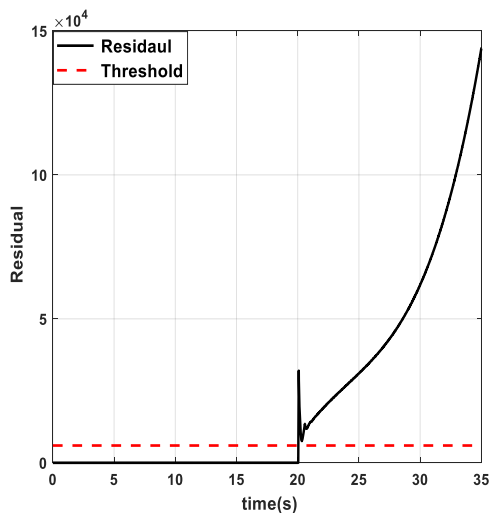
پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار
g	$9/81 (\frac{m}{s^2})$	I_{xx}	$0/04 (kg.m^2)$
l	$40 (cm)$	I_{yy}	$0/04 (kg.m^2)$
m	$1 (kg)$	I_{zz}	$0/08 (kg.m^2)$
K_f	$0/01$	J_{TP}	$10/4 \times 10^{-5} (kg.m^2)$
K_t	$0/012$	b	$5/42 \times 10^{-5} (kg.m)$
f	۱ یا ۲	d	$1/1 \times 10^{-6} (kg.m^2)$
T_f	$20 (s)$		

در اینجا فرض شده است که عیب مفروض در ثانیه ۲۰ اتفاق افتاده است. شبیه سازی ها برای چهار حالت متفاوت اجرا شده و شرایط متناظر با آن ها به صورت خلاصه در جدول ۵ ارائه شده اند. مطابق با جدول، بررسی ها برای دو حالت اصلی وقوع عیب در موتور شماره ۲ و وقوع عیب در موتور شماره ۱ صورت پذیرفته اند. در شرایط وقوع عیب در موتور شماره ۲، سه دسته زاویه متفاوت فضایی برای میزان انحراف محور دوران موتور در نظر گرفته شده و برای ارزیابی



شکل ۵- مقایسه جهت‌گیری فضایی سیستم (مشکی) و تخمین جهت‌گیری فضایی (قرمز) سیستم (شبیه‌سازی اول)

تشخیص عیب از طریق مقایسه اندازه مانده محاسبه شده و مقدار تعیین شده برای حد مجاز آن صورت می‌پذیرد. باید اشاره کرد که مقدار سطح آستانه براساس تحلیل مانده برابر با ۶۰۰۰ واحد انتخاب شده‌است. تا پیش از وقوع عیب، بخش محاسبه‌گر مانده هیچ عیبی در سیستم تشخیص نداده، یا به بیانی دیگر مقدار مانده از سطح بیشینه مجاز (قرمز-خط‌چین) کمتر بوده‌است. در شکل (۷) به وضوح نشان داده شده که تا پیش از وقوع عیب مقدار مانده از مقدار حدی کمتر بوده‌است. بعد از وقوع عیب، مقدار مانده افزایش ناگهانی پیدا کرده‌است و مطابق با این شکل در لحظه ۲۰/۳۹ ثانیه، عیب تشخیص داده شده‌است. این تشخیص سریع و دقیق عیب می‌تواند به همراه کنترل‌کننده مناسب سیستم و یا در کنار یک سیستم جانبی حفاظتی، از آسیب‌های بعدی به پرنده جلوگیری نماید.

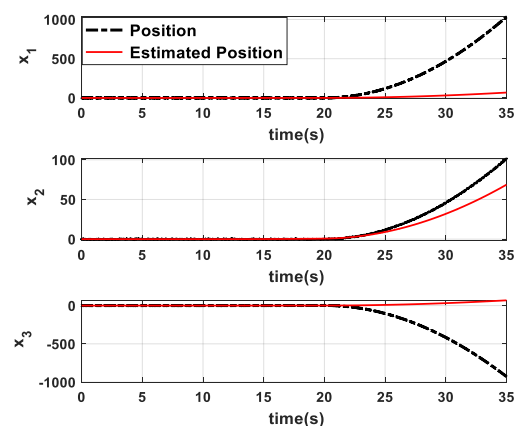


شکل ۶- مقدار مانده (مشکی-توپر) و مقدار حدی مجاز مانده (قرمز-خط‌چین) نسبت به زمان برای تشخیص وقوع عیب (شبیه‌سازی اول)



شکل ۳- موقعیت پرنده چهارموتوره در فضای سه بعدی بعد از انحراف پیشرانش موتور (شبیه‌سازی اول)

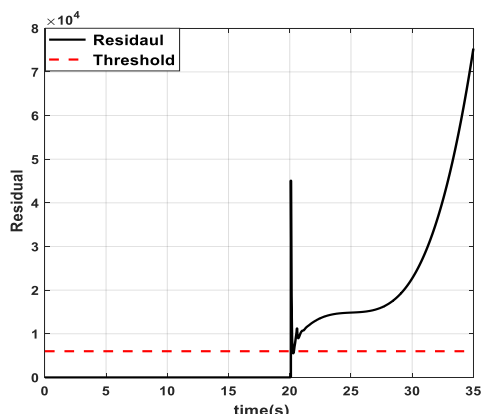
همانطور که پیشتر اشاره شد، در شکل‌های (۳) الی (۵)، مقایسه موقعیت مکانی و زاویه‌ای پرنده‌چهار موتوره و تخمین آن‌ها با فرض وقوع عیب انحراف پیشرانشی مطابق با شبیه‌سازی اول جدول ۵ در ثانیه بیستم پرواز، ارائه شده‌اند. حالات تخمینی براساس مدل سیستم سالم تخمین زده می‌شوند و این موضوع توجیه‌کننده انحراف حالت تخمینی از مقدار اصلی حالت‌ها بعد از وقوع عیب است. در خصوص تخمین زوایا اویلر نیز با توجه به فرض اندازه‌گیری این زوایا توسط حسگرهای سیستم و اصلاح تخمین حالات به کمک همین اندازه‌گیری‌ها، رؤیتگر بعد از وقوع عیب، عملکرد دقیق‌تری از خود نشان داده‌است و خطای بین جهت‌گیری فضایی اصلی و تخمینی کمتر از همین خطا در خصوص موقعیت مکانی سیستم است.



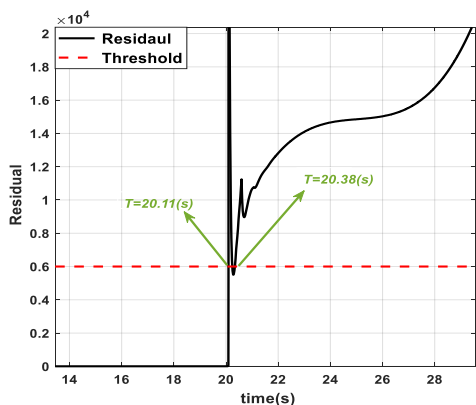
شکل ۴- مقایسه موقعیت سیستم (مشکی-خط‌چین) و موقعیت تخمینی (قرمز-توپر) سیستم (شبیه‌سازی اول)

در شکل (۶)، وضعیت مقدار مانده محاسبه شده براساس انحراف بین حالات اندازه‌گیری شده و حالات تخمینی نمایش داده شده‌است.

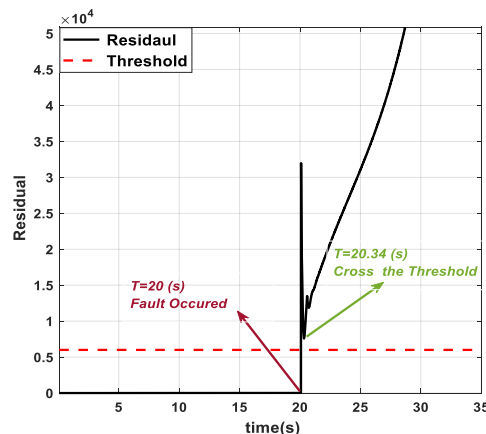
منجر به کاهش میزان انحراف حالات تخمینی و اصلی سیستم می‌شود. این مسئله از شکل‌های (۸) و (۹) که به ترتیب موقعیت و جهت گیری فضایی تخمینی و اصلی پرنده را نشان می‌دهند، قابل استنباط است. به بیان دیگر، انحراف کمتر محور دوران، منجر به محدودتر کردن حالات اصلی سیستم معیوب و کاهش خطای تخمین شده است. این موضوع از شکل‌های (۱۰) و (۱۱) که مقدار مانده محاسبه شده را نشان می‌دهند نیز قابل دریافت است. در واقع با توجه به این امر که کاهش مقدار انحراف موتور باعث کاهش اختلاف بین دینامیک حاکم بر سیستم معیوب و سالم می‌شود و مانده از طریق مقایسه بین مقدار تخمینی و اصلی بدست می‌آید، مقدار بیشینه مانده برای انحراف کمتر پیشرانش موتور (شبیه‌سازی دوم) برابر با 8×10^4 بوده، که در مقایسه با مقدار بیشینه مانده 15×10^4 در شبیه‌سازی اول به میزان قابل توجهی کمتر است.



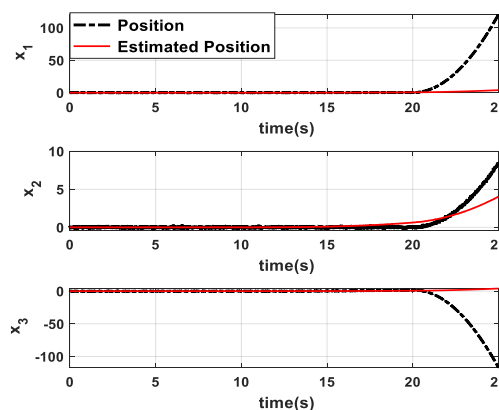
شکل ۱۰- مقدار مانده (مشکی - توپر) و مقدار حدی مجاز مانده (قرمز - خط چین) نسبت به زمان برای تشخیص وقوع عیب (شبیه‌سازی دوم)



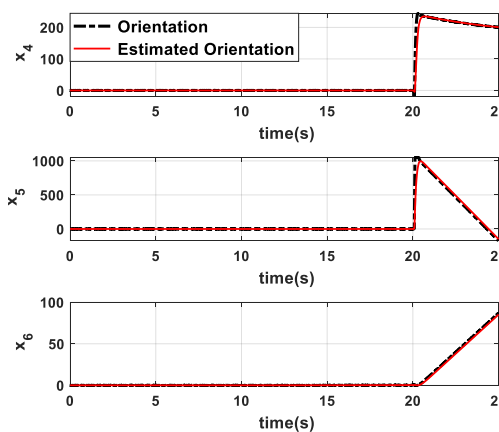
شکل ۱۱- تشخیص عیب بر مبنای مانده ، مقدار مانده (مشکی - توپر) و مقدار حدی مجاز مانده (قرمز - خط چین) برای شرایط عیب متناظر با شبیه‌سازی دوم



شکل ۷- تشخیص عیب بر مبنای مانده، مقدار مانده (مشکی - توپر) و مقدار حدی مجاز مانده (قرمز - خط چین) برای شرایط عیب متناظر با شبیه‌سازی اول

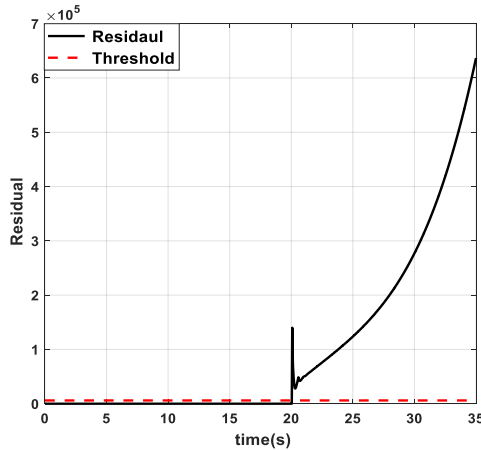


شکل ۸- مقایسه موقعیت سیستم (مشکی - خط چین) و موقعیت تخمینی (قرمز - توپر) سیستم (شبیه‌سازی دوم)

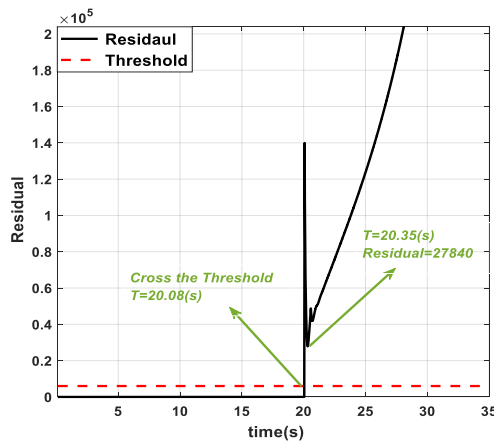


شکل ۹- مقایسه جهت گیری فضایی سیستم (مشکی) و تخمین جهت گیری فضایی (قرمز) سیستم (شبیه‌سازی دوم)

در گام بعدی، شبیه‌سازی‌ها با شرایط دوم عیب (جدول ۵) ادامه پیدا کرده‌اند. در این حالت، میزان انحراف پیشرانش موتور پرنده نسبت به مورد قبلی بسیار کمتر بوده‌است، در واقع موتور پرنده تنها پنج درجه نسبت به راستای مثبت محور Z منحرف گشته است. مطابق با انتظار، این موضوع



شکل ۱۲- مقدار مانده (مشکی - توپر) و مقدار حدی مجاز مانده (قرمز - خط چین) نسبت به زمان برای تشخیص وقوع عیب (شبیه‌سازی سوم)



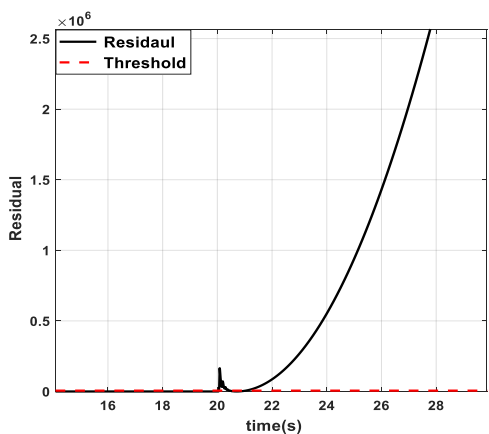
شکل ۱۳- تشخیص عیب بر مبنای مانده، مقدار مانده (مشکی - توپر) و مقدار حدی مجاز مانده (قرمز - خط چین) برای شرایط عیب متناظر با شبیه‌سازی سوم

شبیه‌سازی چهارم، انحراف محور پیشرانس موتور شماره ۱ با زاویه ۵ درجه نسبت به راستای مثبت محور X و ۸ درجه نسبت به راستای مثبت محور Z را بررسی کرده‌است. هدف از این شبیه‌سازی بررسی عملکرد واحد تشخیص عیب برای تشخیص عیب انحراف در موتورهای دیگر سیستم بوده‌است. این موضوع با تشخیص سریع عیب کوچک مفروض در ثانیه‌های ابتدایی بعد از وقوع عیب اثبات شده‌است (شکل ۱۵). این نتایج اثبات کننده عملکرد صحیح واحد تشخیص عیب طراحی شده برای این سیستم مستقل از اندازه زاویه انحراف و یا شماره موتور معیوب می‌باشد.

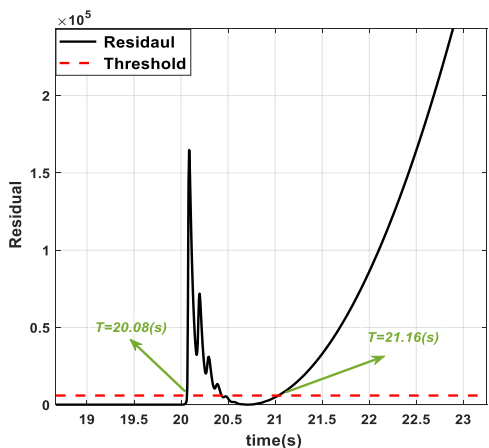
از این سیستم، برای بررسی تأثیر طول پنجره زمانی بر دقت واحد تشخیص عیب نیز استفاده شده‌است. برای این منظور، در شبیه‌سازی دیگری برای همین زوایای عیب و طول پنجره زمانی ۲ ثانیه‌ای مقدار مانده محاسبه شده است.

علاوه بر مقدار بیشینه مانده، مطالب پراهمیتی از روند تغییر مانده در شکل (۱۱) قابل استنباط است. در این شکل مشخص شده که بعد از انحراف پیشرانس موتور به اندازه ۵ درجه نسبت به راستای مثبت Z ، در ثانیه ۲۰/۰۵ اختلاف بین حالت‌های تخمینی و اصلی سیستم افزایشی شدید و ناگهانی داشته، سپس به زیر سطح آستانه بازگشته و مجدد در ثانیه ۲۰/۳۸ از سطح آستانه عبور کرده‌است. این موضوع براساس معادلات دینامیکی حاکم بر سیستم معیوب و این واقعیت که مدل معیوب در صورت صفر بودن زوایای انحراف، همان مدل پرنده چهارموتوره سالمی است که در طراحی تخمین‌گر از آن استفاده می‌شود، قابل توجیه است. در نهایت آنطور که در شکل (۱۱) مشخص است در ثانیه ۲۰/۳۸ تحت تأثیر عیب انحراف پیشرانس، اختلاف بین تخمین‌گر و سیستم افزایش می‌یابد و در نتیجه مقدار مانده از سطح آستانه تخطی می‌کند. مسئله بازگشت مقدار مانده به کمتر از سطح آستانه، هم در شبیه‌سازی دوم و هم در شبیه‌سازی چهارم دیده می‌شود. این موضوع ریشه در رویکرد محاسبه مانده تنها با در نظر گرفتن خروجی‌ها دارد و عدم توجه به بخش کنترلی و دخالت ندادن مقادیر ورودی کنترلی و اثرات آن در محاسبه مانده عامل اصلی این مشکل است. این مسئله با تصحیح رویکرد محاسبه مانده برطرف می‌شود. برای مثال، انتخاب تطبیقی سطح مانده می‌تواند یک راه حل مناسب باشد. آنچه در مورد این بخش حائز اهمیت است، ایجاد این اختلال برای زوایای انحراف کوچک است. این نشان می‌دهد که عملکرد روش توسعه داده شده تا حدی تحت تأثیر دینامیک سیستم و اندازه عیب است. در شبیه‌سازی سوم، عملکرد سیستم تشخیص برای زوایای انحراف ۳۰ و ۱۵ درجه‌ای نسبت به راستاهای X و Z در موتور شماره دو بررسی شده‌است. شکل‌های (۱۲) و (۱۳) تغییرات مانده پیش و پس از وقوع عیبی مطابق با شرایط شبیه‌سازی را نشان می‌دهند. براساس نتایج موجود، عیب مفروض در ثانیه ۲۰/۳۵ شناسایی گردیده است. همچنین، از مقایسه شکل‌های (۱۳) و (۱۱) این نتیجه حاصل می‌شود که سیستم تشخیص عیب برای زوایای کوچک انحراف پیشرانس نیاز به مدت زمان بیشتری دارد. البته این موضوع با توجه به طراحی انواع کنترل‌کننده‌های مقاوم برای پرنده‌های چهارموتوره منجر به مشکل اساسی در این سیستم‌ها نمی‌شود، زیرا که کنترل‌کننده مقاوم در حضور عیوب جزئی‌تر عملکردی دقیق‌تر خواهد داشت.

ممکن برای عیب با دقت یک درجه بررسی گردید. این موضوع برای مشخص کردن تعداد حالت‌های از دست‌رفته و اشتباه در فرآیند تشخیص بوده‌است. براساس نتایج حاصل از این شبیه‌سازی‌ها، میانگین زمان تشخیص وقوع عیب در سیستم برابر با ۲۰/۳۶ بوده‌است. سیستم در طول این بررسی هیچ پیغام اشتباهی صادر نکرده‌است. این موضوع ریشه در ماهیت عیب سیستم دارد. تأثیر شدید این عیب بر دینامیک سیستم، تشخیص دقیق و سریع آن را با استفاده از واحد تشخیص مناسب فراهم می‌کند.

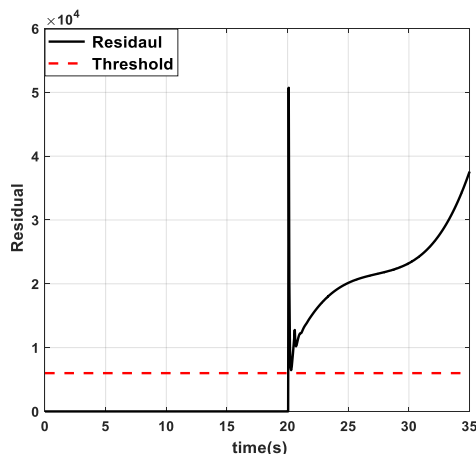


شکل ۱۴- مقدار مانده (مشکی - توپر) و مقدار حدی مجاز مانده (قرمز - خط چین) نسبت به زمان برای تشخیص وقوع عیب (شبیه‌سازی چهارم - بررسی اثر افزایش طول پنجره زمانی)

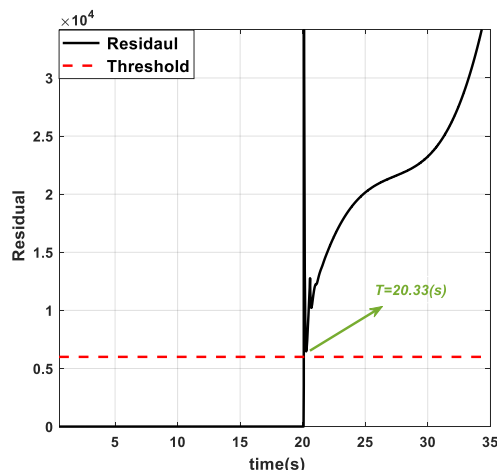


شکل ۱۵- تشخیص عیب برمبنای مانده، مقدار مانده (مشکی - توپر) و مقدار حدی مجاز مانده (قرمز - خط چین) برای شرایط عیب متناظر با شبیه‌سازی چهارم و بررسی اثر افزایش طول پنجره زمانی

در پایان باید اشاره کرد که، در این قسمت نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های منطبق بر تئوری‌هایی که در بخش قبلی ارائه شده بودند، مورد بحث قرار گرفتند و در ادامه در بخش



شکل ۱۶- مقدار مانده (مشکی - توپر) و مقدار حدی مجاز مانده (قرمز - خط چین) نسبت به زمان برای تشخیص وقوع عیب (شبیه‌سازی چهارم)



شکل ۱۷- تشخیص عیب برمبنای مانده، مقدار مانده (مشکی - توپر) و مقدار حدی مجاز مانده (قرمز - خط چین) برای شرایط عیب متناظر با شبیه‌سازی چهارم

آنطور که در شکل‌های (۱۶) و (۱۷) مشخص است، با افزایش طول پنجره زمانی حساسیت و سرعت سیستم تشخیص عیب کاهش یافته‌است. این موضوع مرتبط با تعریف انتگرالی مانده است. برای محاسبه مانده عملاً در یک پنجره زمانی میانگین‌گیری صورت می‌پذیرد. بنابراین با افزایش طول پنجره زمانی، در گام‌های اولیه بعد از وقوع عیب، فرآیند انتگرال‌گیری بر روی مجموعه‌ای از داده‌ها صورت می‌گیرد که اکثراً مرتبط با مقادیر مانده محاسبه شده پیش از وقوع عیب هستند. این موضوع رابطه بین حساسیت واحد تشخیص عیب و طول پنجره زمانی را به وضوح نشان می‌دهد.

همچنین، برای بررسی عملکرد کلی واحد تشخیص عیب، با تغییر زاویه انحراف برای موتور معیوب، تمام محدوده

گرانشی، اثر ژیرسکوپی و اثرات آیرودینامیکی، مدلی برای پرندۀ چهارموتوره دچار عیب انحراف پیشرانیش ارائه شد؛ این مدل، یک مدل جامع تر، برای پرندۀ چهارموتوره است که با حذف پارمترهای مرتبط با عیب به همان مدل پرندۀ چهارموتوره سالم تبدیل می شود. بعد از ارائه مدل در ادامه مقاله، روشی براساس روینگر و محاسبه مانده با استفاده از خروجی سیستم و حالت های تخمینی، به منظور تشخیص عیب ارائه شد و در نهایت شبیه سازی هایی بر مبنای همین مدل صورت پذیرفت که به کمک آن عملکرد الگوریتم تشخیص عیب سنجیده شد.

در ادامه این پژوهش می توان روش های کنترل تحمل پذیر عیب را برای کنترل این سیستم توسعه داد و یا روش های تشخیص عیب نوین (برای مثال روش های تشخیص عیب براساس شبکه عصبی و داده) را جایگزین روش تشخیص عیب فعلی کرد، که تمامی این موارد هم اکنون توسط تیم پژوهشی در حال توسعه هستند.

بعدی، جمع بندی کلی از آنچه در این پژوهش انجام شد و افقی از گام های بعدی لازم برای تکمیل و بهبود این پژوهش ارائه خواهند شد.

۴- نتیجه گیری

پرندۀ های چهارموتوره به دلیل قدرت مانور بالا، امکان ساخت در ابعاد متفاوت، قیمت کم و مزایای دیگر، کاربرد روزافزونی در محیط های مختلف به خصوص محیط هایی که برای انسان ها خطرناک هستند و یا امکان دسترسی به آنها با محدودیت روبروست، پیدا کرده اند. اجرای بدون نقص وظایف و اهداف این وسیله وابسته به کنترل دقیق و مطمئن این سیستم است. کاربرد این وسیله در محیط های مختلف، احتمال وقوع انواع عیوب برای این سیستم را افزایش داده است. بنابراین، توسعه روش های تشخیص عیب، برای حالت های مختلف وقوع عیب در عملگرها و یا حسگرهای سیستم، به زمینه مهم پژوهشی در این حوزه تبدیل شده است. در این پژوهش، ابتدا با در نظر گرفتن اثر نیروی

مراجع

- [1] B. J. Emran, and H. Najjaran, "A review of quadrotor: An underactuated mechanical system", *Annual Reviews in Control*, Vol. 46, 2018, pp. 165–180.
- [2] G. Farid, M. Hongwei, S. M. Ali, and Q. Liwei, "A review on linear and nonlinear control techniques for position and attitude control of a quadrotor", *Control and Intelligent Systems*, Vol. 45, No. 1, 2017, pp. 43–57.
- [3] S. Bouabdallah, A. Noth, and R. Siegwan, "PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor", *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and System*, 2004, pp. 2451–2456.
- [4] M. Vahdanipour, and M. Khodabandeh, "Adaptive fractional order sliding mode control for a quadrotor with a varying load", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 86, 2019, pp. 737–747.
- [5] M. Labbadi, and M. Cherkaoui, "Robust integral terminal sliding mode control for quadrotor UAV with external disturbances", *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2019, 2019, p. 2019.
- [6] M. A. Tofigh, M. J. Mahjoob, and M. Ayati, "Dynamic modeling and nonlinear tracking control of a novel modified quadrotor", *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, Vol. 28, No. 2, 2018, pp. 552–567.
- [7] A. Vahidi-Moghaddam, A. Rajaei, and M. Ayati, "Disturbance-observer-based fuzzy terminal sliding mode control for MIMO uncertain nonlinear systems", *Applied Mathematical Modelling*, Vol. 70, 2019, pp. 109–127.
- [8] حمید نوری سالا، بهار احمدی و امیر ریخته گر غیائی، "مقاوم سازی سیستم شناور مغناطیسی با استفاده از کنترل کننده خطی ساز فیدبک گام به عقب با روینگر اغتشاش غیرخطی"، *نشریه مدلسازی در مهندسی*، دوره ۱۵، شماره ۴۹، تابستان ۱۳۹۶، صفحه ۲۹–۳۸.
- [9] M. A. Tofigh, M. Mahjoob, and S.M. Ayati, "Feedback Linearization and BackStepping controller aimed at position tracking for a novel five-rotor UAV", *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 9, 2015, pp. 247–254.
- [10] M.A. Tofigh, M. Mahjoob, and M. Ayati, "Comparing of tow Feedback Linearization method aimed at position tracking control for a novel six-rotor UAV", *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 9, 2015, pp. 199–208.
- [11] N. Mouhssine, M. N. Kabbaj, M. Benbrahim, and C. El Bekkali, "Sensor fault detection of quadrotor using nonlinear parity space relations", *International Conference on Electrical and Information Technologies (ICEIT)*, 2017, pp. 1–6.

[۱۲] فاطمه قادری و فرید شاهمیری، "مدل‌سازی ریاضی و بررسی تأثیر مساحت دم افقی بر وضعیت پایداری بالگرد یک روتور اصلی در پرواز کروژ"، نشریه مدل‌سازی در مهندسی، دوره ۱۷، شماره ۵۸، پاییز ۱۳۹۸، صفحه ۶۹-۸۰.

[13] B. Hu, and P. J. Seiler, "Certification analysis for a model-based UAV fault detection system", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2014, p. 610.

[14] R.J. Patton, and J. Chen, "Observer-based fault detection and isolation: Robustness and applications", Control Engineering Practice, Vol. 5, No. 5, 1997, pp. 671-682.

[15] G. Heredia, A. Ollero, M. Bejar, and R. Mahtani, "Sensor and actuator fault detection in small autonomous helicopters", Mechatronics, Vol. 18, No. 2, 2008, pp. 90-99.

[۱۶] حسین شریف زاده، مصطفی جزائری، "طراحی تخمین گر حالت و آشکارساز داده غلط سیستم‌های قدرت با استفاده از شبکه عصبی پرسپترون"، نشریه مدل‌سازی در مهندسی، دوره ۹، شماره ۲۶، پاییز ۱۳۹۰، صفحه ۱۳-۲۲.

[17] F. E. Thau, "Observing the state of non-linear dynamic systems", International journal of control, Vol. 17, No. 3, 1973, pp. 471-479.

[18] Y. Zhong, W. Zhang, Y. Zhang, J. Zuo, and H. Zhan, "Sensor Fault Detection and Diagnosis for an Unmanned Quadrotor Helicopter", Journal of Intelligent & Robotic Systems, Vol. 96, No. 3-4, 2019, pp. 555-572.

[19] N. P. Nguyen, N. Xuan Mung, and S.K. Hong, "Actuator fault detection and fault-tolerant control for hexacopter", Sensors, Vol. 19, No. 21, 2019, pp. 4721.

[20] G. R. Dzeroski, "A fault-tolerant control architecture for unmanned aerial vehicles", Georgia Institute of Technology, 2005.

[21] H. Rafaralahy, E. Richard, M. Boutayeb, and M. Zasadzinski, "Simultaneous observer based sensor diagnosis and speed estimation of unmanned aerial vehicle", 47th IEEE Conference on Decision and Control, 2008, pp. 2938-2943.

[22] M. H. Amoozgar, A. Chamseddine, and Y. Zhang, "Experimental test of a two-stage Kalman filter for actuator fault detection and diagnosis of an unmanned quadrotor helicopter", Journal of Intelligent and Robotic Systems, Vol. 70, No. 1-4, 2013, pp. 107-117.

[23] Y. Zhong, Y. Zhang, W. Zhang, J. Zuo, and H. Zhan, "Robust actuator fault detection and diagnosis for a quadrotor UAV with external disturbances", IEEE Access, Vol. 6, 2018, pp. 48169-48180.

[24] X. Wang, S. Sun, E.-J. van Kampen, and Q. Chu, "Quadrotor fault tolerant incremental sliding mode control driven by sliding mode disturbance observers", Aerospace Science and Technology, Vol. 87, 2019, pp. 417-430.

[25] A. Agarwal, E. M. Ng, and K. H. Low, "Adaptive Control of Unmanned Quadrotor with Partial Actuator Failure using Model Reference Adaptive Control (MRAC) with Dynamic Inversion", International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2021, pp. 10-19.

[26] P. Tang, D. Lin, D. Zheng, S. Fan, and J. Ye, "Observer based finite-time fault tolerant quadrotor attitude control with actuator faults", Aerospace Science and Technology, Vol. 104, 2020, p. 105968.

[27] Z. Hou, P. Lu, and Z. Tu, "Nonsingular terminal sliding mode control for a quadrotor UAV with a total rotor failure", Aerospace Science and Technology, Vol. 98, 2020, p. 105716.

[۲۸] هاشم آقاخانی، سید موسی آیتی و محمد محبوب، "آشکارسازی عیب و پایداری تطبیقی پرنده چهارموتوره با عیب انحراف پیشرانس موتور"، دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه تهران، پاییز ۱۳۹۶.

[29] H. Ríos, E. Punta, and L. Fridman, "Fault detection and isolation for nonlinear non-affine uncertain systems via sliding-mode techniques", International Journal of Control, Vol. 90, No. 2, 2017, pp. 218-230.

[30] B. J. Emran, J. Dias, L. Seneviratne, and G. Cai, "Robust adaptive control design for quadcopter payload add and drop applications", 2015 34th Chinese Control Conference (CCC), 2015, pp. 3252-3257.