

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشکده مهندسی برق و رباتیک
پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی کنترل

آشکارسازی عیب سنسور مبتنی بر رؤیتگر برای هواپیمای بدون سرنشین با استفاده از تخصیص ساختار ویژه

نگارنده:

مصطفی توانا

استاد راهنما:

دکتر محمدعلی صدرنیا

بهمن ۹۵

شماره: ۱۶۵۴. س. ب.
تاریخ: ۱۳۹۵/۱۱/۱۲

بسمه تعالی



مدیریت تحصیلات تکمیلی

ویرایش: -----

فرم شماره ۷: صورتجلسه دفاع از پایان نامه تحصیلی دوره کارشناسی ارشد

با تأییدات خداوند متعال و با استعانت از حضرت ولی عصر (عج) ارزیابی جلسه دفاع از پایان نامه کارشناسی ارشد خانم / آقای مصطفی توانا به شماره دانشجویی ۹۳۰۵۰۲۴ رشته مهندسی برق گرایش کنترل که در تاریخ ۹۵/۱۱/۱۲

تحت عنوان:

آشکارسازی عیب سنسور مبتنی بر ریتگر برای هواپیمای بدون سرنشین با استفاده از تخصیص ساختار ویژه

با حضور هیأت محترم داوران در دانشگاه صنعتی شاهرود برگزار گردید به شرح ذیل اعلام می گردد:

☐ مردود	☐ دفاع مجدد	☒ قبول (با درجه: <u>بسیار خوب</u> امتیاز: <u>۱۸/۵</u>)
		☐ عملی
		☒ نظری

۱- عالی (۲۰ - ۱۹)

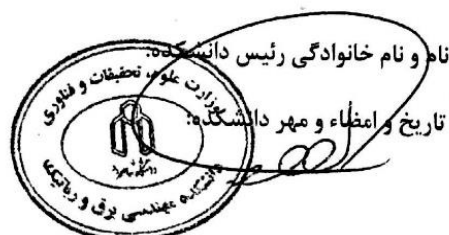
۲- بسیار خوب (۱۸/۹۹ - ۱۸)

۳- خوب (۱۶/۹۹ - ۱۶)

۴- قابل قبول (۱۵/۹۹ - ۱۴)

۵- نمره کمتر از ۱۴ غیر قابل قبول

عضو هیأت داوران	نام و نام خانوادگی	مرتبه علمی	امضاء
۱- استاد راهنمای اول	محمد علی حسینی	دانشیار	
۲- استاد راهنمای دوم	---	---	---
۳- استاد مشاور	---	---	---
۴- نماینده شورای تحصیلات تکمیلی	علیرضا الفی	رئیس	
۵- استاد ممتحن اول	حبیب الهی	استاد	
۶- استاد ممتحن دوم	حمیدرضا سیارتنیز	دانشیار	



تقدیم اثر

به پاس عاطفه سرشار و کرمای امید بخش وجودشان که در این سردترین روزگار ان بهترین پشتیبان است،

به پاس قلب های بزرگشان که فریاد رس است و سرکردانی و ترس در پناهشان به شجاعت می گراید

و به پاس محبت های بی دریغشان که هرگز فروکش نمی کند،

این مجموعه را به پدر و مادر عزیزم تقدیم می کنم.

همچنین از برادر و خواهر عزیزم که حضورشان مایه دلگرمی من در زندگی است، کمال تشکر را دارم.

سپاسگزاری

حمد و سپاس حقیقی پروردگار جهانیان را سزد که ما را به نور ایمان و صراط مستقیم توحید راهنمایی کرد.

بر خود لازم می‌دانم که از زحمات دلسوزانه دکتر صدرنیا که به‌عنوان استاد راهنما در تدوین این اثر زحمات فراوانی را متحمل شدند، تشکر و قدردانی کنم.

با سپاس، از تمامی فرهیختگانی که بعد از الطاف الهی، مرهون راهنمایی‌های دلسوزانه ایشان هستم.

مصطفی توانا

زمستان ۹۵

تعهد نامه

اینجانب **مصطفی توانا** دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته مهندسی برق/کنترل دانشکده مهندسی برق و رباتیک دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان نامه **آشکارسازی عیب سنسور مبتنی بر رویتگر برای هواپیمای بدون سرنشین با استفاده از تخصیص ساختار ویژه** تحت راهنمایی دکتر محمدعلی صدرنیا متعهد می شوم .

- تحقیقات در این پایان نامه توسط اینجانب انجام شده است و از صحت و اصالت برخوردار است .
- در استفاده از نتایج پژوهشهای محققان دیگر به مرجع مورد استفاده استناد شده است .
- مطالب مندرج در پایان نامه تاکنون توسط خود یا فرد دیگری برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی در هیچ جا ارائه نشده است .
- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می باشد و مقالات مستخرج با نام «دانشگاه صنعتی شاهرود» و یا «Shahrood University of Technology» به چاپ خواهد رسید .
- حقوق معنوی تمام افرادی که در به دست آمدن نتایج اصلی پایان نامه تأثیرگذار بوده اند در مقالات مستخرج از پایان نامه رعایت می گردد.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که از موجود زنده (یا بافتهای آنها) استفاده شده است ضوابط و اصول اخلاقی رعایت شده است .
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که به حوزه اطلاعات شخصی افراد دسترسی یافته یا استفاده شده است اصل رازداری ، ضوابط و اصول اخلاق انسانی رعایت شده است .

تاریخ

امضای دانشجو

مالکیت نتایج و حق نشر

- کلیه حقوق معنوی این اثر و محصولات آن (مقالات مستخرج ، کتاب ، برنامه های رایانه ای ، نرم افزار ها و تجهیزات ساخته شده است) متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می باشد . این مطلب باید به نحو مقتضی در تولیدات علمی مربوطه ذکر شود .
- استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی باشد.

چکیده

در این پایان‌نامه، برای تشخیص عیب حسگر یک هواپیمای بدون سرنشین از روش تخصیص ساختار ویژه استفاده شده است. از آنجایی که سیستم حلقه باز هواپیما ناپایدار است، ابتدا با استفاده از روش تخصیص ساختار ویژه برای سیستم هواپیما، فیدبک حالت طراحی می‌شود. روش ارائه‌شده مبتنی بر رؤیتگر بوده و به دلیل چند ورودی-چند خروجی بودن سیستم، به ازای هر خروجی، نیاز به طراحی یک رؤیتگر است. در طراحی رؤیتگر و به دست آوردن بهره آن نیز از روش تخصیص ساختار ویژه استفاده شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که این رؤیتگر عملکرد بسیار مناسبی در تخمین حالت‌ها دارد. بعد از طراحی رؤیتگر، در حضور عیب، با استفاده از بردار اختلاف بین حالت‌های تخمین‌زده‌شده و حالت‌های واقعی سیستم، عیب بازسازی می‌شود. سپس، بازسازی عیب به کمک روش ارائه‌شده در این پایان‌نامه با روش جایابی قطب که به‌عنوان معیاری قدرتمند مطرح است، مقایسه می‌شود. شبیه‌سازی‌ها به‌وضوح نشان می‌دهند که روش معرفی‌شده توانایی بسیار مناسبی در بازسازی انواع عیب دارد.

واژه‌های کلیدی: بازسازی عیب، تخصیص ساختار ویژه، عیب حسگر، هواپیمای بدون

سرنشین، رؤیتگر حالت، فیدبک حالت.

فهرست مطالب

۱	پیشگفتار	۱
۱-۱	مقدمه	۲
۲-۱	تعاریف	۶
۳-۱	مروری بر کارهای گذشته	۹
۴-۱	مروری بر ساختار پایان نامه	۱۴
۲	آشکارسازی و تشخیص عیب	۱۷
۱-۲	مقدمه	۱۸
۲-۲	عیب و طبقه‌بندی‌های آن	۱۹
۱-۲-۲	طبقه‌بندی اصلی عیب‌ها	۲۰
۲-۲-۲	محل وقوع عیب	۲۱
۳-۲-۲	وابستگی زمانی عیب‌ها	۲۴
۴-۲-۲	خصوصیات عیب/شکست محرک و حسگر هواپیما	۲۶
۳-۲	تشخیص عیب و انواع آن	۳۱
۱-۳-۲	روش‌های بدون مدل	۳۴
۲-۳-۲	روش‌های مبتنی بر مدل	۳۷
۴-۲	مقاوم بودن در تشخیص عیب مبتنی بر مدل	۴۲
۳	معرفی و مدل‌سازی ریاضی سیستم	۴۷
۱-۳	مقدمه	۴۸

۲-۳	نیروها و ممان‌ها.....	۴۸
۳-۳	محورهای اصلی هواپیما.....	۵۱
۴-۳	سطوح کنترلی هواپیما.....	۵۲
۵-۳	معرفی سیستم.....	۵۶
۴	آشکارسازی و تشخیص عیب مبتنی بر تخصیص ساختار ویژه.....	۶۱
۱-۴	مبانی تخصیص ساختار ویژه.....	۶۲
۱-۱-۴	الگوریتم عددی پیشنهادی برای تخصیص ساختار ویژه.....	۶۸
۲-۴	اصول آشکارسازی عیب مبتنی بر رؤیتگر.....	۷۱
۱-۲-۴	طراحی رؤیتگر.....	۷۴
۲-۲-۴	بانک رؤیتگرها.....	۷۶
۳-۴	بازسازی عیب.....	۷۷
۴-۴	نتایج و شبیه‌سازی‌ها.....	۷۹
۵	نتیجه‌گیری و پیشنهادها.....	۹۱
۱-۵	نتیجه‌گیری.....	۹۲
۲-۵	پیشنهادها.....	۹۲
مراجع		۹۴

فهرست اشکال

- شکل ۱-۱ بوئینگ ۷۴۷ و ساختمان مورد اصابت ۳
- شکل ۲-۱ روابط بین FDI و FDD ۵
- شکل ۱-۲ انواع طبقه‌بندی عیب‌ها ۲۰
- شکل ۲-۲ عیب جمع شونده و عیب ضرب شونده ۲۱
- شکل ۳-۲ عیب محرک، عیب حسگر و عیب اجزا ۲۴
- شکل ۴-۲ عیب ناگهانی، عیب نرم و عیب متناوب ۲۵
- شکل ۵-۲ انواع عیب و شکست روی محرک هواپیما ۲۷
- شکل ۶-۲ انواع عیب و شکست روی حسگر هواپیما ۳۰
- شکل ۷-۲ درخت طبقه‌بندی FDI ۳۲
- شکل ۸-۲ افزونگی سخت‌افزاری و افزونگی نرم‌افزاری ۳۳
- شکل ۹-۲ بلوک دیاگرام روش FDD بدون مدل ۳۵
- شکل ۱۰-۲ بلوک دیاگرام روش FDD مبتنی بر مدل ۳۷
- شکل ۱۱-۲ تولید مانده مبتنی بر رؤیتگر ۳۸
- شکل ۱۲-۲ تولید مانده مبتنی بر معادلات برابری ۳۹
- شکل ۱۳-۲ تولید مانده مبتنی بر روش تخمین پارامتر ۴۲
- شکل ۱-۳ نیروهای وارد بر هواپیما ۴۹
- شکل ۲-۳ محورهای اصلی هواپیما ۵۲
- شکل ۳-۳ سطوح کنترلی هواپیما ۵۵
- شکل ۴-۳ هواپیمای بدون سرنشین مچان در دانشگاه کرانفیلد ۵۶
- شکل ۱-۴ تصویر w_i در زیرفضای مجاز S_i ۷۰

شکل ۲-۴ سیستم رؤیتگر استاندارد	۷۲
شکل ۳-۴ بانک رؤیتگرها	۷۷
شکل ۴-۴ پاسخ نرخ پیچش	۸۱
شکل ۵-۴ پاسخ نرخ پیچش تخمین زده شده	۸۱
شکل ۶-۴ پاسخ ارتفاع	۸۲
شکل ۷-۴ پاسخ ارتفاع تخمین زده شده	۸۲
شکل ۸-۴ خطای تخمین نرخ پیچش در شرایط بدون عیب	۸۳
شکل ۹-۴ خطای تخمین ارتفاع در شرایط بدون عیب	۸۳
شکل ۱۰-۴ خطای تخمین نرخ پیچش با اعمال عیب	۸۴
شکل ۱۱-۴ خطای تخمین ارتفاع با اعمال عیب	۸۴
شکل ۱۲-۴ بازسازی عیب شماره یک نرخ پیچش با روش تخصیص ساختار ویژه	۸۵
شکل ۱۳-۴ بازسازی عیب شماره یک نرخ پیچش با روش جایابی قطب	۸۵
شکل ۱۴-۴ بازسازی عیب شماره دو نرخ پیچش با روش تخصیص ساختار ویژه	۸۶
شکل ۱۵-۴ بازسازی عیب شماره دو نرخ پیچش با روش جایابی قطب	۸۶
شکل ۱۶-۴ بازسازی عیب شماره یک ارتفاع با روش تخصیص ساختار ویژه	۸۷
شکل ۱۷-۴ بازسازی عیب شماره یک ارتفاع با روش جایابی قطب	۸۷
شکل ۱۸-۴ بازسازی عیب شماره دو ارتفاع با روش تخصیص ساختار ویژه	۸۸
شکل ۱۹-۴ بازسازی عیب شماره دو ارتفاع با روش جایابی قطب	۸۸
شکل ۲۰-۴ خطای تخمین عیب شماره یک نرخ پیچش	۸۹
شکل ۲۱-۴ خطای تخمین عیب شماره دو نرخ پیچش	۸۹
شکل ۲۲-۴ خطای تخمین عیب شماره یک ارتفاع	۹۰
شکل ۲۳-۴ خطای تخمین عیب شماره دو ارتفاع	۹۰

فهرست جداول

جدول ۱-۳ حرکات هواپیما	۵۵
------------------------------	----

فصل اول

پیشگفتار

۱-۱ مقدمه

فعالیت‌های روزانه انسان به صورت اجتناب‌ناپذیری به سمت خودکارسازی میل می‌کند. به‌طور کلی هدف سیستم‌های مکاترونیک و اتوماتیک تضمین امنیت، بهبود کیفیت زندگی و ارتقای دسترس‌پذیری^۱ است. اگر اتفاقی برنامه‌ریزی نشده در سیستم‌های کنترل‌شده با کامپیوتر (به‌خصوص در زمینه‌های ایمنی-حساس^۲ مثل حمل‌ونقل و تأسیسات هسته‌ای و شیمیایی) به وقوع بپیوندد می‌تواند زندگی آمیخته با کامپیوتر را در زمانی بسیار کوتاه با خطر جدی روبه‌رو کند. دو مثال زیر از سانحه‌های مرگ‌بار در زمینه حمل‌ونقل را در نظر بگیرید:

در چهارم اکتبر سال ۱۹۹۲، یک هواپیمای باری بوئینگ ۷۴۷ در بیجلمرمر^۳، شهرکی در نزدیکی جنوب شرقی آمستردام، روی یک آپارتمان مسکونی سقوط کرد و باعث مرگ ۴۷ نفر و مجروح شدن تعداد زیادی از ساکنان منطقه شد. شکل ۱-۱ هواپیما و ساختمانی که هواپیما روی آن سقوط کرد را نشان می‌دهد. نتایج تحقیقات نشان داد که یکی از موتورهای بال راست هواپیما مدت کوتاهی بعد از پرواز کردن آن از کار افتاده و باعث صدمات ساختاری شده بود. این اتفاق از کار افتادن موتور دوم در همان بال را به دنبال داشت. خلبانان مجبور شدند به سمت آمستردام دور بزنند (حدود ۸۰ کیلومتر) تا بتوانند به فرودگاه شپول^۴ برسند. متأسفانه در هنگام تنظیم سیستم فرود، هواپیما بیش از حد

¹ Availability

² Safety-Critical

³ Bijlmermeer

⁴ Schipol

حول محور طولی می چرخد و سقوط می کند.



شکل ۱-۱ بوئینگ ۷۴۷ و ساختمان مورد اصابت

در چهارم فوریه سال ۲۰۱۵ پرواز شماره ۲۳۵ ترنس آسیا مدت کوتاهی پس از پرواز از فرودگاه سونگشان دچار حادثه شد.

تحقیقات نشان داد که دو دقیقه بعد از برخاست، یکی از موتورهای هواپیما از کار می افتد. این هواپیما که در ارتفاع ۴۶۰ متری از سطح زمین قرار داشته دچار کاهش ارتفاع می شود و در رودخانه کیلانگ سقوط می کند. متأسفانه در این حادثه ۴۳ نفر جان خود را از دست می دهند.

با توجه به پیشرفت های فنی روزافزون، تأثیر قابل توجه این گونه اتفاق ها روی زندگی انسان ها نشان دهنده کمبود مسائل بازدارنده خطر در این گونه سیستم ها است. انتظار می رود که سیستم های الکترونیکی و مبتنی بر کامپیوتر، عملکردی مورد انتظار و از پیش تعیین شده ای داشته باشند، در حالی که

کمبود فرایندهای خودکار برای تشخیص دلایل مشکلات سیستم در زمان حقیقی باعث وقوع چنین فاجعه‌هایی می‌شود.

در اوایل دوره توسعه کنترل نظارتی خودکار، محققان دانشگاهی توجه زیادی به مسائل حفاظت و ایمنی داشتند. این موضوع به‌خصوص در زمینه‌های علوم فضاوردی و هوانوردی که به‌شدت نیازمند پایداری، عملکرد و قابلیت اطمینان^۱ هستند، صادق بود. برای جلوگیری از تکرار فاجعه‌ها و زیان‌های اقتصادی شدید، علاوه بر تجهیزات، باید مطالعات زیادی روی سیستم‌های خودکار انجام داد.

دلایلی که باعث عملکردهای ناخواسته سیستم می‌شوند را عیب^۲ می‌نامند [۱]. عیب را در واقع انحراف غیرمجاز حداقل یک پارامتر یا مشخصه سیستم از شرایط مطلوب، معمول و یا استاندارد تعریف می‌کنند [۲]. در اثر وقوع هر عیب طی عملیات، شکست^۳ پدید می‌آید [۲][۳]. در واقع به از کارافتادگی^۴ کامل یکی از اجزا و یا کارایی سیستم شکست می‌گویند [۴]. طی این شرایط سیستم دیگر عملکرد و کارایی مورد نیاز را ندارد.

عیب‌ها در محرک‌ها، حسگرها و یا دیگر اجزای سیستم رخ می‌دهند و ممکن است باعث عملکرد نامطلوب و حتی ناپایداری بشوند.

¹ Reliability

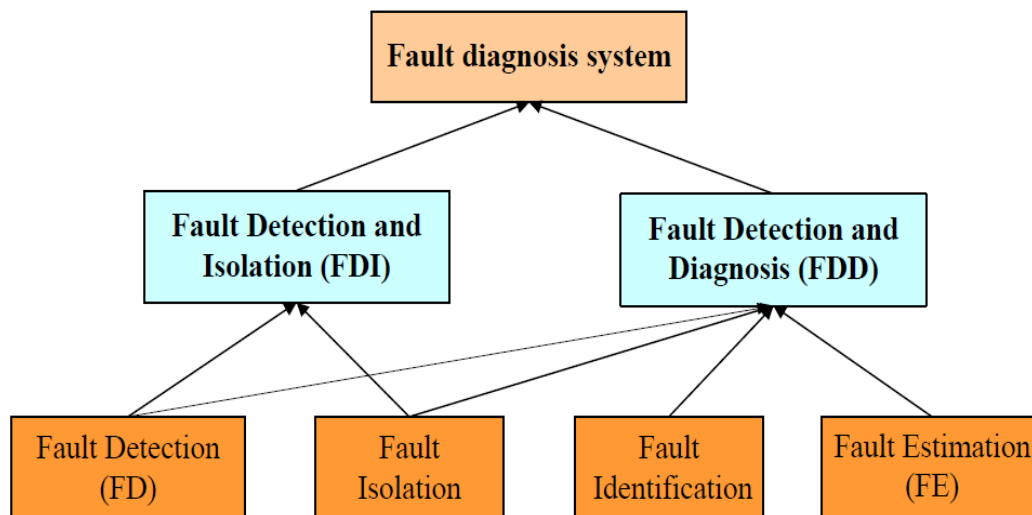
² Fault

³ Failure

⁴ Breakdown

سیستم نظارت^۱ را سیستم آشکارسازی و جداسازی عیب (FDI^۲) و یا آشکارسازی و تشخیص

عیب (FDD^۳) می نامند. شکل ۱-۲ به وضوح وظایف هر کدام از این سیستم ها را نشان می دهد.



شکل ۱-۲ روابط بین FDI و FDD [۶]

وقتی سیستم تحت نظارت دچار سوء عمل^۴ می شود، سیستم های FDI/FDD نه تنها باید

به وسیله اخطار، وقوع این سوء عمل را آشکار کنند، بلکه باید رفتار اشتباه در سیستم را طبقه بندی و

شناسایی کنند [۵].

سیستم های FDI/FDD همچنین باید اطلاعات و گزارش هایی تهیه کنند تا از تضعیف عملکرد

سیستم جلوگیری شود. اپراتورها باید از شرایط وقوع عیب با خبر شوند و جلوی از کار افتادگی کامل

¹ Supervision

² Fault Detection & Isolation

³ Fault Detection & Diagnosis

⁴ Malfunction

سیستم و فاجعه را بگیرند. بنابراین، از دیدگاه پایداری و ایمنی، وجود یک سیستم تشخیص عیب قابل اطمینان و مقرون به صرفه بسیار حیاتی است و نقش بسیار مهمی در فرایندهای فنی بخش‌های مختلف صنعت ایفا می‌کند.

۲-۱ تعاریف

❖ حالت‌ها و سیگنال‌ها

- عیب: انحراف غیرمجاز حداقل یکی از پارامترهای سیستم از حالت استاندارد، معمولی یا قابل قبول را عیب می‌نامند.
- شکست: قطع دائم توانایی یک سیستم از انجام وظیفه مورد نیاز، تحت شرایط عملیاتی خاص را شکست می‌گویند.
- سوء عمل: وجود بی‌نظمی متناوب، حین انجام وظیفه مطلوب یک سیستم را سوء عمل می‌نامند.
- خطا^۱: به اختلاف بین مقدار محاسبه یا اندازه‌گیری شده (یک متغیر خروجی) با مقدار واقعی، خطا می‌گویند.
- مانده^۲: سیگنال نشان‌دهنده عیب بر اساس اختلاف بین محاسبات مبتنی بر معادلات مدل و مقادیر اندازه‌گیری شده است.

¹ Error

² Residual

- نشانه^۱: تغییر در یک کمیت قابل مشاهده نسبت به رفتار طبیعی اش را نشانه می گویند.

❖ توابع

- آشکارسازی عیب: تعیین وجود عیب در یک سیستم و زمان آشکارسازی را آشکارسازی عیب می نامند.

- جداسازی عیب: به تعیین نوع، مکان وقوع و زمان آشکارسازی یک عیب، جداسازی عیب می گویند.

- شناسایی عیب^۲: بعد از مرحله جداسازی می توان اندازه و رفتار متغیر بازمان یک عیب را معین کرد، این مرحله را شناسایی عیب می نامند.

- تشخیص عیب: به تعیین اندازه، نوع، محل وقوع و زمان آشکارسازی یک عیب، تشخیص عیب می گویند. این مرحله بعد از آشکارسازی عیب صورت گرفته و مراحل جداسازی و شناسایی عیب را نیز در بر می گیرد.

- نظارت: عملی است پیوسته که شرایط یک سیستم فیزیکی را به وسیله ثبت اطلاعات و تشخیص و نمایان کردن رفتارهای غیرطبیعی، معین می کند.

❖ مدل ها

- مدل کمی: استفاده از روابط دینامیک و استاتیک موجود بین متغیرها و پارامترهای سیستم

¹ Symptom

² Fault Identification

برای تشریح رفتار یک سیستم در قالب عبارات ریاضی کمی.

- مدل کیفی: استفاده از روابط دینامیک و استاتیک موجود بین متغیرها و پارامترهای سیستم
- برای تشریح رفتار یک سیستم در قالب عبارات کیفی، مثل روابط علیت یا قوانین اگر-آن-گاه.
- مدل تشخیصی: مجموعه‌ای از روابط دینامیکی که متغیرهای ورودی خاص (نشانه‌ها) را به متغیرهای خروجی خاص (عیب‌ها) مرتبط می‌کند.
- افزونگی تحلیلی^۱: استفاده از دو یا چند راه (اما نه لزوماً یکسان) برای تعیین یک متغیر که یکی از راه‌ها از مدل ریاضی فرایند در قالب تحلیلی استفاده می‌کند.

❖ ویژگی‌های سیستم

- قابلیت اطمینان: توانایی یک سیستم برای انجام یک وظیفه مطلوب، تحت شرایط معین، در محدوده‌ای مشخص، طی بازه زمانی داده‌شده را قابلیت اطمینان می‌نامند.
- ایمنی: توانایی یک سیستم برای جلوگیری از خطرهای احتمالی برای افراد، تجهیزات و یا محیط را ایمنی می‌گویند.
- دسترس‌پذیری: توانایی یک سیستم به‌منظور عملکرد مناسب و مؤثر در هر نقطه از زمان.

¹ Analytical Redundancy

۳-۱ مروری بر کارهای گذشته

بیرد و جونز^۱ جزء اولین محققانی بودند که بحث روش‌های تشخیص عیب مبتنی بر رؤیتگر را پایه‌ریزی کردند. این محققان برای اولین بار ایده طراحی رؤیتگر لیونبرگر را مطرح کردند که ماتریس انتقال عیب‌های ورودی به مانده‌های خروجی را قطری می‌کرد [۷][۸]. این روش به‌طور هم‌زمان کار آشکارسازی و جداسازی عیب را بر عهده داشت و به‌دقت، اثر هر عیب نسبت به عیب دیگر را جداسازی می‌کرد.

مسئله مقاوم بودن که در برخی از فنون تشخیص عیب نوعی مشکل محسوب می‌شد، برای اولین بار توسط آقایان چو و ویلسکی^۲ معرفی شد [۹]، در این مقاله عدم قطعیت‌های مدل برای اولین بار برای مجموعه‌ای از پارامترها در نظر گرفته شدند. همچنین از اولین مقالات در این زمینه می‌توان به کار امامی نائینی و راک^۳ [۱۰] اشاره کرد که برای نمایش عدم قطعیت مدل از یک بلوک عدم قطعیت کران‌دار نرم^۲ استفاده کردند.

یکی دیگر از روش‌های مبتنی بر رؤیتگر توسط کلارک^۴ و همکارانش [۱۱] مطرح شد که از بانکی از فیلترهای کالمن استفاده می‌کرد، هرکدام این فیلترها برای شرایط خاص وقوع عیب طراحی شده بودند. حین عملکرد سیستم، فیلتر کالمنی که کوچک‌ترین تغییر و بیشترین تطابق را نسبت به سیستم

¹ Beard & Jones

² Chow & Willsky

³ Rock

⁴ Clark

واقعی داشته باشد عملیات تشخیص را انجام می‌دهد. این روش برای تشخیص هر عیب، نیازمند به یک

فیلتر کالمن است، به همین دلیل از بیشتر روش‌های تشخیص عیب پرهزینه‌تر است.

در جایی که روش‌های حوزه فرکانس قابل اجرا نبوده‌اند، شبکه‌های عصبی برای کاربردهای

تشخیص عیب به‌طور موفقیت‌آمیزی به‌کاربرده شده‌اند [۱۲][۱۳]. هرچند نیازمند بودن این روش‌ها به

داده‌های آموزشی، استفاده از آن‌ها را محدودتر کرده است.

روش‌های مبتنی بر منطق فازی برای سیستم‌های غیرخطی مناسب هستند و نیازی به داده‌های

آموزشی ندارند [۱۴][۱۵].

کارهای معرفی‌شده فوق جزء اولین تحقیقات صورت گرفته در زمینه تشخیص و آشکارسازی

عیب بودند. در سال‌های اخیر پیشرفت‌های زیادی روی این بحث صورت گرفته و روش‌های جدیدی

معرفی شده‌اند که بعضی از این کارها به‌طور مختصر در زیر بیان می‌شوند.

روش‌های آشکارسازی و جداسازی عیب مبتنی بر مدل فرآیند در زمینه هوافضا و زمینه‌های

ایمنی-حساس دیگر در سال‌های گذشته مورد توجه قرار گرفته و نشان داده‌اند که روش‌های قابل اطمینان

و سریعی می‌باشند. برای مثال در [۱۶]، عیب حسگر هواپیما با استفاده از رؤیتگر مرتبه کامل و رؤیتگر

کاهش مرتبه یافته، آشکارسازی و سپس این عیب با استفاده از رویه رؤیتگر اختصاصی (DOS^۱) و رویه

^۱ Dedicated Observer Scheme

رؤیتگر تعمیم‌یافته (GOS^۱) جداسازی شده است.

از دیگر کارهای انجام‌شده می‌توان به استفاده از رؤیتگر مد لغزشی و رؤیتگر تطبیقی در فرایند تشخیص عیب محرک یک هواپیما اشاره کرد [۴]. در این مقاله ابتدا عیب ثابت محرک با استفاده از بانک رؤیتگرهای تطبیقی آشکارسازی و جداسازی شده است. نتایج نظری، طرح‌های ارائه‌شده را تحت فرضیات خاصی برای تشخیص و جداسازی عیب محرک تضمین کرده‌اند. با توجه به این که عیب‌های متغیر را نمی‌توان با رؤیتگر تطبیقی تشخیص داد، رؤیتگر مد لغزشی به کار گرفته شده است. ثابت‌شده که تحت شرایط خاصی می‌توان از رؤیتگر مد لغزشی برای آشکارسازی، جداسازی و تخمین هرگونه عیبی استفاده کرد.

یکی از روش‌های جدید برای تشخیص و جداسازی عیب‌های سیستم‌های کنترل هواپیما استفاده از روابط انرژی جنبشی است [۱۷]. از مزایای این روش می‌توان به وجود نداشتن عدم تطابق مدل^۲ به دلیل مشخص بودن روابط جنبشی نام برد. همچنین از آنجایی که این روش مستقل از نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی است، برای هرگونه هواپیمایی معتبر است.

می‌توان از رؤیتگرهای ورودی نامعلوم برای تشخیص عیب سیستم‌های غیرخطی استفاده کرد [۱۸]. با استفاده از این رؤیتگر می‌توان سیگنال‌های مانده را طوری تولید کرد که اثر ورودی‌های نامعلوم

^۱ Generalized Observer Scheme

^۲ Model-Mismatch

به‌طور کامل از روی آن‌ها حذف شده باشد.

طرح آشکارسازی عیب مبتنی بر فضای برابری^۱ برای سیستم‌های گسسته متغیر بازمان خطی از دیگر کارهای انجام شده است [۱۹]. این مقاله نشان می‌دهد که طراحی مانده مبتنی بر فضای برابری بهینه، در واقع همان پیدا کردن کمینه فرم درجه دوم ورودی نامعلوم است.

همان‌طور که گفته شد در فرایند آشکارسازی عیب، شبکه‌های عصبی نیز به کار گرفته شده‌اند. از کارهای جدید انجام‌شده در این رابطه می‌توان به [۲۰] اشاره کرد که از شبکه عصبی برای آشکارسازی عیب یکی از محرک‌های هواپیما استفاده شده است. در این مقاله از سه شبکه عصبی بهره گرفته شده که هرکدام وظایف خاصی دارند. دو شبکه عصبی در بخش‌های مختلف به‌عنوان رؤیتگر عمل کرده و دیگری آستانه تطبیقی را تولید می‌کند. در حقیقت اولین شبکه عصبی به‌منظور نظارت بر محرک شهپر^۲ و تخمین خروجی سیستم به کار گرفته می‌شود. دومین شبکه وظیفه تولید آستانه تطبیقی را دارد. سومین شبکه نیز به‌عنوان یک رؤیتگر به کار گرفته می‌شود و FMC^۳ را تخمین می‌زند. عیب‌ها یا با مقایسه خطای مانده (اختلاف بین خروجی حقیقی و خروجی تخمین زده‌شده) و آستانه و یا با استفاده از مقایسه FMC و FMC تخمین زده‌شده، آشکارسازی می‌شوند.

از کارهای انجام‌شده در رابطه با کاربرد تخصیص ساختار ویژه در تشخیص عیب می‌توان به

¹ Parity Space

² Aileron

³ Force Motor Current

مقاله آقایان پتن و چن^۱ اشاره کرد که در آن سیگنال مانده تولیدشده توسط رؤیتگر، به اغتشاش^۲ حساس نیست [۲۱].

از دیگر کارهای صورت گرفته می‌توان از کاربردهای H_{∞} در طراحی رؤیتگر تشخیص عیب مقاوم نام برد. برای مثال، می‌توان عیب‌های نرم^۳ را با طراحی یک رؤیتگر مقاوم H_{∞}/μ تشخیص داد [۲۲]. این روش اثر اغتشاش را روی خطای تخمین و متعاقباً روی مانده کمینه و اثر عیب را روی مانده بیشینه می‌کند. اثر عیب‌ها روی مانده را می‌توان توسط انتخاب مناسب کران کارایی و همچنین ماتریس وزنی تخمین، بیشینه کرد. در طراحی تخمینگر H_{∞} از معادلات ریکاتی استفاده شده است. در اینجا گفته شده که تخمینگر H_{∞} را می‌توان به سه شکل طراحی کرد. نوع اول فقط مقاوم به اغتشاش، نوع دوم فقط مقاوم به اغتشاش و عدم قطعیت پارامتری، و نوع سوم مقاوم نسبت به اغتشاش و انواع زیادی از خطاهای مدل‌سازی.

آشکارسازی عیب مبتنی بر رؤیتگر فازی در سیستم‌های غیرخطی در حضور اغتشاشات از دیگر کارهای انجام گرفته در این زمینه است [۲۳]. در این روش ابتدا سیستم‌های غیرخطی توسط مجموعه‌ای از مدل‌های فازی تاکاگی-سوگنو^۴ تخمین زده شده و سپس مولد مانده مقاوم مبتنی بر رؤیتگر فازی وارد عمل می‌شود.

¹ Patton & Chen

² Disturbance

³ Incipient Fault

⁴ Takagi-Sugeno

در [۲۴]، از روش‌های زمان-فرکانسی برای آشکارسازی عیب جعبه‌دنده یک توربین بادی استفاده شده است. از مزیت‌های این روش نیاز نداشتن به حسگرهای اضافی گران‌قیمت در توربین‌های بادی است. در این مرجع از دو روش زمان-فرکانسی مختلف بهره گرفته شده که یکی از آن‌ها روشی مبتنی بر فیلتر و دیگری روشی مبتنی بر اصل کارهونن-لوئیو^۱ است که هر دو این روش‌ها عیب جعبه‌دنده را با زمان مناسبی آشکارسازی می‌کنند.

روش‌های بهینه‌سازی نیز در تشخیص و آشکارسازی عیب کاربرد داشته‌اند. برای مثال در یک سیستم تشخیص عیب مبتنی بر رؤیتگر، برای به دست آوردن بهره رؤیتگر از روش‌های تخصیص مقدار ویژه پارامتری و الگوریتم‌های بهینه تکاملی استفاده شده است [۲۵]. در این روش نیز سیگنال مانده به عیب حساس و نسبت به اغتشاش مقاوم است.

۴-۱ مروری بر ساختار پایان‌نامه

به‌طور کلی در فصل دوم در رابطه با مفهوم عیب و انواع آن بحث می‌شود. همچنین اصول و مفاهیم کلی در رابطه با آشکارسازی و تشخیص عیب و انواع روش‌های موجود در این فصل مورد بررسی قرار می‌گیرد.

فصل سوم به معرفی سیستم مورد نظر که هواپیمایی بدون سرنشین است، می‌پردازد. برای

¹ Karhunen-Loeve

معرفی مدل هواپیما به اطلاعات کافی در مورد نیروها، سطوح کنترلی و انواع حرکت‌های هواپیما نیاز است که این فصل این موضوعات را به‌خوبی پوشش داده است. درنهایت مدل خطی به دو قسمت حرکت طولی و حرکت عرضی تقسیم می‌شود تا رفتار هواپیما با دقت بیشتری مورد بررسی قرار گیرد.

در فصل چهارم، ابتدا روش تخصیص ساختار ویژه و نظریه‌های مربوطه معرفی می‌شوند. از آنجایی که سیستم حلقه باز معرفی شده ناپایدار است، با استفاده از روش تخصیص ساختار ویژه برای سیستم کنترل‌کننده طراحی می‌شود. همچنین این فصل به بیان نحوه طراحی رؤیتگرهای مورد نیاز، جهت انجام عملیات بازسازی عیب می‌پردازد. طراحی بهره رؤیتگر نیز با استفاده از روش تخصیص ساختار ویژه انجام شده است. سپس عیب‌های حسگرهای هواپیما با استفاده از این روش بازسازی شده و نتایج با روش جایابی قطب مقایسه می‌شوند. نتایج شبیه‌سازی نشان‌دهنده توانایی بالای روش معرفی شده در بازسازی انواع عیب هستند.

درنهایت فصل پنجم به نتیجه‌گیری و ارائه پیشنهادها بعدی می‌پردازد.

فصل دوم

آشکار سازی و تشخیص عیب

پیشرفته‌تر شدن سیستم‌های کنترل مدرن و الگوریتم‌های کنترلی باعث می‌شود که موضوعاتی مثل دسترس‌پذیری، کارایی هزینه^۱، حفاظت از محیط، قابلیت اطمینان و ایمنی کارکنان از اهمیت بالاتری برخوردار شوند. این مسائل نه تنها در سیستم‌های ایمنی-حساس مثل راکتورهای هسته‌ای و هواپیماها دارای اهمیت می‌باشند، بلکه در سیستم‌های پیشرفته دیگری که در اتومبیل‌ها، قطارهای سریع‌السیر و غیره به کار برده می‌شوند، نیز از اهمیت بالایی برخوردار هستند. در سیستم‌های ایمنی-حساس عواقب رخ دادن عیب می‌تواند در زمینه‌های تلفات انسانی، فجایع زیست‌محیطی و زیان اقتصادی به شدت جدی و خطرناک باشد. بنابراین، نظارت برخط و تشخیص عیب برای قابلیت اطمینان چنین سیستم‌هایی ضروری است و نیاز به آن روزبه‌روز بیشتر می‌شود. نشانه‌های اولیه مربوط به عیب‌ها، و اینکه کدام یک از آن‌ها در حال گسترش هستند، می‌توانند از خرابی سیستم، توقف مأموریت و در نهایت فجایع جلوگیری کنند. در سیستم‌هایی که ایمنی-حساس نیستند، از روش‌های تشخیص عیب می‌توان به‌منظور بهبود کارایی سیستم، نگهداشت‌پذیری^۲، دسترس‌پذیری و قابلیت اطمینان استفاده کرد. تحقیقات روی مسئله تشخیص عیب از اوایل دهه ۱۹۷۰ میلادی در سراسر دنیا هم به‌صورت نظری و هم کاربردی شروع به رشد کرد. این پیشرفت بیشتر در زمینه خودکارسازی صورت گرفت و به‌سوی پیچیده‌تر شدن سیستم‌های کنترلی و درخواست روزافزون برای دسترس‌پذیری و امنیت این سیستم‌ها

¹ Cost Efficiency

² Maintainability

می‌رود.

۲-۲ عیب و طبقه‌بندی‌های آن

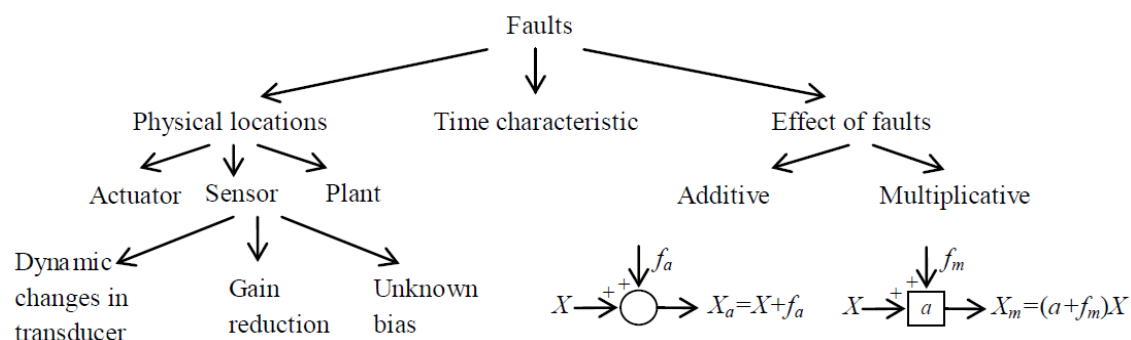
گفته شد که عیب یعنی تغییر ناخواسته در عملکرد سیستم و ممکن است که با شکست فیزیکی یا ازکارافتادگی متفاوت باشد. چنین عیب یا سوء عملی کارایی معمولی یک سیستم خودکار را مختل می‌کند، بنابراین باعث خراب‌تر شدن عملکرد سیستم و یا حتی منجر به شرایط خطرناک می‌شود. واژه عیب به‌جای شکست به کار برده می‌شود، زیرا عیب بیان‌گر سوء عمل است و با فاجعه تفاوت دارد. عبارت شکست نشان‌دهنده ازکارافتادگی کامل اجزا یا عملکرد یک سیستم است درحالی‌که عیب نشان‌دهنده سوء عملی است که ممکن است در مرحله خاصی تحمل‌پذیر^۱ باشد. یک عیب حتی اگر تحمل‌پذیر بود باید در کوتاه‌ترین زمان ممکن تشخیص داده شود تا از پیامدهای جدی جلوگیری شود. یک عیب می‌تواند در یک سیستم دینامیکی به شکل‌های مختلفی ظاهر شود، مثل عیب‌های محرک، عیب‌های حسگر، تغییرات ناگهانی غیرمنتظره بعضی از پارامترها و یا حتی تغییرات ساختاری غیرمنتظره. برخلاف عیب‌های اجزا، عیب‌های حسگر روی خروجی‌ها تأثیر می‌گذارند، درحالی‌که عیب‌های محرک روی حالت‌ها و ورودی‌ها مؤثر هستند [۲۶].

از طرفی دیگر، اغتشاش به‌عنوان یک ورودی ناشناخته و کنترل نشده شناخته می‌شود که روی

¹ Tolerable

سیستم اثر گذاشته و باعث انحراف از حالت فعلی می‌شود. برای مثال، در یک هواپیما آشفتگی^۱ به عنوان نوعی اغتشاش عمل می‌کند و می‌تواند اثر یک عیب در سیستم را طوری پنهان کند که نتوان آن عیب را آشکار و جداسازی کرد. در سیستم‌ها، اثرات اغتشاش (و تأثیرات نامعلوم، مثل خطاهای مدل‌سازی) در تضاد با اثرات عیب هستند و آشکارسازی آثار عیب را مختل می‌کنند و باعث مطرح شدن بحث مقاوم بودن سیستم‌های آشکارساز عیب می‌شوند [۱][۲۶].

عیب‌ها خصوصیات مختلفی دارند و به همین دلیل می‌توان آن‌ها را به چند دسته طبقه‌بندی کرد. شکل ۱-۲ نشان‌دهنده انواع طبقه‌بندی عیب‌ها است. سه نوع طبقه‌بندی مختلف برحسب انواع عیب، محل وقوع عیب و وابستگی زمانی آن‌ها به صورت زیر در نظر گرفته شده‌اند.



شکل ۱-۲ انواع طبقه‌بندی عیب‌ها [۳]

۱-۲-۲ طبقه‌بندی اصلی عیب‌ها

عیب‌های جمع شونده و ضرب شونده در این گروه قرار می‌گیرند و ساختار آن‌ها در شکل ۲-۲

^۱ Turbulence

نشان داده شده است.

- عیب‌های جمع شونده^۱

این گونه عیب‌ها به صورت یک سیگنال اضافی روی سیستم اثر می‌گذارند [۶][۲۶]. عیب‌های

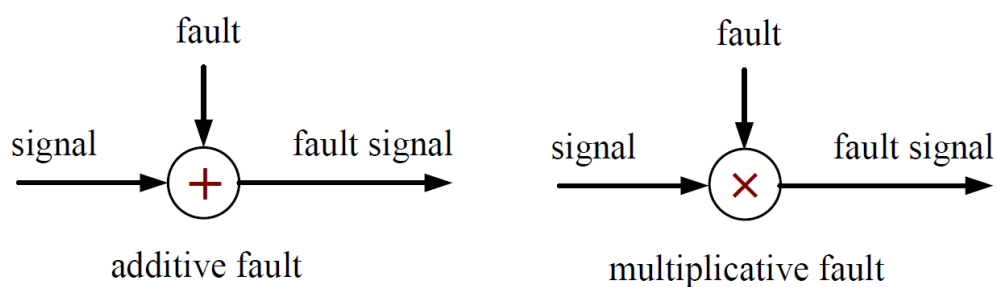
محرک و حسگر را می‌توان در این گروه قرارداد.

- عیب‌های ضرب شونده^۲

این نوع عیب‌ها به صورت ضرب یک متغیر سیستمی با سیگنال عیب نمایش داده می‌شوند. برای

مثال آن‌ها می‌توانند به عنوان انحراف یک پارامتر، طی یک عملیات ظاهر شده و باعث تغییر در

دینامیک‌های سیستم شوند [۶].



شکل ۲-۲ عیب جمع شونده و عیب ضرب شونده [۶]

۲-۲-۲ محل وقوع عیب

به طور کلی عیب‌ها می‌توانند در محرک‌ها و حسگرها و یا در خود سیستم ظاهر شوند [۲۶]. یک

¹ Additive faults

² Multiplicative faults

عیب همچنین می‌تواند در هر قسمت از سیستم خود را نشان دهد، بنابراین عیب‌ها را باید طبق مکان وقوعشان نیز دسته‌بندی کرد. به‌طور کلی عیب‌ها در سیستم‌های کنترل‌شده ممکن است که در سه بخش مختلف ظاهر شوند: ۱- محرک‌ها، ۲- حسگرها و ۳- اجزا.

• عیب محرک

یک عیب محرک معمولاً روی کارایی کنترلی محرک اثر می‌گذارد و باعث کم شدن و یا به‌طور کامل از بین بردن عملکرد آن می‌شود [۶]. عیبی که در زیرسیستم درایوهای الکترومکانیکی مثل موتورهای الکتریکی، محرک‌های پنوماتیکی، و پیستون‌های هیدرولیکی رخ می‌دهد جزء این دسته از عیب‌ها محسوب می‌شود. دلیل وقوع این نوع عیب‌ها می‌تواند لرزش، گیرکردن میراگرها یا اهرم‌های مکانیکی و یا آسیب در سیستم محرک به علت وجود مشکل در یاتاقان‌ها و سایش یا فرسودگی جعبه‌دنده باشد. از آنجایی که محرک‌ها نیاز به منبع انرژی جداگانه دارند، افت در ولتاژ یا جریان تغذیه نیز نوعی عیب محرک محسوب می‌شود.

با توجه به این که محرک‌ها در رساندن انرژی به سیستم نقش دارند، باید هر چه سریع‌تر آن‌ها را آشکار و جداسازی کرد [۲۶].

به‌طور کلی عیب‌های محرک در هواپیما ممکن است که مربوط به از دست دادن سوخت یا کم

بودن جریان سوخت، گیرکردن شهپر، رادر^۱ و یا بالابر^۲ باشند که باعث محدود شدن قابلیت حرکتی هواپیما می‌شوند.

• عیب حسگرها

با اشاره به سیستم‌های کنترل فیدبک، یک عیب در حسگر و در مسیر فیدبک می‌تواند کنترل‌کننده را برای کنترل مناسب سیستم گمراه کرده و باعث کم شدن کارایی شود [۶]. ازجمله دلایل محتمل وقوع عیب‌های حسگر می‌توان به تنظیم نادرست، خطاهای اندازه‌گیری، بایاس ناشناخته، تغییرات دینامیکی (اغتشاش) در حسگرها و خرابی فیزیکی در یک حلقه کنترلی نام برد [۲۶][۶].

عیب یک حسگر، اطلاعات، اندازه‌گیری‌ها و مشاهداتی که یک حسگر باید انجام دهد را دچار اشتباه می‌کند، گرچه هنوز می‌توان مقداری از اطلاعات مفید را از آن به دست آورد. حسگرها در سیستم هواپیما، به منظور پایداری یک پرواز باید دقیق و مؤثر عمل کنند [۲۶].

• عیب اجزا

تغییرات پارامتری و دینامیکی در سیستم از دلایل به وجود آمدن عیب‌های اجزا می‌باشند. این تغییرات در سیستم‌ها پدیده‌ای عادی هستند زیرا بیشتر فرایندهای واقع‌گرایانه متغیر با زمان و غیرخطی بوده و عموماً جزء عیب‌های ضرب شونده محسوب می‌شوند [۶]. برای مثال، تغییرات غیرطبیعی در

¹ Rudder

² Elevator

ضریب میرایی یا فرکانس طبیعی یک سیستم مکانیکی یا مکاترونیکی و یا سوء عمل در موتور، سوپاپ،

پمپ و غیره را می‌توان به‌عنوان چند نمونه عیب اجزا معرفی کرد [۲۶].

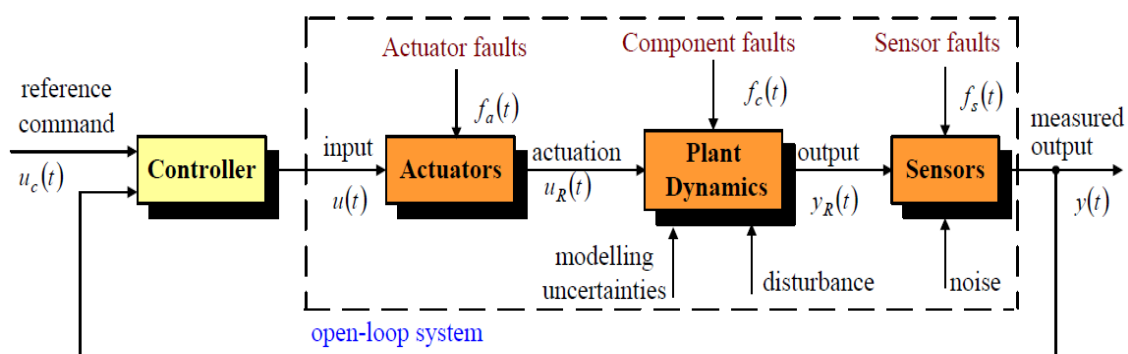
عیب‌های اجزا معمولاً به‌صورت تغییرات در ساختار و یا پارامترهای مورد استفاده طی مدل‌سازی

سیستم پدید می‌آیند. آن‌ها اغلب باعث تغییرات در رفتار دینامیکی سیستم کنترل‌شده می‌شوند.

به‌طور کلی، عیب‌های اجزا، حالت‌های مختلفی دارند و بنابراین تشخیص آن‌ها کار دشواری است. در واقع

ممکن است که آشکارسازی این نوع عیب کار آسانی باشد، اما جداسازی و تخمین آن کاری سخت و یا

هزینه‌بر است [۲۶].



شکل ۳-۲ عیب محرک، عیب حسگر و عیب اجزا [۶]

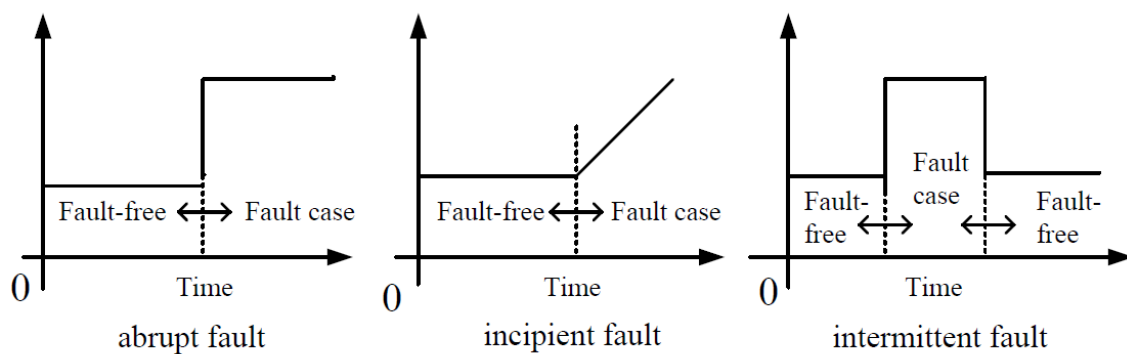
۳-۲-۲ وابستگی زمانی عیب‌ها

چند نوع سیگنال عیب و وابستگی زمانی آن‌ها در شکل ۴-۲ نشان داده شده‌اند.

• عیب ناگهانی^۱

این عیب می‌تواند به صورت یک سیگنال پله به نمایش درآید و خود را به صورت یک تغییر

ناگهانی در بعضی از مشخصات حسگر یا محرک نشان دهد [۶].



شکل ۲-۴ عیب ناگهانی، عیب نرم و عیب متناوب [۶]

• عیب نرم

عیبی است که می‌تواند همانند یک سیگنال شیب مدل شود و خود را به صورت انحراف

غیرمنتظره سیگنال تحت نظارت، نشان می‌دهد [۶].

• عیب متناوب^۲

این نوع عیب دائمی نیست، در بعضی از مواقع خود را نشان می‌دهد و درگاهی اوقات از بین

می‌رود، برای مثال اتصال ضعیف و سست در یک سیستم الکتریکی [۶].

¹ Abrupt Fault

² Intermittent Fault

به‌طور کلی عیب‌های ناگهانی همانند تغییراتی عمل می‌کنند که سرعت بیشتری نسبت به دینامیک‌های سیستم دارند و تأثیر زیادی روی پایداری و عملکرد سیستم کنترل‌شده می‌گذارند. آثار عیب‌های ناگهانی می‌توانند خیلی شدید و خطرناک باشند بنابراین لازم است که این‌گونه عیب‌ها، هر چه زودتر قبل از این‌که روی عملکرد و پایداری سیستم اثر بگذارند، آشکارسازی و جداسازی شوند.

برخلاف عیب ناگهانی، عیب نرم تأثیر بسیار کم اما در حال پیشرفتی روی سیستم دارد و از این رو آشکارسازی و جداسازی آن بسیار مشکل است. یک عیب نرم ممکن است که به سرعت باعث پیامدهای جدی نشود، اما امکان دارد که بعداً پیشرفت کند و به عیب قابل‌توجهی تبدیل شود، بنابراین این نوع عیب نیز هر چه سریع‌تر باید آشکارسازی و جداسازی شود تا از فاجعه یا از کارافتادگی سیستم جلوگیری به عمل آید. درنهایت عیب‌های متناوب عیب‌هایی هستند، که مکرراً ظاهر و ناپدید می‌شوند.

در کنار عیب‌های فوق‌الذکر، نوع دیگری از عیب وجود دارد که به‌صورت یک سیگنال سینوسی خود را نشان می‌دهد و به نام عیب نوسانی^۱ شناخته می‌شود. این نوع عیب را می‌توان نوعی از عیب‌های نرم در نظر گرفت، زیرا خصوصیتی شبیه به آن‌ها دارد و ناگهانی نیست.

۴-۲-۲ خصوصیات عیب/شکست محرک و حسگر هواپیما [۲۶]

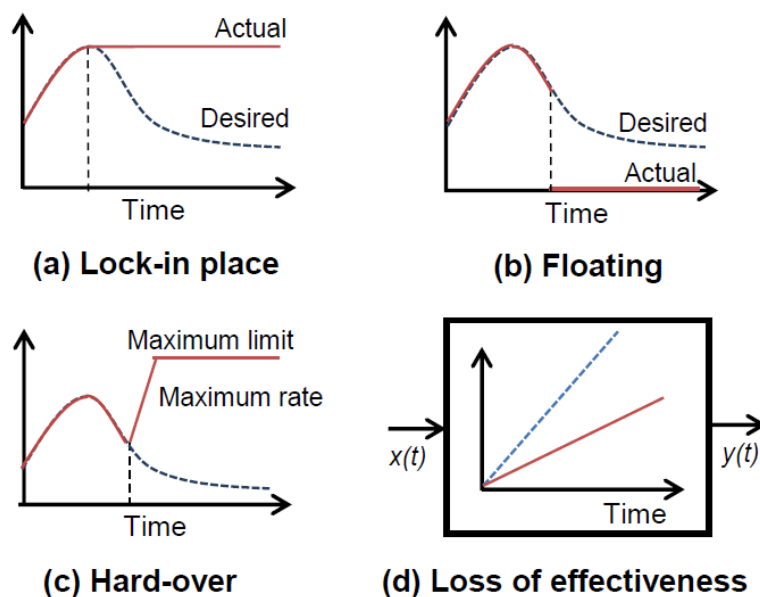
همان‌طور که قبلاً به آن اشاره شد، شکست به‌وضوح شرایطی بسیار جدی‌تر از عیب محسوب

^۱ Oscillatory Fault

می‌شود. برای مثال وقتی عیبی در محرکی رخ می‌دهد، محرک هنوز قابل‌استفاده است، اما ممکن است که سرعت واکنش آن کند و یا میزان اثرگذاری‌اش کاهش پیدا کند. اما برای مثال وقتی شکست در محرک اتفاق می‌افتد، برای ادامه فرایند و عملکرد مطلوب، نیاز به یک محرک کاملاً جدید است و محرک اول دیگر قابل‌استفاده نیست. برای ارائه مفهوم واضح‌تری از آثار عیب، این بخش به معرفی عیب‌هایی که ممکن است در بسیاری از محرک‌ها و حسگرهای سیستم‌های کنترل رخ دهد، می‌پردازد. عیب‌های زیر نمونه‌ای از عیب‌هایی هستند که ممکن است در سیستم‌های کنترل پرواز نیز رخ دهند.

۱-۴-۲-۲ انواع عیب‌ها/شکست‌های محرک

در سیستم‌های هواپیما، ممکن است که چندین نوع شکست محرک ظاهر شود، چهار شکست رایج در شکل ۵-۲ نشان داده شده‌اند.



شکل ۵-۲ انواع عیب و شکست روی محرک هواپیما [۲۶]

۱- شکست Lock-in

وقتی یک محرک گیر کرده و غیرقابل حرکت می‌شود، به اصطلاح شکست Lock-in رخ می‌دهد. علت وقوع این شکست ممکن است که برای مثال گیرکردن اجزای مکانیکی، به دلیل کمبود روغن باشد. در سال ۱۹۷۷، پرواز ۱۰۸۰ هواپیمایی دلتا دچار این مشکل شد، تحقیقات بعدی نشان دادند که یکی از تثبیت‌کننده‌های افقی هواپیما گیر کرده بود.

۲- شکست Floating

این شکست در واقع شرایطی است که سطوح کنترلی به آزادی حرکت کرده و نیروی لازم برای حرکت و کنترل هواپیما را فراهم نمی‌کنند. این نوع شکست ممکن است که به دلیل از دست رفتن سیال هیدرولیکی پدید آید. سوانح اتفاق افتاده برای پرواز ۱۲۳ سال ۱۹۸۵ در ژاپن و DHL A300B4 در سال ۲۰۰۳ در بغداد نیز به دلیل از دست دادن سیال هیدرولیک بود.

۳- شکست Hard-over

یکی از فاجعه‌بارترین شکست‌ها، شکست Hard-over است. در شرایط وقوع این شکست، سطح کنترلی به بالاترین و یا پایین‌ترین موقعیت خود می‌رسد. برای مثال وقوع شکست در یکی از اجزای الکترونیکی می‌تواند باعث ارسال یک سیگنال ناخواسته به محرک‌ها شود و باعث وقوع شکست Hard-over در رادر شود که در این صورت رادر به یکی از جهتها تا آخرین حد خود منحرف می‌شود.

برای مثال این نوع شکست در سال‌های ۱۹۹۴ و ۲۰۰۲ در پرواز ۴۲۷ پنسیلوانیا و پرواز ۸۵ آلاسکا رخ داد.

اگر عیب‌ها آشکارسازی و جداسازی نشوند، درنهایت باعث وقوع شکست می‌شوند، پس دلیل وقوع شکست بدون هشدارهای اولیه، عدم آشکارسازی عیب‌ها در مرحله اول است. برای مثال وقتی قسمتی از یک هواپیما صدمه می‌بیند، می‌تواند به وقوع شکست منتهی شود، مثلاً به دلیل بارگیری بیش‌ازاندازه و یا نبردهای نظامی (در مورد هواپیماهای بدون سرنشین و هواپیماهای نظامی). صدمات ساختاری ایجادشده توسط تغییرات در ضرایب آیرودینامیکی و یا تغییر در مرکز گرانش، باعث تغییر در شرایط عملیاتی هواپیما شده و درنهایت آیرودینامیک هواپیما را تغییر می‌دهند.

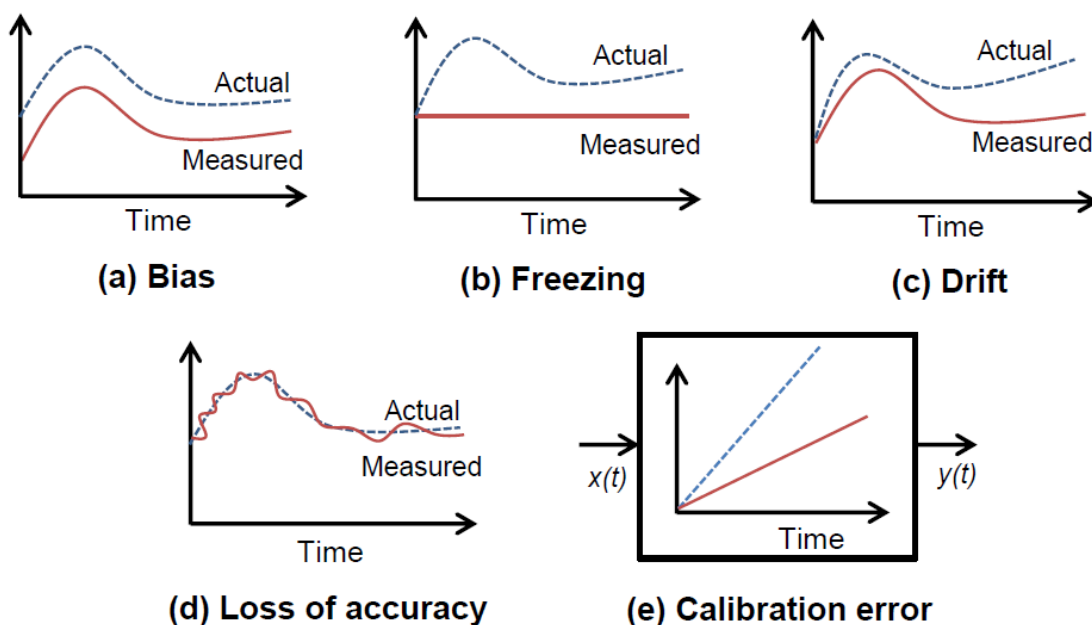
در زیر مثال‌هایی از شکست‌های ایجادشده توسط صدمات ساختاری جدی مطرح شده‌اند:

وقوع شکست در ساختار رادر (پرواز ۹۶۱ وارادرو^۱ در سال ۲۰۰۵) یا جدا شدن موتور یک بال و متعاقباً جدا شدن موتور بال دوم (پرواز ۱۸۶۲ آمستردام در سال ۱۹۹۲). مثال‌های دیگر مربوط به جدا شدن بعضی از قسمت‌های هواپیما می‌شوند، مثل جدا شدن تثبیت‌کننده عمودی (پرواز ۱۲۳ ژاپن در سال ۱۹۸۵ و پرواز ۵۸۷ نیویورک در سال ۲۰۰۱)، جدا شدن بال (بغداد ۲۰۰۳)، جدا شدن درهای باری هواپیما (پرواز ۹۸۱ پاریس در سال ۱۹۷۴).

¹ Varadero

۲-۴-۲-۲ انواع عیب‌ها/شکست‌های حسگر

نمونه‌های مهم عیب‌های نوعی حسگرها در زیر معرفی می‌شوند و شکل ۶-۲ نمایانگر آنهاست.



شکل ۶-۲ انواع عیب و شکست روی حسگر هواپیما [۲۶]

بایاس یک خطا/آفست ثابت بین سیگنال‌های حقیقی و اندازه‌گیری شده است. گاهی اوقات

حسگر به جای نشان دادن مقدار واقعی، فقط مقداری ثابت را نشان می‌دهد که به این حالت اصطلاحاً

انجماد^۱ سیگنال‌های حسگر می‌گویند. رانش حسگر^۲ حالتی است که خطاهای اندازه‌گیری در طول

زمان افزایش پیدا می‌کنند (این اتفاق ممکن است به دلیل کم شدن حساسیت حسگر به وقوع بپیوندد).

فقدان دقت^۳ زمانی رخ می‌دهد که مقادیر اندازه‌گیری شده به هیچ‌عنوان مقادیر واقعی کمیت‌های

^۱ Freezing

^۲ Sensor drift

^۳ Loss of accuracy

اندازه‌گیری شده را نشان نمی‌دهند. صدمه ساختاری که در بحث عیب‌های محرک به آن اشاره شد در اینجا نیز ممکن است که باعث **خطای تنظیم**^۱ و رخ دادن عیب حسگر شود. **خطای تنظیم** در واقع تعریف اشتباه کمیتی است که توسط سیگنال‌های خروجی از حسگر، نمایان می‌شود. عیب‌های حسگر می‌توانند به دلیل سوء عمل اجزای تشکیل‌دهنده حسگر، نصب نامناسب حسگرها و یا فقدان دقت به دلیل کهنگی قطعات و یا عیب‌های منبع انرژی، پدید آیند. برای مثال در پرواز ۱۲۴ پرت^۲ در سال ۲۰۰۵، عیب‌های حسگر شتاب سنج باعث به هم خوردن کنترل پرواز و رفتار غیرطبیعی هواپیما و در نتیجه باعث قطع کامل سیستم اتوپایلوت و سیستم ناوبری شدند.

۳-۲ تشخیص عیب و انواع آن

در چهل سال گذشته مسئله FDI و همچنین کنترل تحمل‌پذیر عیب به‌خصوص در زمینه‌های کنترل پرواز توجه زیادی را از سوی مهندسين کنترل به خود جلب کرده است. طراحی سیستم‌های FDI عموماً به دو مرحله تقسیم می‌شود: مرحله تولید مانده و مرحله ارزیابی آن.

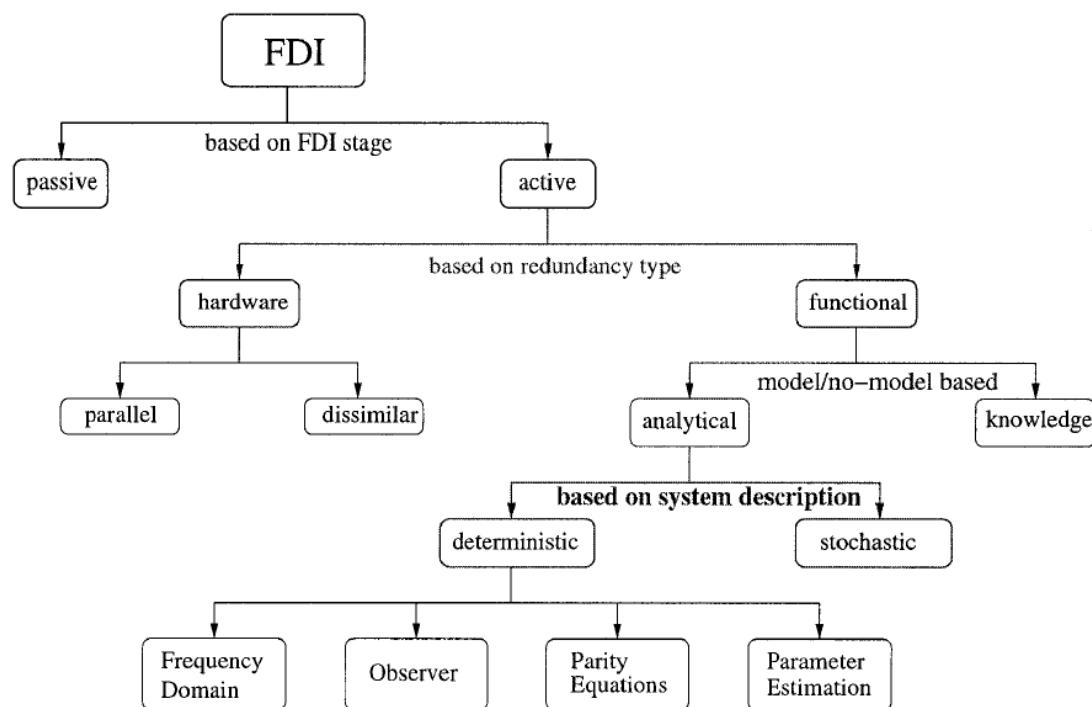
به‌طورکلی، مانده‌ها، که به آن‌ها سیگنال‌های تشخیصی نیز گفته می‌شود، از مقایسه اندازه‌گیری‌های سیستم با تخمین‌های آن‌ها تولید می‌شوند [۲۷]. یک تابع آستانه نیز برای فراهم کردن قابلیت تشخیص بین مانده‌ها، عیب‌های کاذب، اغتشاشات، و عیب‌های احتمالی مورد استفاده قرار

¹ Calibration error

² Perth

می‌گیرد. برای جداسازی عیب، مانده تولیدشده باید اطلاعات کافی برای مشخص کردن وقوع یک عیب خاص را در برداشته باشد. معمولاً جداسازی از طریق مانده‌های ساختاریافته، بردارهای جهت‌دار، یا زیر فضاهای خروجی عیب انجام می‌پذیرد [۲۷][۴]. مسئله مقاوم بودن الگوریتم FDI در مورد قابلیت آن برای غیر حساس کردن فیلترها نسبت به اغتشاش، خطا و اشتباهات محاسباتی مدل بحث می‌کند.

طبقه‌بندی کلی روش‌های FDI به‌صورت زیر است:



شکل ۷-۲ درخت طبقه‌بندی FDI [۲۷]

اولین شاخه در این طبقه‌بندی به دو قسمت روش‌های **فعال** و **غیرفعال** تقسیم می‌شود [۲۷].

روش‌های **غیرفعال** از توابع ارزیابی مانده ثابت یا تطبیقی برای تشخیص عیب استفاده می‌کنند.

روش‌های فعال که وابسته به مرحله تولید مانده هستند بر اساس استفاده از نوع افزونگی به دو شاخه

افزونگی سخت‌افزاری^۱ و افزونگی تابعی^۲ (روابط ریاضی) تقسیم می‌شوند. افزونگی سخت‌افزاری

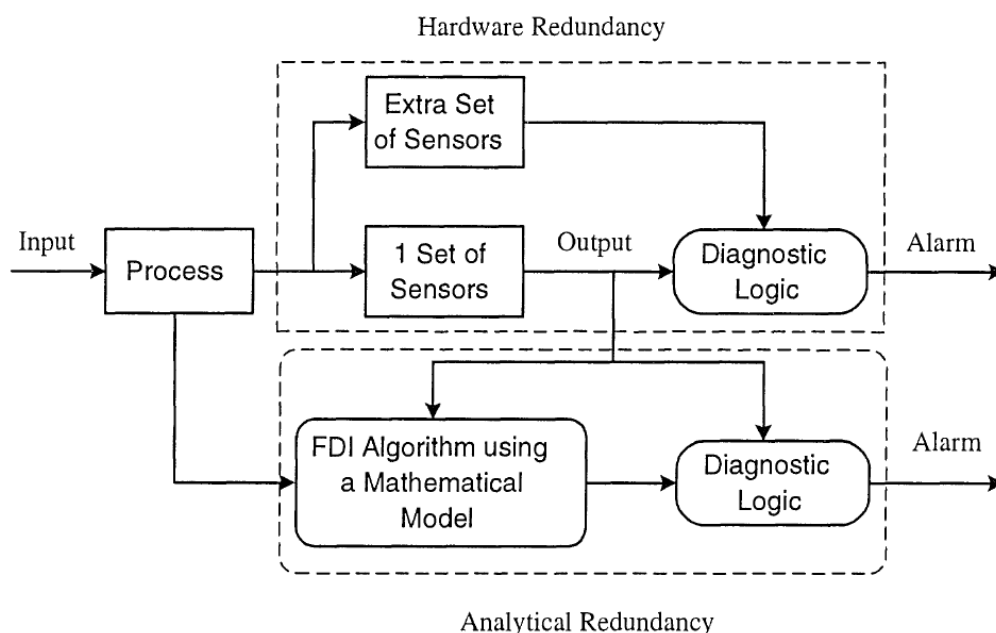
شامل تکثیر سیستم‌های مشابه که کار یکسانی انجام می‌دهند (افزونگی موازی^۳) و همچنین سیستم‌های

غیرمشابه با عملکرد یکسان (افزونگی ناهمسان^۴) می‌شود.

شاخه افزونگی تابعی به روش‌هایی که نیازمند به یک مدل ریاضی (افزونگی تحلیلی)، و

روش‌هایی که مبتنی بر مدل نیستند (افزونگی دانشی^۵) تقسیم می‌شود [۲۷][۴]. شکل ۸-۲ نمایانگر

روش‌های افزونگی سخت‌افزاری و افزونگی تحلیلی است.



شکل ۸-۲ افزونگی سخت‌افزاری و افزونگی نرم‌افزاری [۶]

^۱ Hardware Redundancy

^۲ Functional Redundancy

^۳ Parallel Redundancy

^۴ Dissimilar Redundancy

^۵ Knowledge Redundancy

پس روش‌های تشخیص عیب را می‌توان به دو گروه اصلی تقسیم کرد: روش‌های بدون مدل که

از یک مدل ریاضی آشکار برای سیستم مورد نظرشان استفاده نمی‌کنند (شکل ۲-۹)، و روش‌های مبتنی

بر مدل که مشخصاً از مدل استفاده می‌کنند (شکل ۲-۱۰).

با این حال این نکته باید مطرح گردد که مرز مشخصی بین این دو تعریف وجود ندارد و گاهی

اوقات این دو روش به صورت مشترک باهم مورد استفاده قرار می‌گیرند.

باید به این نکته توجه شود که این گونه نیست که روش‌های مبتنی بر دانش (هوش مصنوعی،

منطق فازی و شبکه‌های عصبی برای مثال) واقعاً مدل سیستم را در دسترس نداشته باشند. تفاوت در

اینجاست که روابط مورد استفاده برای توصیف سیستم واقعی، در واقع توصیفی از رفتار سیستم می‌باشند.

۲-۳-۱ روش‌های بدون مدل [۲۸]

روش‌های بدون مدل، به مدل سیستم هدف نیازی ندارند. در واقع پارامترهای تحت نظارت به

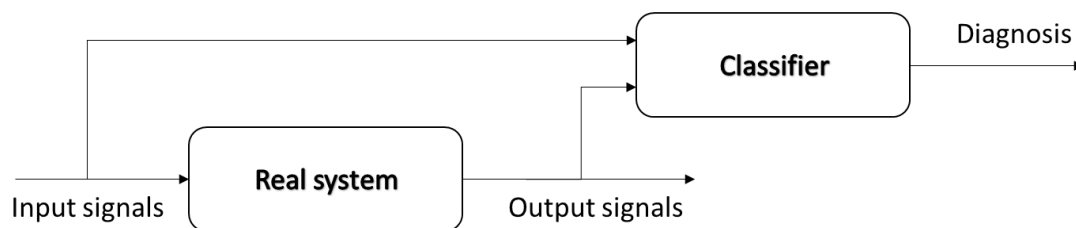
سیستم طبقه‌بندی کننده تشخیص عیب تزریق می‌شوند و خروجی‌های آن، حضور یا عدم حضور عیب

را مشخص می‌کنند. این سیستم طبقه‌بندی کننده معمولاً توسط قوانینی که پارامترهای تحت نظارت را

به عیب‌های متناظر مربوط می‌کند، ساخته می‌شود. با اینکه روش‌های بدون مدل ساختار ساده‌ای دارند

و می‌توانند تشخیص و آشکارسازی عیب را به طور هم‌زمان انجام دهند، اما ساخت قوانین مقاوم برای

آنها به منظور ارزیابی مؤثر عیب‌ها کار دشواری است.



شکل ۹-۲ بلوک دیاگرام روش FDD بدون مدل [۲۸]

محدوده روش‌های تشخیص عیب بدون مدل، از افزونگی سخت‌افزاری و حسگرهای ویژه گرفته تا بررسی حدی^۱ و سیستم‌های هوشمند را شامل می‌شود. البته محدوده مشخصی بین طبقه‌بندی‌های مختلف زیر وجود ندارد و بعضی از این روش‌ها باهم هم‌پوشانی دارند.

• افزونگی سخت‌افزاری

افزونگی سخت‌افزاری از چندین حسگر برای اندازه‌گیری یک کمیت فیزیکی استفاده می‌کند. در این روش یک روند رأی‌گیری برای مقایسه عملکرد، مورد استفاده قرار می‌گیرد، و عیب‌ها توسط مجموعه‌ای از قوانین اکثریت آشکارسازی می‌شوند. گرچه این روش می‌تواند در تشخیص عیب حسگرها مؤثر واقع شود، اما هزینه و پیچیدگی مربوط به نصب حسگرهای اضافی و همچنین محدود بودن قابلیت‌هایش باعث بی طرفدار شدن این روش در بیشتر کاربردهای مهندسی شده است. هرچند این روش معمولاً در تأسیسات انرژی هسته‌ای، جایی که ایمنی و قابلیت اطمینان از اهمیت بسیار بالایی برخوردار است، مورد استفاده قرار می‌گیرد.

¹ Limit-Checking

- حسگرهای ویژه^۱

حسگرهای ویژه نیز در زمینه تشخیص و آشکارسازی عیب مورد استفاده قرار می‌گیرند. به عنوان مثال، حسگرهای حدی در سخت‌افزارهای خاصی با اندازه‌گیری فشار یا دما، کار بررسی حدی را انجام می‌دهند. برخی دیگر از حسگرهای حدی برای مثال بعضی از کمیت‌های فیزیکی مشخص‌کننده عیب، مثل نشتی گاز یا مایع را در کاربردهای مهندسی اندازه‌گیری می‌کنند.

- بررسی حدی

این روش به صورت گسترده در کاربردهای مهندسی مورد استفاده قرار می‌گیرد، جایی که اندازه‌گیری‌های سیستم توسط کامپیوترها با هم مقایسه شده و در نهایت حد مورد نظر تنظیم می‌شود. رد کردن آستانه نشان‌دهنده وجود عیب است. در این گونه سیستم‌ها معمولاً دو سطح آستانه مشخص می‌شود که اولی نوعی هشدار قبلی است و دومی برای شرایط اضطراری مورد استفاده قرار می‌گیرد.

- سیستم هوشمند^۲

یک سیستم هوشمند بین رفتارهای مشاهده‌شده و عیب‌های خاص رابطه برقرار می‌کند. ایجاد یک سیستم هوشمند سه مرحله اساسی دارد: اکتساب دانش از متخصص‌های خبره و سوابق کارهای گذشته، بیان این دانش به صورت منطقی، به عنوان مثال با استفاده از عبارات شرطی اگر-آن‌گاه، به صورت

¹ Special sensors

² Expert system

نمودار یا در جدول تصمیم و درنهایت معرفی روشی برای نتیجه‌گیری. سیستم‌های مبتنی بر قانون،

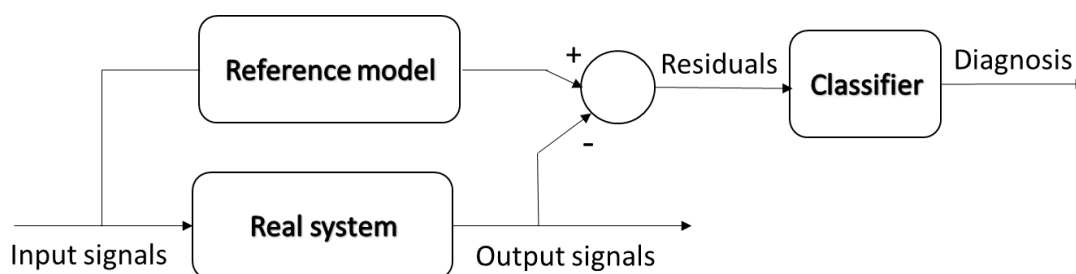
جزئی از سیستم‌های هوشمند به حساب می‌آیند.

۲-۳-۲ روش‌های مبتنی بر مدل

روش‌های مبتنی بر مدل از یک مدل ریاضی یا مدل فیزیکی به‌عنوان مدل مرجع برای توصیف

سیستم، تحت عملیات بدون عیب استفاده می‌کنند. پارامترهای نظارت‌شده با رفتار پیش‌بینی‌شده توسط

مدل مرجع مقایسه شده و تولید مانده می‌کنند که از مانده برای نشان دادن وقوع عیب استفاده می‌شود.



شکل ۲-۱۰ بلوک دیاگرام روش FDD مبتنی بر مدل [۲۸]

روش‌های تشخیص عیب مبتنی بر مدل را می‌توان برحسب ساختارشان به گروه‌های زیر تقسیم

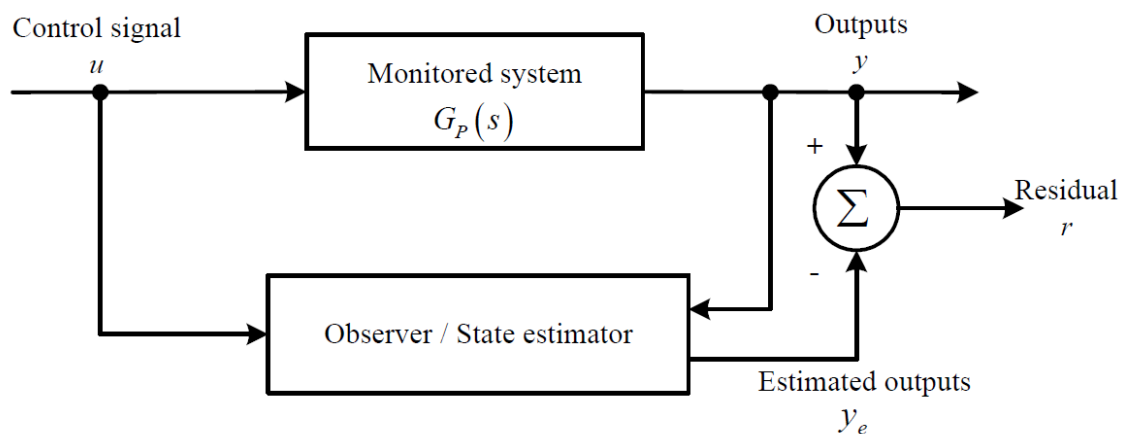
کرد:

- روش مبتنی بر رؤیتگر

در این روش ابتدا یک رؤیتگر طراحی می‌شود و سپس با استفاده از اختلاف بین خروجی

اندازه‌گیری شده و خروجی تخمین زده‌شده، مانده تولید می‌گردد [۲۹][۳۰][۳۱]. این روش برای موارد

خطی به خوبی توسعه یافته و فنون استاندارد متنوعی چه به صورت نظری و چه عملی برای آن پیاده سازی شده اند [۲۹]. توسعه نتایج فوق برای سیستم های غیرخطی نیازمند به طراحی رهیتر غیرخطی است. هرچند که طراحی رهیتر غیرخطی با توجه به پیچیدگی مسئله هنوز به مرحله بلوغ نرسیده است. محبوبیت در حال افزایش مدل های فضای حالت و همچنین استفاده وسیع از رهیترها در نظریه کنترل مدرن، روش FDI مبتنی بر رهیتر را به یکی از مرسوم ترین روش ها در این حوزه تبدیل کرده اند. شکل ۱۱-۲ نمودار طرح کلی این روش را نشان می دهد.

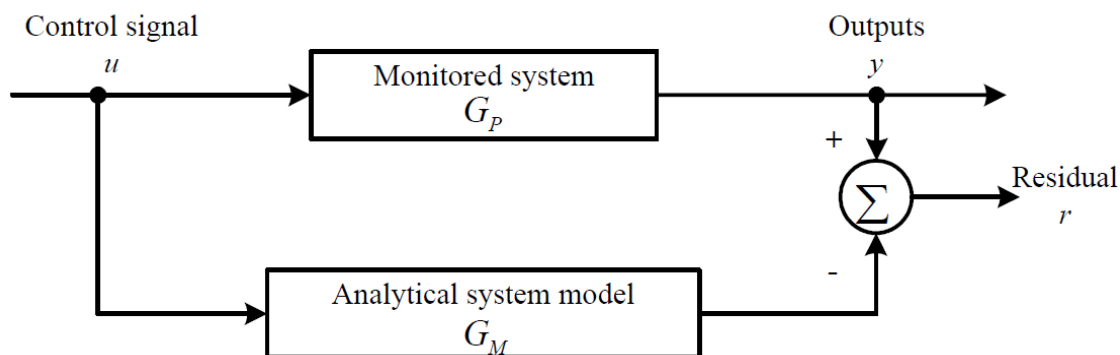


شکل ۱۱-۲ تولید مانده مبتنی بر رهیتر [۳۲]

• روش معادلات برابری

در این روش سیگنال های مانده (یا بردار برابری) با بررسی روی داده های ورودی و خروجی سیستم در یک بازه زمانی داده شده تولید می شوند [۳۱]. وقتی سیگنالی از یکی از آستانه های از پیش تعیین شده برای عیب عبور کند، مشخص می شود که عیب رخ داده است [۳۰]. قابلیت انعطاف در

طراحی در روش معادلات برابری در مقایسه با روش‌های مبتنی بر رؤیتگر، که در طراحی تقریباً بدون محدودیت هستند، کمتر است. این روش در شکل ۱۲-۲ نمایش داده شده است.



شکل ۱۲-۲ تولید مانده مبتنی بر معادلات برابری [۳۲]

برای آشنایی با این روش، یک سیستم تک ورودی تک خروجی ساده را در نظر بگیرید [۳۳]:

$$G_p(s) = \frac{y_p(s)}{u(s)} = \frac{B_p(s)}{A_p(s)} \quad (1-2)$$

مدل مرجع نیز به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$G_m(s) = \frac{y_m(s)}{u(s)} = \frac{B_m(s)}{A_m(s)} \quad (2-2)$$

پس سیستم را می‌توان به صورت زیر تعریف کرد:

$$G_p(s) = G_m(s) + \Delta G_m(s) \quad (3-2)$$

که $\Delta G_m(s)$ در واقع نمایانگر خطاهای مدل است.

حال فرض کنید که عیب حسگر $f_s(s)$ و عیب محرک $f_a(s)$ به سیستم حقیقی اضافه شوند.

پس مانده‌ها را می‌توان به صورت زیر در نظر گرفت:

$$\begin{aligned} r(s) &= y_p(s) - y_m(s) = y_p(s) - G_m(s)u(s) \\ &= G_p(s)[u(s) + f_a(s)] + f_s(s) - G_m(s)u(s) \quad (4-2) \\ &= \Delta G_m(s)u(s) + G_p(s)f_a(s) + f_s(s) \end{aligned}$$

در حالتی که مدل با فرایند، تطابق مناسبی دارد، مانده صفر می‌شود، در این حالت عیب حسگر

و محرک در سیستم ظاهر نشده‌اند. معادله (4-2) را معادله برابری و r را مانده اولیه می‌نامند.

• روش تخمین پارامتر^۱ [۳۴]

این روش مبتنی بر فنون شناسایی سیستم است. در این دیدگاه، عیب‌ها در پارامترهای سیستم

فیزیکی مثل اصطکاک، جرم، چسبندگی، مقدار مقاومت، ضریب القایی، ظرفیت خازنی و غیره ظاهر

می‌شوند. ایده اصلی روش تشخیص بدین گونه است که پارامترهای فرایند حقیقی، به صورت برخط با

استفاده از روش‌های تخمین پارامتر، تخمین زده شده و نتایج با پارامترهای مدل مرجع، که تحت شرایط

بدون عیب در ابتدا به دست آمدند، مقایسه می‌شوند. شکل ۲-۱۳ نشان‌دهنده طرح کلی این روش است.

¹ Parameter Estimation

باید به این نکته توجه شود که یک محدودیت برای روش مبتنی بر تخمین این است که سیگنال ورودی حتماً باید محرک باشد. این شرایط بدین معناست که سیگنال ورودی اطلاعات کافی برای تخمین پارامترها را فراهم کند.

مدل ورودی-خروجی زیر را برای یک سیستم تک ورودی-تک خروجی در نظر بگیرید،

$$a_n y^n(t) + \dots + a_1 \dot{y}(t) = b_0 u(t) + \dots + b_m u^{(m)}(t) \quad (5-2)$$

که $a_1 \dots a_n$ و $b_0 \dots b_m$ پارامترهای مدل هستند. بردار پارامترها را به صورت زیر در نظر بگیرید.

$$\theta = [a_n \dots a_1 \ b_m \dots b_0]^T \quad (6-2)$$

پس θ را می توان از ورودی u و خروجی y سیستم به دست آورد.

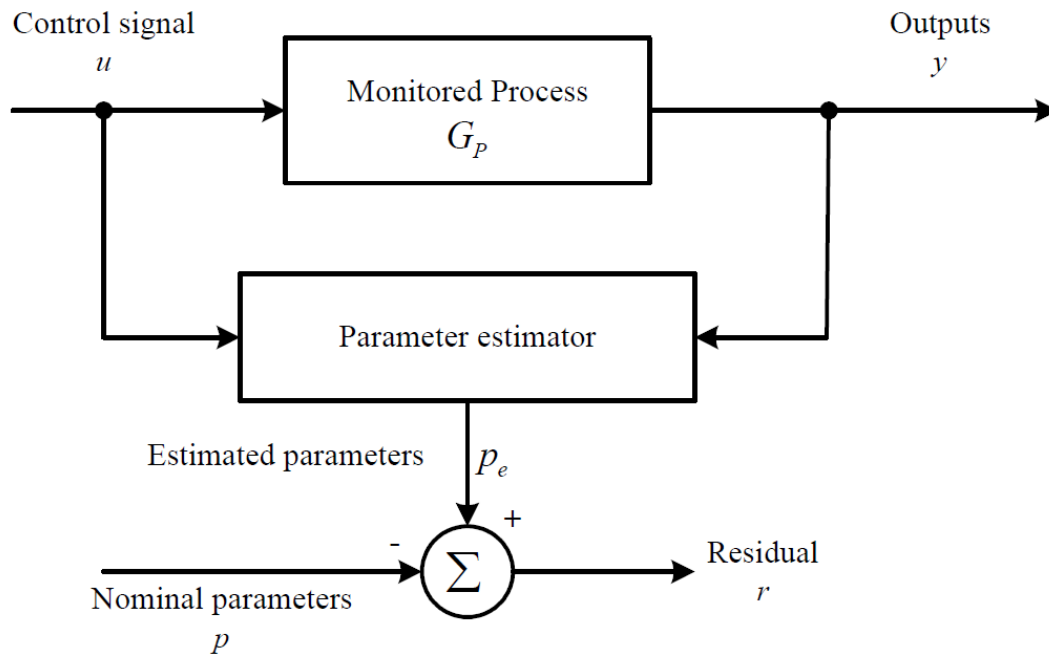
اگر رابطه بین پارامتر مدل θ و پارامتر فیزیکی p مشخص باشد، یعنی $\theta = f(p)$ ، آنگاه

می توان p را با فرض موجود بودن تابع معکوس f به صورت $p = f^{-1}(\theta)$ به دست آورد. مانده r

به صورت برداری از انحرافهای مقادیر پارامترها، ∇p ، از مقادیر نامی آنها در نظر گرفته می شوند.

متعاقباً، با نظارت بر تغییرات در پارامتر فیزیکی، Δp_i ، می توان کار آشکارسازی عیب را انجام داد. این

روش مخصوصاً برای شناسایی عیبهای نرم کاربرد دارد.



شکل ۲-۱۳ تولید مانده مبتنی بر روش تخمین پارامتر [۳۲]

• روش‌های فاکتورگیری [۲۹]

روش‌های فاکتورگیری جزئی از روش‌های حوزه فرکانس محسوب می‌شوند. نشان داده شده که تمامی روش‌های فاکتورگیری همانند روش‌های مبتنی بر رؤیتگر هستند، با این تفاوت که در حوزه فرکانس طراحی می‌شوند. این روش‌ها را نمی‌توان به سیستم‌های غیرخطی اعمال کرد.

۲-۴ مقاوم بودن در تشخیص عیب مبتنی بر مدل

تشخیص عیب مبتنی بر مدل از مدل‌های ریاضی سیستم تحت نظارت استفاده می‌کند، هرچند مدل ریاضی کامل و دقیق یک سیستم فیزیکی هیچ‌گاه در دسترس نیست. معمولاً، ممکن است که با گذر زمان، پارامترهای سیستم به‌طور نامشخصی تغییر کنند و از آنجایی که خصوصیات اغتشاشات و نویز

ناشناخته هستند، نمی‌توان آن‌ها را به‌درستی مدل کرد [۱]. از این‌رو، همیشه بین فرایند حقیقی و مدل ریاضی آن، حتی اگر عیبی در فرایند وجود نداشته باشد، عدم تطابق وجود دارد. جدا از عملیات مدل سازی که در بحث کنترل مورد استفاده قرار می‌گیرد، چنین اختلافاتی بین فرایند حقیقی و مدل ریاضی باعث به وجود آمدن مشکلات اساسی در کاربردهای تشخیص عیب می‌شود. این اختلافات منبعی از هشدارهای اشتباه^۱ و عدم هشدار^۲ را تشکیل می‌دهند که می‌توانند کارایی سیستم تشخیص عیب را تا جایی پایین بیاورند که کاملاً غیرقابل استفاده شود [۲۹]. بنابراین مدل کردن عدم قطعیت‌ها یکی از مهم‌ترین نکات در بحث تشخیص عیب مبتنی بر مدل است [۶]. برای غلبه بر مشکلات عدم قطعیت، یک سیستم تشخیص عیب مبتنی بر مدل باید مقاوم شود، یعنی نسبت به عدم قطعیت‌ها غیر حساس و حتی نامتغیر شود. گاهی اوقات فقط کاهش حساسیت به عدم قطعیت‌های مدل‌سازی مشکل را حل نمی‌کند، زیرا چنین کاهش حساسیتی ممکن است که حساسیت به عیب را نیز کاهش دهد. روش مناسب‌تر در رابطه با مسئله تشخیص عیب مقاوم، افزایش مقاوم بودن به عدم قطعیت مدل‌سازی است بدون اینکه حساسیت عیب کاهش پیدا کند (یا حتی در شرایط بهتر حساسیت به عیب را افزایش دهد) [۱][۲۶]. طرح تشخیص عیب طراحی‌شده، به‌منظور حفظ حساسیت مطلوب برای عیب و مقاوم بودن آن نسبت به عدم قطعیت‌های مدل‌سازی را طرح تشخیص عیب مقاوم می‌نامند. توسعه روش‌های تشخیص عیب مبتنی بر مدل مقاوم طی سی سال گذشته مورد توجه قرار گرفته است. چندین روش،

¹ False Alarms

² Missed alarms

مثل رؤیتگر ورودی نامعلوم، تخصیص ساختار ویژه و یا روش‌های معادلات برابری مقاوم بهینه برای این منظور معرفی شده‌اند. هرچند، تحقیقات در این زمینه بر روی توسعه کاربرد عملی این روش‌ها همچنان ادامه دارد. یکی از وظایف مهم تشخیص عیب مبتنی بر مدل، قابلیت تشخیص عیب‌های نرم است، این کار باید قبل از پیشرفت عیب و مشکل‌ساز شدنش و نیازمند بودن به نیروی انسانی یا سیستم خودکار برای مداخله، انجام گیرد [۳۱]. تشخیص عیب‌های ناگهانی کار نسبتاً آسانی است، زیرا اثرات آن روی سیستم تشخیص عیب بزرگ‌تر از عدم قطعیت‌های مدل‌سازی است و می‌توان آن‌ها را به راحتی تشخیص داد. اما عیب‌های نرم تأثیرات کمی روی مانده دارند و احتمال دارد که به دلیل عدم قطعیت‌های مدل‌سازی مخفی باقی بمانند و تشخیص داده نشوند. این موضوع اهمیت تشخیص عیب مقاوم را به خوبی مطرح می‌کند. اثر یک عیب نرم روی سیستم مورد نظارت بسیار کوچک بوده و وقوع آن تقریباً نامحسوس است. با اینکه ممکن است عیب نرم در مراحل اولیه تحمل‌پذیر باشد، امکان دارد به آرامی رشد کرده و باعث عواقب شدیدی شود. باید توجه داشت که عیب نرم در واقع نوعی سوء عمل است که از اهمیت کمی برخوردار است (در زمان آشکار شدن اولیه) و معمولاً به صورت پیوسته به رشد خود ادامه می‌دهد (یعنی خصوصیات سیگنال ناپیوسته که از تغییرات ناگهانی پدید می‌آید را دارا نیست). حضور عیب نرم ضرورتاً کارایی سیستم را به مقدار قابل توجهی کاهش نمی‌دهد، با این حال، وجود چنین عیب‌هایی نشان‌دهنده این است که حسگر باید تعویض شود و یا سیستم دوباره پیکربندی شود تا از احتمال وقوع و افزایش سوء عمل‌های جدی جلوگیری به عمل آید. اعلان سریع عیب‌های نرم می‌تواند به اپراتور (یا

سیستم نظارت خودکار) اطلاعات و زمان کافی، برای انجام عملیات لازم به منظور جلوگیری از شکست در سیستم را بدهد. پس آشکارسازی و تشخیص موفق عیب‌های نرم، چالشی جدی در طراحی و ارزیابی الگوریتم‌های مورد استفاده در محیط‌های ایمنی-حساس محسوب می‌شود [۱].

معرفی و مدل سازی ریاضی سیستم

۳-۱ مقدمه

وسایل نقلیه بدون سرنشین مثل هواپیماهای بدون سرنشین (UAVs)^۱ از پیچیده‌ترین سیستم‌های کنترلی هستند که تاکنون مورد مطالعه قرار گرفته‌اند. هدف جاه‌طلبانه این‌گونه سیستم‌ها خودگردانی^۲ است، یعنی توانایی انجام اهداف مأموریت در حضور عدم قطعیت‌های قابل توجه و اتفاقات غیرمنتظره مثل عیب، بدون دخالت نیروی انسانی [۳۱]. این‌گونه وسایل در محیط‌هایی با درجه عدم قطعیت بالا و اغتشاش به کار گرفته می‌شوند، پس مسئله کنترل دقیق و کامل آن‌ها کار بسیار سختی است و نیازمند به روش‌های کنترلی پیچیده است. از طرفی دیگر، نیاز شدید سیستم‌های کنترلی به امنیت و قابلیت اطمینان بیشتر، مسئله شناسایی و تشخیص عیب در این سیستم‌ها را بیش از پیش حیاتی و مهم ساخته است. پیشرفت‌های صورت گرفته در زمینه الکترونیک هوایی و روش‌های کنترل پرواز، تکنولوژی هواپیماهای بدون سرنشین را به نقطه‌ای رسانده که به‌طور معمول در کاربردهای نظامی و تجاری مورد استفاده قرار می‌گیرند.

۳-۲ نیروها و ممان‌ها

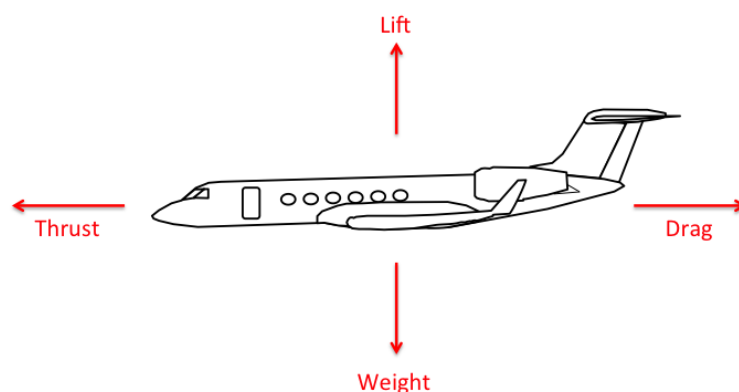
یک هواپیمای در حال پرواز، همانند جسمی سفت و محکم در هوا شناور است [۲۶]. نیروهایی که روی بدنه هواپیما اثر می‌گذارند در واقع به واسطه حرکت هواپیما در میان هوا و خصوصیات ذاتی

¹ Unmanned Aerial Vehicles

² Autonomy

خود بدنه هواپیما (مثل جرم هواپیما و غیره)، به وجود می‌آیند. برای حرکت هواپیما در فضا می‌توان یک دستگاه مختصات کارتزین سه‌بعدی را در نظر گرفت که تغییر مکان و تغییر جهت، در راستای هر کدام از محورها برای هواپیما محتمل است، لذا سیستم دارای ۶ درجه آزادی ($6DoF^1$) است که به‌طور خاص به آزادی بدنه در حرکت به جلو/عقب، بالا/پایین و چپ/راست و همچنین حرکت دورانی هواپیما حول سه محور فوق اشاره می‌کند [۳۵][۲۶].

چهار نیروی اصلی که پیوسته روی هواپیما اثر می‌گذارند عبارتند از: گرانش^۲، برا^۳، پسا^۴ و رانش^۵ [۴]. در این چهار نیرو، تنها گرانش ثابت است و سه نیروی دیگر را می‌توان با توجه به طراحی خود هواپیما کنترل کرد. هنگامی که هواپیما در ارتفاع به‌صورت مستقیم و با سرعتی ثابت پرواز می‌کند، تمامی نیروها باید مطابق شکل ۱-۳ در تعادل باشند.



شکل ۱-۳ نیروهای وارد بر هواپیما

¹ 6 Degree of Freedom

² Gravity

³ Lift

⁴ Drag

⁵ Thrust

هرکدام از نیروها در زیر به اختصار معرفی می‌شوند:

- **گرانش:** وزن، یک نیروی طبیعی (غیرقابل کنترل) است که وجود آن به دلیل نیروی گرانش است. گرانش روی تمامی اجسام موجود در میدان گرانشی زمین اثر می‌گذارد، بنابراین وزن از مرکز گرانش هواپیما نیز به صورت عمودی و در جهت پایین روی هواپیما اثر می‌گذارد [۲۶].
اندازه وزن به جرم هواپیما بستگی دارد [۴].

- **پروا:** نیروی اصلی مورد نیاز برای حفظ پایداری پرواز و اوج گیری، نیروی پروا است که توسط جریان هوای عبوری در بال‌ها ایجاد می‌شود. نیروی پروا باید با وزن هواپیما مقابله کند و زیاد شدن آن در هواپیما برابر است با افزایش سرعت عمودی هواپیما [۴][۲۶]. اندازه پروا به چندین عامل از جمله شکل، اندازه، مکانیزم بالچه‌های کنترلی و سرعت هواپیما بستگی دارد.

- **پسا:** وقتی هواپیما در حال پرواز است، هوا با حرکت آن مقابله می‌کند. این نیروی مقاومت طبیعی پسا نامیده می‌شود که در مقابل رانش هواپیما عمل کرده و باعث کاهش سرعت هواپیما می‌شود [۴][۲۶].

- **رانش:** همه هواپیماها، برای تأمین نیروی رانش مورد نیاز برای غلبه بر نیروی پسای ایجاد شده توسط حرکت هواپیما در میان هوا، نیازمند به یک واحد پیشران^۱ هستند [۴]. این نیرو در حقیقت یک نیروی جلو برنده است که توسط موتورها حاصل می‌شود و در جهت طولی هواپیما

¹ Propulsion Unit

عمل می‌کند. این نیرو باعث حرکت روبه‌جلوی هواپیما شده و برا را در بالچه‌های کنترلی ایجاد می‌کند. در هواپیماها از واحدهای پیشران‌ش متنوعی استفاده می‌شود (مثل موتور پیستونی، ملخ، موتور توربین دار و موتور جت). جهت این نیرو نیز به چگونگی اتصال موتورها به هواپیما بستگی دارد [۲۶].

۳-۳ محورها‌ی اصلی هواپیما

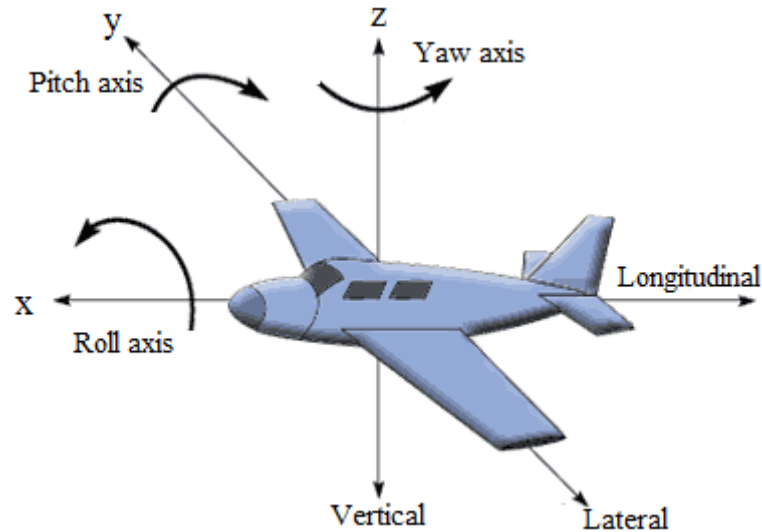
- **گردش^۱:** محور گردش عمود بر بال‌هاست، به‌طوری‌که مبدأ آن در مرکز گران‌ش هواپیما و جهت آن به سمت پایین هواپیما است. حرکت گردش در واقع حرکت دماغه هواپیما به چپ یا راست است.
- **پیچش^۲:** محور پیچش، عمود بر محور گردش و موازی با بال‌ها است، به‌طوری‌که مبدأ آن مرکز گران‌ش هواپیما و جهتش به سمت نوک بال راست است. حرکت پیچش در واقع بالا یا پایین رفتن دماغه هواپیما است.
- **غلت^۳:** محور غلت عمود بر دو محور بالا‌ست، به‌طوری‌که مبدأ آن مرکز گران‌ش هواپیما و جهت آن به سمت دماغه هواپیما است. حرکت غلت در واقع بالا و پایین رفتن نوک بال‌های هواپیما است.

^۱ Yaw

^۲ Pitch

^۳ Roll

سه محور اصلی هواپیما در شکل زیر نشان داده شده‌اند.



شکل ۲-۳ محوره‌های اصلی هواپیما

۳-۴ سطوح کنترلی هواپیما

سیستم‌های کنترلی هواپیما، ترکیبی از تجهیزات الکترونیکی و مکانیکی هستند که با دقت

فراوان به‌منظور پاسخ مناسب به ورودی‌های کنترلی و همچنین پرواز بسیار دقیق و مطمئن هواپیما،

طراحی شده‌اند. هدف سیستم‌های کنترلی، انتقال ورودی حرکتی از سمت خلبان و یا اتوپایلوت به سطح

کنترلی است. یک هواپیمای معمولی مجهز به سطوح ثابت و متحرک خاصی است که طی پرواز، کنترل

و پایداری هواپیما را تأمین می‌کنند. گفته شد که هواپیما برای پرواز، به‌منظور مقابله با نیروهای پسا و

وزن هواپیما، نیازمند به میزان مناسبی از نیروهای برا است. نیروی مؤثر در مرکز گرانش، مهم‌ترین

نیروی مورد نیاز برای یک پرواز پایدار است. به‌طور کلی، تمامی سطوح کنترلی از قاعده نیروهای برا در

جهت‌های مختلف استفاده می‌کنند.

با استفاده از نیروهای تولید شده از حرکات این سطوح کنترلی می‌توان کنترل هواپیما را در دست گرفت و مانورهای هوایی مختلفی را انجام داد. این نیروها می‌توانند به صورت مستقل و یا با هم به هواپیما اعمال شوند. سطوح کنترلی اصلی در سیستم هواپیما، که وظیفه حرکت هواپیما به جهات مختلف را دارند در شکل ۲-۳ نشان داده شده‌اند.

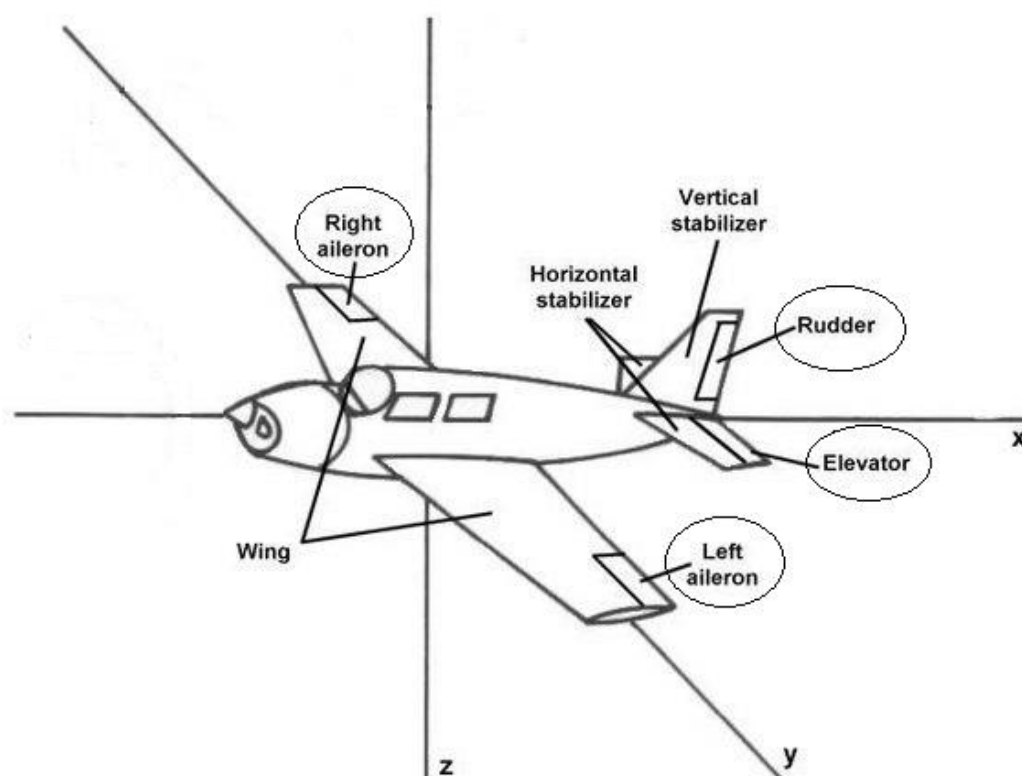
- **شهپر:** شهپرهای باله‌های کوچکی در قسمت انتهایی هر بال و لبه انتهایی آن بال هستند. چرخش هواپیما حول محور طولی، اساساً به وسیله این شهپرهای صورت می‌گیرد. در واقع شهپرهای سطوح کنترلی غلتیدن هواپیما هستند. در ارتفاع‌های بالا هنگامی که مثلاً هواپیما می‌خواهد به سمت راست دور بزند، شهپر سمت چپ پایین رفته و شهپر سمت راست بالا می‌رود. این عمل باعث ایجاد نیروهای برای نامساوی در هرکدام از بال‌ها شده و باعث چرخش هواپیما حول محور طولی می‌شود.

- **سکان:** سکان باعث چرخش هواپیما حول محور عمودی می‌شود و برای تغییر مسیر هواپیما به سمت راست یا چپ در ارتفاع کم و با سرعت بالا به کار می‌رود. در واقع سکان‌ها سطوحی برای کنترل گردش هواپیما هستند. سکان به پایدارکننده عمودی روی دم هواپیما لولا شده است. جریان هوا باعث وارد شدن نیرو به سکان و چرخش هواپیما در جهت نیرو می‌شود.

بنابراین، سکان با تغییر گردش هواپیما، برای کنترل جهت حرکت آن مورد استفاده قرار می‌گیرد. برای مثال با حرکت سکان به سمت چپ، هواپیما به سمت چپ می‌چرخد. تأثیر سکان در سرعت‌های بالا افزایش پیدا می‌کند، بنابراین به منظور واکنش مطلوب هواپیما، انحراف زیاد در سرعت‌های پایین، و انحراف کم در سرعت‌های بالا مورد نیاز است.

- **بالابر:** بالابرها بالچه‌هایی هستند که به پایدارکننده افقی قرار گرفته بر روی دم هواپیما لولا شده‌اند. بالابرها در واقع سطوح کنترلی پیچش هواپیما می‌باشند. این دو بالچه با بالا رفتن خود، باعث می‌شوند که جریان هوا، دم هواپیما را به پایین فشار دهد. پایین آمدن دم هواپیما باعث بالا رفتن دماغه شده و بنابراین با افزایش زاویه پیچش، صعود یا افزایش ارتفاع را به دنبال دارد. در حالت عکس، این بالچه‌ها با پایین رفتن خود باعث بالا رفتن دم هواپیما می‌شوند. بالا رفتن دم هواپیما، یعنی پایین آمدن دماغه و این خود مساوی است با نزول یا از دست دادن ارتفاع. به خاطر داشته باشید که بالابرها به‌طور هم‌جهت کار می‌کنند، یعنی هر دو باهم بالا رفته و هر دو باهم پایین می‌آیند.

به‌طور خلاصه، هرگونه حرکتی از این سه سطح کنترلی اصلی، جریان هوا بر روی این سطوح را تغییر داده و بنابراین مستقیماً روی برا و پسای تولیدشده توسط حرکات ترکیبی این سطوح اثر می‌گذارد و با استفاده از آن می‌توان هواپیما را پیرامون سه محور چرخشی‌اش کنترل کرد.



شکل ۳-۳ سطوح کنترلی هواپیما [۲۶]

حرکات اصلی هواپیما شامل غلت، پیچش و گردش که مربوط به سه سطح کنترلی مختلف

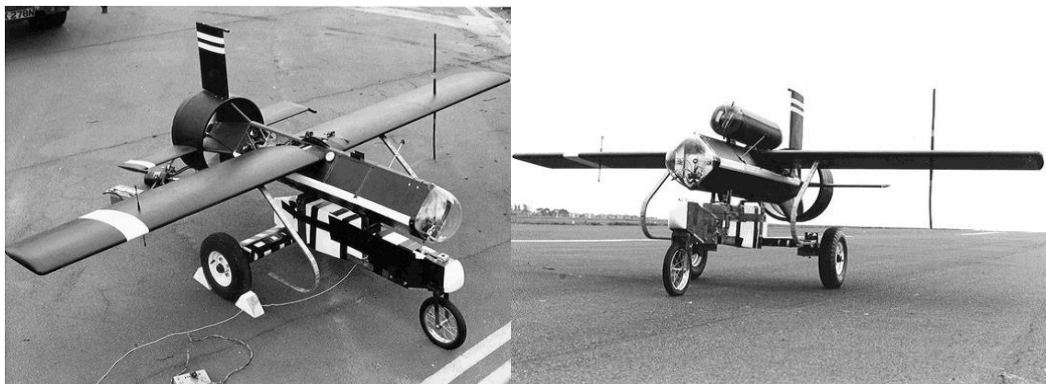
می‌باشند در جدول ۱-۳ نشان داده شده‌اند.

جدول ۱-۳ حرکات هواپیما [۲۶]

توصیف	حرکات کنترلی	سطوح کنترلی
چرخش حول محور طولی	غلت	شهرها
حرکت دماغه به چپ یا راست	گردش	سکان
حرکت دماغه به بالا یا پایین	پیچش	بالا برها

۳-۵ معرفی سیستم

مچان^۱، هواپیمای بدون سرنشینی است که برای این مطالعه در نظر گرفته شده است. گروه تحقیقاتی مهندسی سیستم‌های هوشمند و کنترل دانشگاه هال، یورک و کرانفیلد^۲ از این هواپیما استفاده کرده‌اند. اپلین^۳ مدل غیرخطی مچان را در سال ۱۹۸۱ به دست آورد و سپس در سال ۱۹۸۵ اسلین^۴ مدل خطی شده آن را معرفی کرد. مچان مثال خوبی برای یک سیستم پرواز ناپایدار حلقه باز بوده که برای روش‌های تشخیص عیب مبتنی بر مدل، بسیار مناسب است [۳۵].



شکل ۳-۴ هواپیمای بدون سرنشین مچان در دانشگاه کرانفیلد

به دلیل پیچیده بودن سیستم غیرخطی هواپیما، لازم است که برای طراحی سیستم کنترلی آن، سیستم خطی مورد استفاده قرار گیرد [۳۵]. پس برای تعیین کردن مدل هواپیما، اعمال ساده‌سازی اجتناب‌ناپذیر است.

¹ Machan

² Hull, York and Cranfield

³ Aplin

⁴ Aslin

فرض کنید که هواپیما هیچ‌گونه چرخشی حول مرکز گرانشش ندارد، در این حالت می‌توان

یک مدل خطی تغییرناپذیر با زمان را به دست آورد. از آنجایی که در مرحله اول، پایداری هواپیما از

اهمیت بالایی برخوردار است، این مدل خطی، توصیف کافی و مناسبی از معادلات غیرخطی را در اختیار

ما قرار می‌دهد.

مدل خطی هواپیما به دو قسمت حرکت طولی و حرکت عرضی تقسیم می‌شود [۳۵] تا رفتار

هواپیما با دقت بیشتری مورد بررسی قرار گیرد. در این حالت خاص زاویه بالابر روی ۰٫۱۱ رادیان و

سرعت هواپیما روی ۳۳ متر بر ثانیه تنظیم شده است.

ورودی‌ها و متغیرهای حالت حرکت طولی هواپیما به صورت زیر تعریف شده‌اند:

$$x_{longitudinal} = \begin{cases} U = \text{Forward Velocity} \\ W = \text{Downward Velocity} \\ Q = \text{Pitch Rate} \\ \theta = \text{Pitch Angle} \\ h = \text{Height} \\ X_E = \text{Thrust} \\ \eta_c = \text{Elevator (actuator mode)} \end{cases}$$

$$U_{longitudinal} = \begin{cases} \eta = \text{Elevator Angle} \\ T_H = \text{Throttle} \end{cases}$$

با توجه به این‌که:

$$\begin{cases} \dot{x}_{longitudinal} = A_{longitudinal}x_{longitudinal} + B_{longitudinal}u_{longitudinal} \\ y_{longitudinal} = C_{longitudinal}x_{longitudinal} \end{cases}$$

ماتریس‌های حالت حرکت طولی به صورت زیر می‌باشند:

$$A_{longitudinal} = \begin{bmatrix} -0.062 & 0.2859 & 0 & -9.8 & 0 & 0.0125 & 0 \\ -0.562 & -2.3298 & 32.9799 & 0 & 0 & 0 & 5.3170 \\ 0.070 & -0.4526 & -0.0499 & 0 & 0 & 0 & -13.578 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 33 & 0 & 0 & 0 \\ -16.8501 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1.1968 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix}$$

$$B_{longitudinal} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 130.0813 \\ 20 & 0 \end{bmatrix}$$

$$C_{longitudinal} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

ورودی‌ها و متغیرهای حالت حرکت عرضی هواپیما به صورت زیر تعریف شده‌اند:

$$x_{lateral} = \begin{cases} V = Side\ Slip\ Velocity \\ P = Roll\ Rate \\ R = Yaw\ Rate \\ \phi = Roll\ Angle \\ \psi = Yaw\ Angle \\ \tau_c = Rudder\ (actuator\ mode) \\ \zeta_c = Aileron\ (actuator\ mode) \end{cases}$$

$$U_{lateral} = \begin{cases} \tau = Rudder\ Angle \\ \zeta = Aileron\ Angle \end{cases}$$

با توجه به این‌که:

$$\begin{cases} \dot{x}_{lateral} = A_{lateral}x_{lateral} + B_{lateral}u_{lateral} \\ y_{lateral} = C_{lateral}x_{lateral} \end{cases}$$

ماتریس‌های حالت حرکت عرضی به صورت زیر می‌باشند:

$$A_{lateral} = \begin{bmatrix} -0.2773 & 0.2859 & -32.9207 & 9.81 & 0 & -5.4324 & 0 \\ -0.1033 & -8.5248 & 3.7509 & 0 & 0 & 0 & -28.6408 \\ 0.3650 & 0 & -0.3139 & 0 & 0 & -9.4170 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -5 \end{bmatrix}$$

$$B_{lateral} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 20 & 0 \\ 0 & 10 \end{bmatrix}$$

$$C_{lateral} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

فصل چهارم

آشکار سازی و تشخیص عیب مبتنی بر تخصیص ساختار ویژه

۱-۴ مبانی تخصیص ساختار ویژه

سیستمی خطی، تغییرناپذیر با زمان و چند متغیره را با معادله حالت دینامیک زیر در نظر

بگیرید:

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (1-4)$$

که x و u به ترتیب بردارهای n و m بعدی، و A و B ماتریس‌های حقیقی و ثابت هستند. فرض می‌شود

که ماتریس B رتبه کامل^۱ است. رفتار سیستم (۱-۴) تابع قطب‌های سیستم و در واقع تابع مقادیر ویژه

ماتریس A است.

معمولاً به منظور رسیدن به خصوصیات خاصی نظیر پایداری، می‌توان قطب‌های سیستم را

اصلاح کرد. این عمل را می‌توان با استفاده از کنترل فیدبک حالت انجام داد:

$$u = Fx \quad (2-4)$$

و F ، همان ماتریس بهره فیدبک، طوری انتخاب می‌شود که سیستم دینامیک اصلاح‌شده به فرم زیر

دارای قطب‌های مطلوب باشد:

$$\dot{x} = (A + BF)x \quad (3-4)$$

مقادیر ویژه سیستم حلقه بسته $(A + BF)$ به صورت مجموعه $L = \{\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n\}$ در نظر گرفته

¹ Full Rank

می‌شود. در ادامه، به ارائه روشی مناسب [۳۷] به منظور یافتن ماتریس بهره فیدبکی که دارای بردارهای ویژه قابل قبولی باشد، پرداخته می‌شود.

فرض کنید که v_i و w_i ، $(i=1,2,\dots,n)$ ، بردارهای ویژه راست و چپ ماتریس سیستم حلقه بسته $M=A+BF$ باشند. v_i و w_i بردارهای ویژه متناظر با مقدار ویژه $\lambda_i \in L$ هستند، در این صورت:

$$Mv_i = \lambda_i v_i, \quad w_i^T M = \lambda_i w_i^T \quad (4-4)$$

اگر M ، n بردار ویژه مستقل خطی داشته باشد، آنگاه M قابل قطری شدن است و در [۳۶] نشان داده است که حساسیت مقدار ویژه λ_i به اختلالات^۱، در اجزای A ، B و F به مقدار عدد وضعیت^۲ G_i بستگی دارد که:

$$G_i = \|w_i\|_2 \|v_i\|_2 / |w_i^T v_i| \geq 1 \quad (5-4)$$

در صورت وجود مقادیر ویژه گوناگون، باید انتخاب به خصوصی از بردارهای ویژه را در نظر گرفت. محدوده حساسیت‌های هر کدام از مقادیر ویژه به صورت زیر مشخص شده است [۳۶]:

$$\max_i G_j \leq \kappa_2(V) = \|V\|_2 \|V^{-1}\|_2 \quad (6-4)$$

که $\kappa_2(V)$ عدد وضعیت ماتریس $V = [v_1, v_2, \dots, v_n]$ بردارهای ویژه راست است. اگر $\kappa_2(V) = 1$

^۱ Perturbation

^۲ Condition number

شود آن گاه V خوش وضع است و این در صورتی است که $M=A+BF$ یک ماتریس نرمال باشد، یعنی

$$M^*M = MM^*$$

حال مسئله تخصیص مقدار ویژه فیدبک حالت را می‌توان به صورت زیر بیان کرد:

"ماتریس‌های حقیقی $A \in R^{n \times n}$ و $B \in R^{n \times m}$ و مقادیر ویژه مطلوب $L = \{\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n\}$

را در نظر بگیرید. ماتریس حقیقی $F \in R^{m \times n}$ و ماتریس غیرتکین V را طوری بیابید که شرایط زیر

برقرار باشد:

$$(A + BF)V = V\Lambda \quad (V-4)$$

که $\Lambda = \text{diag} \{\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n\}$ طوری انتخاب شده که عدد وضعیت بهینه باشد."

به دست آوردن فیدبک F در حقیقت بستگی به انتخاب ماتریس V بردارهای ویژه دارد. در

حالتی که $m=1$ است، اگر F موجود باشد، V یکتاست و اعداد وضعیت C_i را نمی‌توان کنترل کرد. در

حالت $m=n$ ، V ممکن است که همیشه متعامد^۱ باشد و بنابراین طوری شود که $C_i = 1, \forall i$ می‌توان

برای یک سیستم کلی چند ورودی ($1 < m < n$) حساسیت‌های قطب‌های تخصیص یافته را با انتخاب

مناسبی از بردارهای ویژه تشکیل دهنده ماتریس V ، تا حدی کنترل کرد.

در ادامه نشان داده می‌شود که با توسعه روش تخصیص مقدار ویژه می‌توان به خصوصیات مورد

¹ Orthogonal

نظر بیشتری دست پیدا کرد.

زوج ماتریس (A, B) و مجموعه مقادیر ویژه $L = \{\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n\}$ را همانند قبل در نظر بگیرید.

هدف، یافتن بردار ویژه راست V به طوری است که معادله (۷-۴) برقرار باشد. در این حالت هیچ گونه

محدودیتی روی کنترل پذیری (A, B) وجود ندارد. حال می توان پرسید که تحت چه شرایطی ماتریس

غیرتکین V می تواند در این مسئله بکار گرفته شود و بنابراین قضیه زیر مطرح می شود.

قضیه [۳۷]:

$\Lambda = \text{diag} \{\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n\}$ و ماتریس غیرتکین V را در نظر بگیرید، در این صورت F تنها

در صورتی در معادله (۷-۴) صدق می کند که، اگر و تنها اگر:

$$U_1^T (AV - V\Lambda) = 0 \quad (۸-۴)$$

که

$$B = [U_0, U_1] \begin{bmatrix} Z \\ 0 \end{bmatrix} \quad (۹-۴)$$

که $U = [U_0, U_1]$ متعامد و Z غیرتکین است. در این صورت F صریحاً به صورت زیر به دست می آید:

$$F = Z^{-1} U_0^T (V\Lambda V^{-1} - A) \quad (۱۰-۴)$$

اثبات [۳۷]:

فرض شد که ماتریس B رتبه کامل است، پس امکان تجزیه آن وجود دارد. با توجه با معادله

(۷-۴)، ماتریس F باید در معادله زیر صدق کند:

$$BF = V\Lambda V^{-1} - A \quad (۱۱-۴)$$

با ضرب U^T در معادله فوق:

$$\begin{cases} ZF = U_0^T (V\Lambda V^{-1} - A) \\ 0 = U_1^T (V\Lambda V^{-1} - A) \end{cases} \quad (۱۲-۴)$$

پس با توجه به این که V معکوس پذیر است، می توان معادله های (۸-۴) و (۱۰-۴) را به دست آورد.

توجه شود که معادله (۱۱-۴) نشان می دهد که F در صورتی موجود است که، اگر و تنها اگر:

$$\mathcal{R}\{V\Lambda V^{-1} - A\} \subset \mathcal{R}\{B\} \equiv \mathcal{R}\{U_0\} \quad (۱۳-۴)$$

که $\mathcal{R}\{.\}$ نشان دهنده برد^۱ ماتریس است، در این حالت $\mathcal{R}\{V\Lambda V^{-1} - A\}$ عمود بر $\mathcal{R}\{U_1\}$ است.

است و $\mathcal{N}\{.\}$ نشان دهنده فضای پوچی است.

تجزیه ماتریس B در معادله (۹-۴) را می توان به کمک تجزیه مقدار تکین به دست آورد که در این

حالت $Z = \Sigma V^T$ و $\Sigma = \text{diag}\{\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_m\}$ یک ماتریس مثبت و V متعامد است. راه دیگر استفاده

^۱ Range

از تجزیه QR است که در این حالت Z یک ماتریس بالا مثلثی است. از قضیه فوق می‌توان استنباط زیر را در نظر گرفت.

استنباط:

بردار ویژه ماتریس $A+BF$ ، یعنی v_i که مربوط به مقدار ویژه تخصیص یافته $\lambda_i \in L$ است، باید به فضای زیر تعلق داشته باشد:

$$\mathcal{S}_i = \mathcal{N}\{U_1^T(A - \lambda_i I)\} \quad (۱۴-۴)$$

بعد $\mathcal{S}_i$ به صورت زیر است:

$$\dim(\mathcal{S}_i) = m + k_{\lambda_i} \quad (۱۵-۴)$$

که

$$k_{\lambda_i} = \dim(\mathcal{N}\{[B|A - \lambda_i I]^T\}) \quad (۱۶-۴)$$

اثبات [۳۷]:

از معادله (۸-۴) می‌توان مستقیماً معادله زیر را به دست آورد:

$$U_1^T(Av_i - \lambda_i v_i) = 0, \quad \forall i \quad (۱۷-۴)$$

و بنابراین ضروری است که $v_i \in \mathcal{S}_i, i = 1, 2, \dots, n$. همچنین از معادله (۱۶-۴) می‌توان نتیجه گرفت:

$$n - k_{\lambda_i} = \text{rank}([B|A - \lambda_i I]) \quad (۱۸-۴)$$

و از معادلات (۸-۴) و (۹-۴) و تعریف $U = [U_0, U_1]$ معادله زیر به دست می‌آید:

$$U^T [B|A - \lambda_i I] = \begin{bmatrix} Z & U_0^T (A - \lambda_i I) \\ 0 & U_1^T (A - \lambda_i I) \end{bmatrix} \quad (۱۹-۴)$$

اما ماتریس Z مربعی $(m \times m)$ و معکوس‌پذیر است و بنابراین:

$$n - m - k_{\lambda_i} = \text{rank} [U_1^T (A - \lambda_i I)] \quad (۲۰-۴)$$

که معادله (۱۵-۴) به راحتی از آن به دست می‌آید.

در بخش بعدی روشی عددی برای به دست آوردن مجموعه‌ای از بردارهای ویژه خوش وضع

معرفی می‌گردد.

۱-۱-۴ الگوریتم عددی پیشنهادی برای تخصیص ساختار ویژه

در این بخش، هدف، پیاده‌سازی کاربردی تمامی نتایج نظری بحث شده در قسمت‌های قبل

است که روشی عددی برای حل مسائل تخصیص ساختار ویژه بیان می‌گردد. روند کار از سه مرحله

اصلی تشکیل می‌شود.

۱. مرحله A

ماتریس B را همانند معادله (۹-۴) برای تعیین U_0, U_1 و Z تجزیه کنید. پایه‌های یکامتعامد^۱،

که شامل ستون‌های ماتریس‌های S_i و $\hat{S}_i$ می‌شوند را برای فضای $\mathcal{S}_i = \mathcal{N}\{U_1^T(A - \lambda_i I)\}$ و مکمل

آن $\hat{\mathcal{S}}_i$ به ازای $\lambda_i \in L$ ($i = 1, 2, \dots, n$) تشکیل دهید. برای تجزیه ماتریس‌ها می‌توان از روش‌های

SVD و QR استفاده کرد. تجزیه QR از نظر محاسباتی روش راحت‌تر و کم‌هزینه‌تری نسبت SVD است.

تجزیه QR ماتریس $(U_1^T(A - \lambda_i I))^T$ به صورت زیر است:

$$(U_1^T(A - \lambda_i I))^T = [\hat{S}_i, S_i] \begin{bmatrix} R_i \\ 0 \end{bmatrix} \quad (۲۱-۴)$$

پس ماتریس‌های مورد نیاز S_i و $\hat{S}_i$ به دست می‌آیند.

۲. مرحله X

هدف این مرحله، انتخاب مجموعه‌ای از بردارهای ویژه راست $v_i \in \mathcal{S}_i$ ($i = 1, 2, \dots, n$).

به طوری است که تا جای ممکن با فضای $V_i = \{v_j | j \neq i\}$ ، که توسط بردارهای ویژه باقی‌مانده اسپین^۲

شده، متعامد باشد. این برابر است با انتخاب $v_i \in \mathcal{S}_i$. در این صورت، زاویه بین v_i و بردار یک $\tilde{w}_i$ کمینه،

و نسبت به فضای $V_i, \forall i$ متعامد می‌شود. این عمل توسط یک فرایند تکرارشونده انجام می‌شود که در

^۱ Orthonormal

^۲ Span

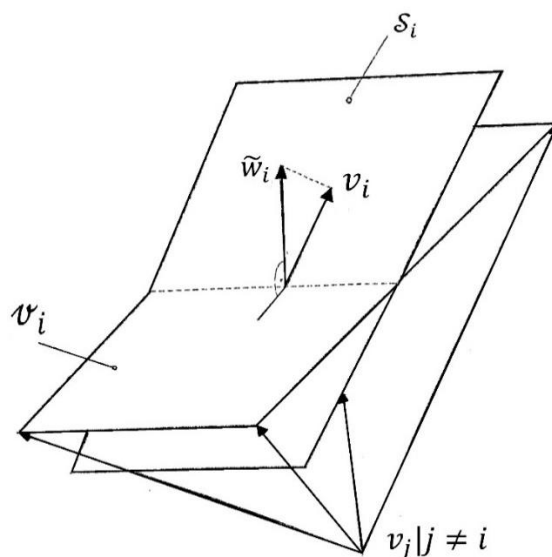
آن هر بردار v_i ، با يك بردار ديگر كه بيشترين زاويه را با فضاي V_i ، $(i = 1, 2, \dots, n)$ دارد، در هر مرحله جاگزين مي‌شود. بردار جديد توسط روش QR به دست مي‌آيد و تجزيه آن به صورت زير خواهد بود:

$$V_i = [v_1, v_2, \dots, v_{i-1}, v_{i+1}, \dots, v_n] = [\tilde{Q}_i, \tilde{w}_i] \begin{bmatrix} \tilde{R}_i \\ 0^T \end{bmatrix} \quad (22-4)$$

در اين حالت $\tilde{w}_i$ نسبت به V_i متعامد خواهد بود. سپس با تصوير كردن $\tilde{w}_i$ در $\mathcal{S}_i$ رابطه زير به دست مي‌آيد:

$$v_i = S_i S_i^T \tilde{w}_i / \|S_i^T \tilde{w}_i\|_2 \quad (23-4)$$

اين برداري در $\mathcal{S}_i$ است كه كمترين زاويه را نسبت به $\tilde{w}_i$ دارد. تكرر تا جايي ادامه پيدا مي‌كند كه تغييرات در $\kappa_2(V) < \varepsilon$ شود، ε تلورانسي مثبت است كه توسط طراح مشخص مي‌شود. تفسير هندسي اين موضوع در شكل زير نشان داده شده است.



شكل ۱-۴ تصوير $\tilde{w}_i$ در زيرفضاي مجاز $\mathcal{S}_i$ [۳۵]

در [۳۷] این روش ارائه شده برای مرحله X، روش صفر^۱ نامیده می شود.

۳. مرحله F

در مرحله F، ماتریس $M = V\Lambda V^{-1}$ با حل معادله $V^T M^T = (V\Lambda)^T$ به دست می آید. پس

می توان ماتریس بهره فیدبک F را به صورت زیر محاسبه کرد:

$$F = Z^{-1}U_0^T(M - A) \quad (۲۴-۴)$$

ماتریس های Z و U_0 نیز در مرحله A محاسبه شدند.

ماتریس اولیه V را می توان هر مجموعه ای از بردارهای مستقل v_i ، که متعلق به فضای

قابل قبولی می باشند، در نظر گرفت. بردار $\tilde{w}_i^T$ ، بردار ویژه یک چپ متناظر با λ_i است. بنابراین عدد

وضعیت $C_i = 1/|\tilde{w}_i^T v_i|$ توسط انتخاب مناسب v_i کمینه می شود.

۲-۴ اصول آشکارسازی عیب مبتنی بر رؤیتگر

مبحث تخمین حالت، سال ها در حوزه مهندسی کنترل مدرن، برای بازسازی متغیرهای حالت

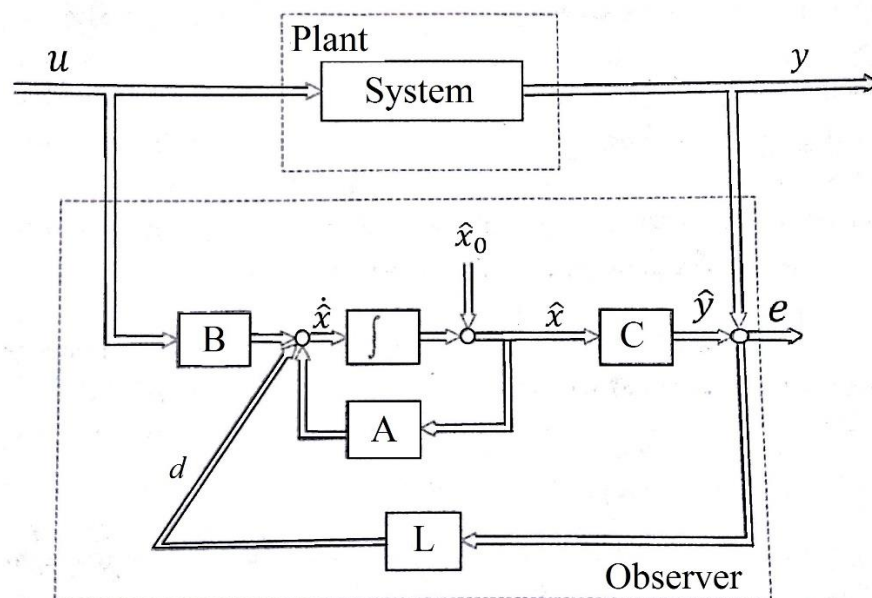
مورد نیاز جهت کنترل فیدبک حالت که مستقیماً قابل اندازه گیری نیستند، مورد استفاده قرار گرفته است.

اصول تخمینگرهای حالت که به آن ها رؤیتگر می گویند بدین گونه است که مدلی دقیق از سیستم

¹ Method 0

به منظور عملیات تخمین، بازسازی شود. در واقع هدف این است که به مدل سیستم، همان ورودی‌هایی که روی سیستم اصلی تأثیر می‌گذارند، اعمال شوند و خروجی رؤیتگرها، خروجی‌های قابل‌اندازه‌گیری را با دقت زیاد دنبال کنند.

یک ماتریس بهره، خطای بین خروجی تخمین زده شده و خروجی سیستم را به مدل رؤیتگر برمی‌گرداند تا هرگونه خطای تخمین اولیه را به صفر برساند. شکل ۲-۴ ساختار یک رؤیتگر را نشان می‌دهد.



شکل ۲-۴ سیستم رؤیتگر استاندارد [۳۵]

سیستم خطی زیر را در نظر بگیرید:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx \end{cases} \quad (۲۵-۴)$$

شکل ۲-۴ نشان می‌دهد که معادلات رؤیتگر را می‌توان به صورت زیر در نظر گرفت:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu + d \\ d = L(y - \hat{y}) \\ \hat{y} = C\hat{x} \end{cases} \quad (۲۶-۴)$$

پس به طور خلاصه می‌توان نشان داد که:

$$\dot{\hat{x}} = (A - LC)\hat{x} + Bu + Ly \quad (۲۷-۴)$$

بردار خطای بین تخمین حالت و حالت حقیقی سیستم $e(t) = x(t) - \hat{x}(t)$ است. با ترکیب معادلات

حالت سیستم (۲۵-۴) و معادلات رؤیتگر (۲۷-۴) رابطه زیر به دست می‌آید:

$$\dot{e} = \dot{x} - \dot{\hat{x}} = Ax + Bu - (A\hat{x} - LC\hat{x} + Bu + Ly) \quad (۲۸-۴)$$

و از آنجایی که $y = Cx$

$$\dot{e} = Ax - A\hat{x} - LC(x - \hat{x}) \quad (۲۹-۴)$$

یا

$$\dot{e} = (A - LC)e \quad (۳۰-۴)$$

اگر بهره L طوری انتخاب شود که مقادیر ویژه $(A - LC)$ منفی شوند، آنگاه خطای تخمین $e(t)$ برای

مقادیر دلخواه $x(t=0)$ و $\hat{x}(t=0)$ به سمت صفر می‌رود [۳۵].

فرض می‌شود که سیستم دارای m خروجی است، y_1 تا y_m ، که حالت سیستم از هر کدام از

آنها به‌طور کامل رؤیت پذیر است.

با فرض این‌که هر رؤیتگر، مبتنی بر توصیف خطی دقیق سیستم بوده و سیستم، خطی و

تغییرناپذیر با زمان است، هر تخمین حالت $\hat{x}_i$ در زمانی محدود و با توجه طراحی رؤیتگر، با حالت

حقیقی سیستم x مشابه می‌شود.

حال اگر عیب در هر کدام از خروجی‌های سیستم ظاهر شود، تخمین حالت تولیدشده توسط

رؤیتگر مربوطه، با بردار خروجی حقیقی سیستم تفاوت پیدا می‌کند،

$$r_i = y - \hat{y}_i \quad (۳۱-۴)$$

که r_i بردار مانده تولیدشده از رؤیتگر i -ام است [۳۸]. مانده به‌طور کلی به‌صورت زیر تعیین می‌شود:

$$r(t) \Rightarrow \begin{cases} = 0; & \text{no fault} \\ \neq 0; & \text{fault occurred} \end{cases} \quad (۳۲-۴)$$

در صورت وقوع عیب روی حسگر i -ام، r_i یک بردار غیر صفر می‌شود. از نرم این بردار مانده می‌توان

به‌عنوان سیگنال آشکارسازی عیب استفاده کرد.

۱-۲-۴ طراحی رؤیتگر

بین طراحی رؤیتگر و کنترل‌کننده شباهت‌های زیادی وجود دارد، زیرا برای طراحی رؤیتگر ابتدا

دینامیک خطا (معادله ۴-۳۰) را ترانزاده کرده و سپس با آن مثل سیستم کنترل حالت برخورد می‌شود (معادله ۴-۳۳).

این نکته قابل توجه است که دو ماتریس مربعی که یکی از آن‌ها ترانزاده دیگری است، مقادیر ویژه یکسانی دارند. پس با توجه به معادله (۴-۳۰) می‌توان نوشت:

$$\dot{x}_o = (A^T - L^T C^T) x_o \quad (4-33)$$

این معادله دیفرانسیلی رفتار دینامیکی مشابهی به معادله (۴-۳۰) دارد، اما می‌توان آن را مستقیماً به سیستم فیدبک حالت تبدیل کرد.

$$\dot{x}_o = A^T x_o + C^T u_o \quad (4-34)$$

با قانون کنترل

$$u_o = -L^T x_o \quad (4-35)$$

به وضوح دیده می‌شود که این سیستم مشابه یک مدل فضای حالت خطی است. پس در طراحی رُویتگر فرضیات زیر در نظر گرفته می‌شوند:

$$\begin{cases} A^T & \text{instead of } A \\ C^T & \text{instead of } B \\ L^T & \text{instead of } F \end{cases} \quad (4-36)$$

توجه داشته باشید که طراحی رؤیتگر در صورتی امکان پذیر است که سیستم (۴-۲۵) رؤیت پذیر باشد،

یعنی ماتریس رؤیت پذیری

$$Q_o = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ \vdots \\ CA^{n-1} \end{bmatrix} \quad (4-37)$$

رتبه کامل باشد.

۴-۲-۲ بانک رؤیتگرها

یکی از روش هایی که به کمک آن می توان اثرات عیب ها را از هم جدا کرد، استفاده از رؤیتگرهای

خاص با ورودی ها و خروجی های مختلف است. رؤیتگری که شامل آن ورودی یا خروجی خاص نمی شود،

تغییرات مربوط به عیب های متناظر با آن ورودی یا خروجی را آشکار نمی کند.

در صورتی که تنها یک خروجی (y_i) برای طراحی هر رؤیتگر مورد استفاده قرار گیرد، بانک

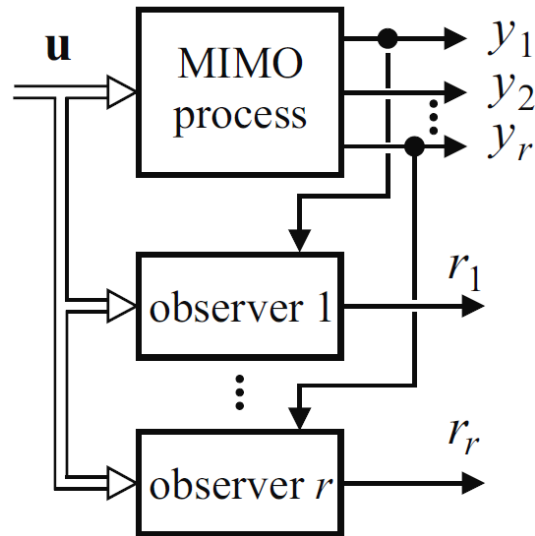
رؤیتگر مورد نظر طراحی خواهد شد.

توجه شود برای طراحی این نوع بانک رؤیتگر از تمامی ورودی ها (u) استفاده می شود. در این

صورت رفتار هر یک از مانده ها، تنها توسط خروجی متناظر با خود تعیین می شود و این بدان معناست

که اثر هر عیب خروجی بر روی مانده های نامتناظر صفر است.

طرح کلی بانک رؤیتگر در شکل ۳-۴ نمایش داده شده است.



شکل ۳-۴ بانک رؤیتگرها [۳۴]

۳-۴ بازسازی عیب [۴۰]

سیستم زیر که عیب حسگر به آن اعمال شده است را در نظر بگیرید:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) = Cx(t) + Ff(t) \end{cases} \quad (۳۸-۴)$$

همان طور که گفته شد $x \in R^n$ حالتها، $y \in R^p$ خروجیهای اندازه گیری شده، $u \in R^m$ ورودیها

و $f \in R^q$ عیبهای حسگر می باشند.

فرض کنید که $rank(C) = p$ ، $rank(F) = q$ و $n \geq p > q$. این فرض نشان می دهد که همه

حسگرها به صورت بالقوه عیب دار نیستند.

فرض کنید $T_r \in R^{p \times p}$ یک ماتریس متعامد باشد به طوری که:

$$T_r F = \begin{bmatrix} 0 \\ F_2 \end{bmatrix}, \quad T_r C = \begin{bmatrix} C_1 \\ C_2 \end{bmatrix} \quad (39-4)$$

که $F_2 \in R^{q \times q}$ یک ماتریس غیرتکین و C_1 و C_2 اجزای ماتریس C هستند. T_r را می توان با استفاده از

تجزیه QR ماتریس F به راحتی محاسبه کرد. حال با استفاده از تجزیه F می توان رابطه خروجی را

به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\begin{cases} y_1(t) = C_1 x(t) \\ y_2(t) = C_2 x(t) + F_2 f(t) \end{cases} \quad (40-4)$$

که $y_1 \in R^{p-q}$ حسگرهای بدون عیب هستند. در واقع در معادله فوق، بردار خروجی به دو بخش بدون

عیب و عیب دار تقسیم شده است. با این شرایط معادله بازسازی عیب به صورت زیر مطرح می شود:

$$\hat{f}(t) = X T_r (y(t) - C \hat{x}(t)), \quad X = [X_1 \ F_2^{-1}] \quad (41-4)$$

که $X_1 \in R^{q \times (p-q)}$ ماتریس طراحی است. حال $e_f = f - \hat{f}$ را به عنوان خطای بازسازی

عیب در نظر گرفته و با جایگذاری $\hat{x}$ و y در معادله (41-4)، e_f به صورت زیر بازنویسی می شود:

$$e_f(t) = -X T_r C e(t) \quad (42-4)$$

در این شرایط که اغتشاشی در سیستم وجود ندارد e و e_f به سمت صفر میل می کنند و در نتیجه $\hat{f}$

نیز دقیقاً به مقدار f می رسد.

۴-۴ نتایج و شبیه‌سازی‌ها

در این قسمت به انجام محاسبات و شبیه‌سازی‌های مورد نیاز برای بررسی عملکرد روش

تخصیص ساختار ویژه پرداخته می‌شود. سیستم هواپیمای بدون سرنشین مچان در فصل گذشته معرفی

شد و مورد بررسی قرار گرفت. برای انجام شبیه‌سازی‌ها از مدل خطی حرکت طولی هواپیما استفاده

شده است. همان‌طور که گفته شد و با در نظر گرفتن رابطه (۴-۲۵)، ماتریس‌های حالت حرکت طولی

هواپیمای بدون سرنشین مچان به‌صورت زیر می‌باشند:

$$A = \begin{bmatrix} -0.062 & 0.2859 & 0 & -9.8 & 0 & 0.0125 & 0 \\ -0.562 & -2.3298 & 32.9799 & 0 & 0 & 0 & 5.3170 \\ 0.070 & -0.4526 & -0.0499 & 0 & 0 & 0 & -13.5789 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 33 & 0 & 0 & 0 \\ -16.8501 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1.1968 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 130.0813 \\ 20 & 0 \end{bmatrix}, \quad C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

مقادیر ویژه حلقه بسته مطلوب نیز به ترتیب زیر در نظر گرفته شده‌اند [۳۹].

$$\begin{cases} \lambda_1, \lambda_2 = -2.8 \pm j5.0 \\ \lambda_3, \lambda_4 = -1.0 \pm j1.0 \\ \lambda_5 = -0.1 \\ \lambda_6 = -3.0 \\ \lambda_7 = -20.0 \end{cases}$$

با استفاده از روش تخصیص ساختار ویژه توضیح داده شده در بخش قبل، ماتریس بهره فیدبک حالت

به صورت زیر به دست می آید:

$$F = \begin{bmatrix} 0.0950 & -0.0368 & 0.4398 & 2.3644 & 0.0815 & 0.0003 & -0.7621 \\ 0.0984 & 0.0004 & -0.0006 & -0.0218 & -0.0103 & -0.0140 & 0.0003 \end{bmatrix}$$

گفته شد که پس از طراحی کنترل کننده برای سیستم، برای ادامه کار نیاز به طراحی رژیتر است، بهره

رژیتر نیز از روش تخصیص ساختار ویژه محاسبه می شود:

$$L^T = \begin{bmatrix} -2.6766 & 36.1614 & -8.1419 & 0.7056 & 8.5196 & -0.6549 & 3.9871 \\ -2.2468 & 3.5636 & -14.4748 & 0.5098 & 8.1419 & -0.8540 & -12.9553 \end{bmatrix}$$

برای نشان دادن عملکرد رژیتر در تخمین حالت ها، حالت های واقعی سیستم و حالت های

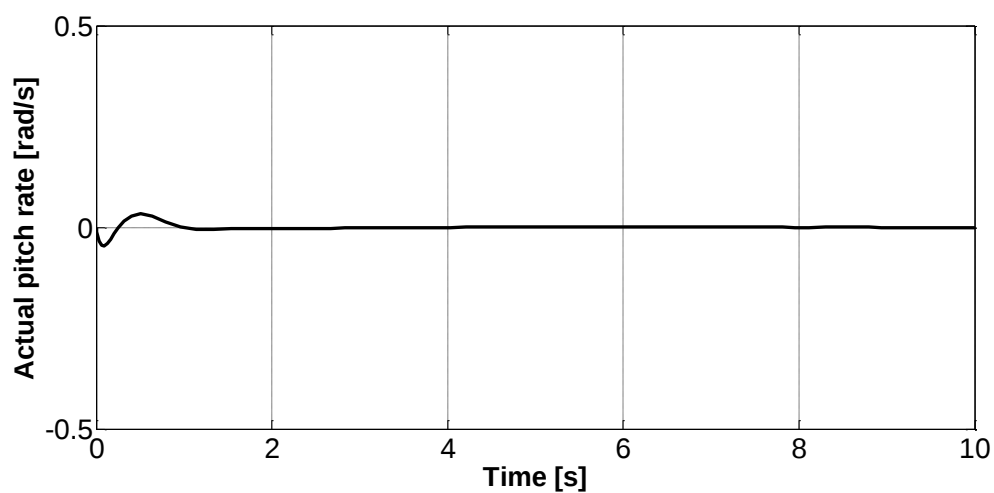
تخمین زده شده در شرایط بدون عیب باهم مقایسه شدند. از آنجایی که سیستم مورد نظر دارای هفت

متغیر حالت، دو ورودی و دو خروجی است، نتایج شبیه سازی تنها دو متغیر حالت که در واقع

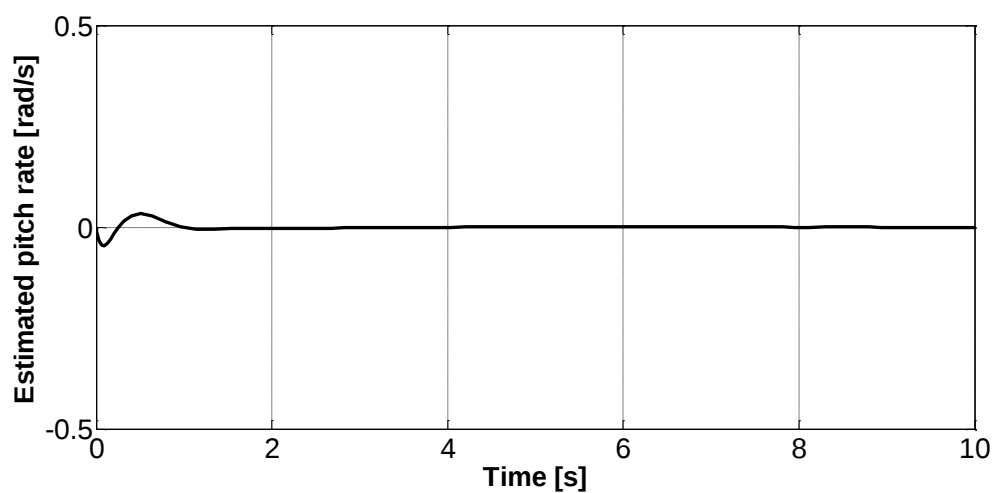
خروجی های سیستم هستند در شکل های ۴-۴ تا ۷-۴ نشان شده اند.

برای اینکه بتوان تخمین خروجی را به خوبی مشاهده کرد، شرایط اولیه حالت های سیستم اصلی

و رژیتر برای این قسمت از شبیه سازی، یکسان در نظر گرفته می شود.



شکل ۴-۴ پاسخ نرخ پیچش

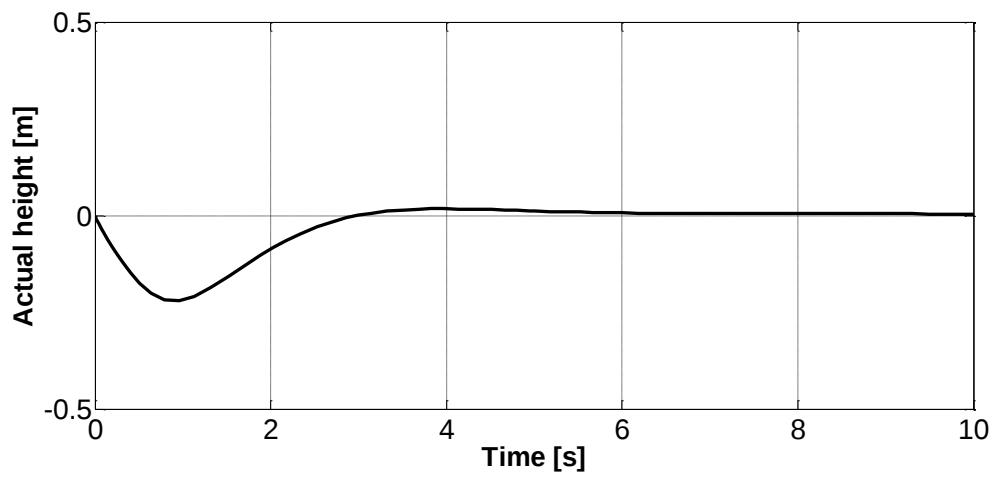


شکل ۴-۵ پاسخ نرخ پیچش تخمین زده شده

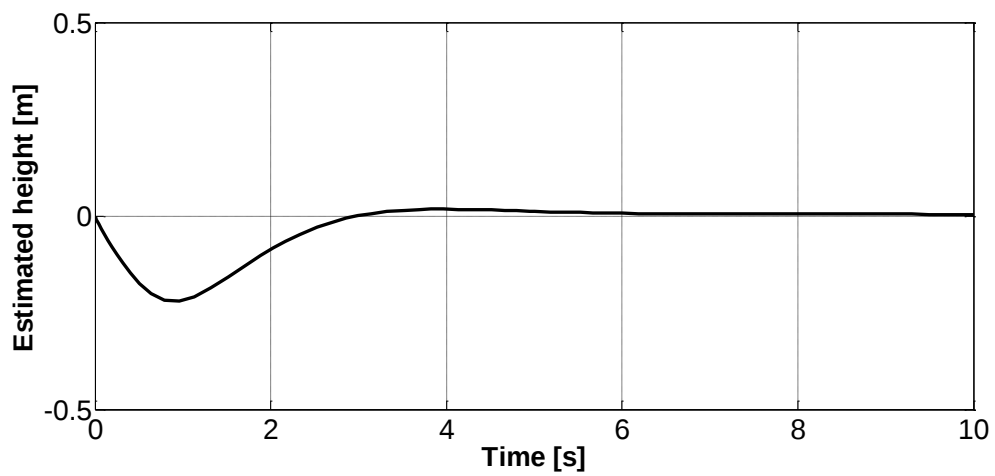
ملاحظه می شود که رژیتر به خوبی حالت سیستم را تخمین زده و در حقیقت در این شرایط

خطای تخمین خروجی صفر است. برای خروجی دیگر نیز به همین ترتیب شبیه سازی انجام شده

است.



شکل ۴-۶ پاسخ ارتفاع



شکل ۴-۷ پاسخ ارتفاع تخمین زده شده

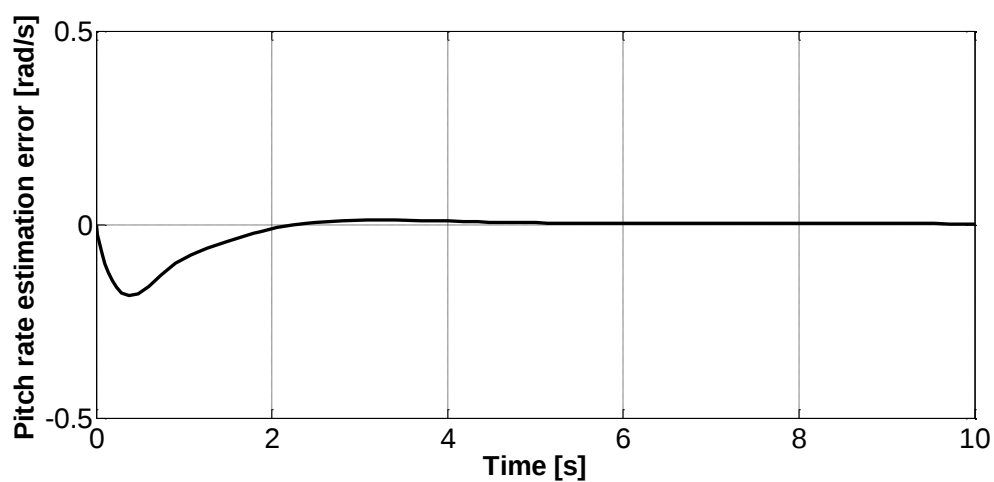
اکنون برای تمامی شبیه‌سازی‌های بعدی، شرایط اولیه حالت‌های سیستم و رؤیتگر به صورت

زیر تعیین می‌شود:

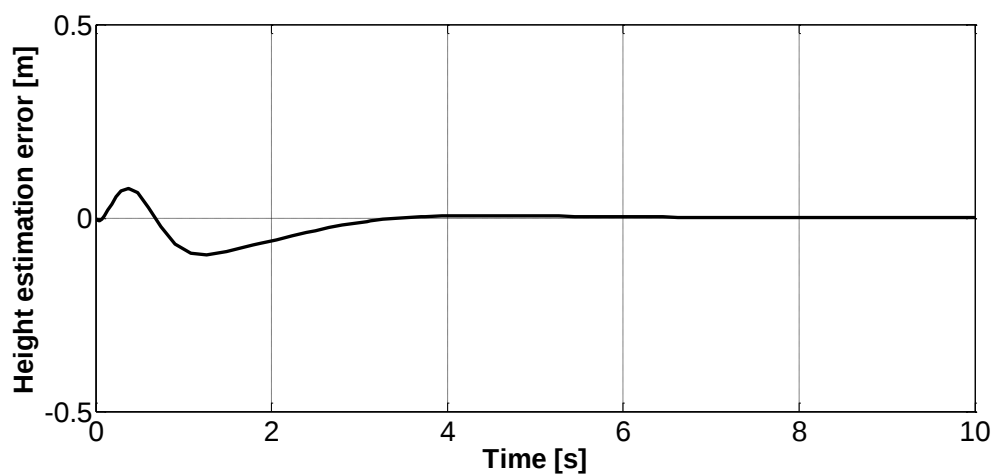
$$x(0) = [0 \ 0.5 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0.2 \ 0.1]^T, \hat{x}(0) = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T$$

خطای تخمین خروجی، در شرایط بدون عیب و برای هر دو خروجی در شکل‌های ۴-۸ و ۴-۹

نمایش داده شده‌اند.



شکل ۴-۸ خطای تخمین نرخ پیچش در شرایط بدون عیب



شکل ۴-۹ خطای تخمین ارتفاع در شرایط بدون عیب

ملاحظه می‌شود که پس از مدتی کوتاه، خطاهای تخمین خروجی به سمت صفر میل می‌کنند

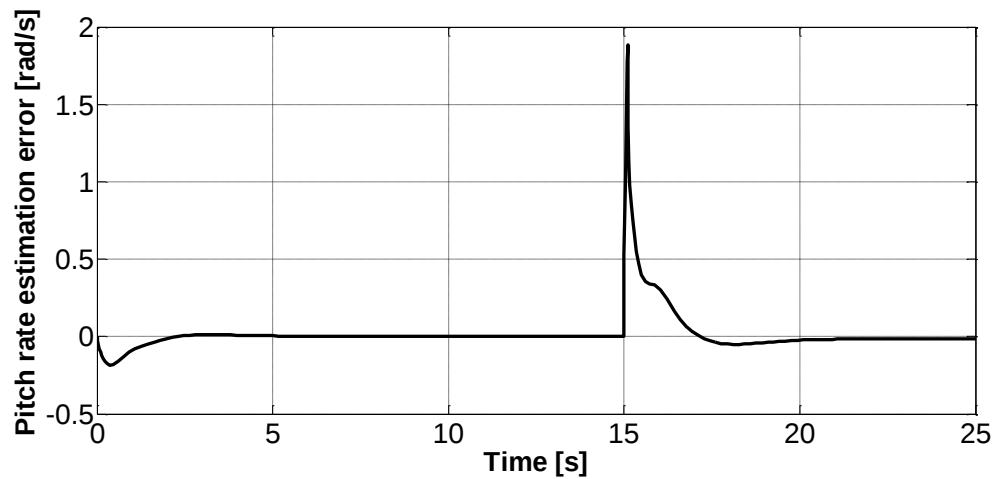
که خطای ملاحظه شده در ثانیه‌های ابتدایی نیز به دلیل مقادیر اولیه متفاوت حالت‌های سیستم و

حالت‌های رؤیتگر است.

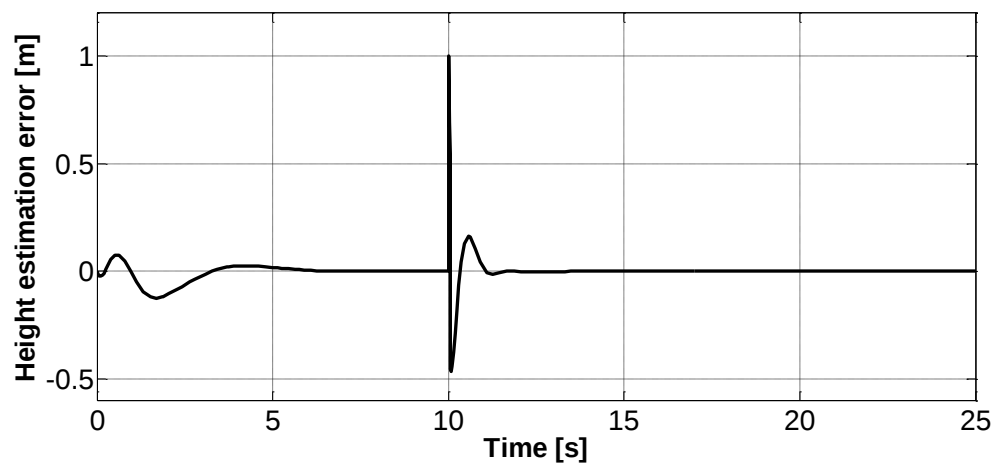
حال به حسگر اول در ثانیه ۱۵ و به حسگر دوم در ثانیه ۱۰ عیب ضربه واحد اعمال می‌شود.

در این شرایط، خروجی‌های سیستم اصلی و خروجی‌های تخمین زده شده با هم تفاوت دارند،

به عبارت دیگر، خطای تخمین خروجی در لحظه وقوع عیب، صفر نیست (شکل‌های ۱۰-۴ و ۱۱-۴).



شکل ۱۰-۴ خطای تخمین نرخ پیچش با اعمال عیب

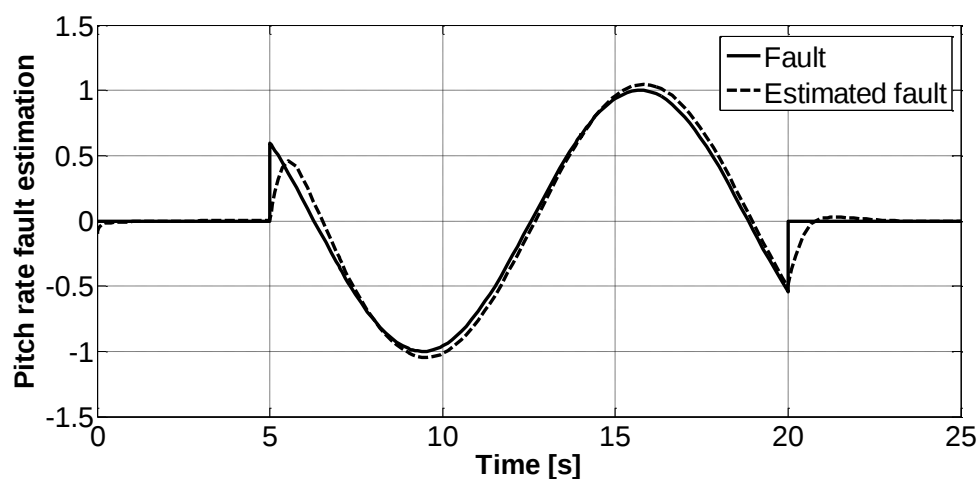


شکل ۱۱-۴ خطای تخمین ارتفاع با اعمال عیب

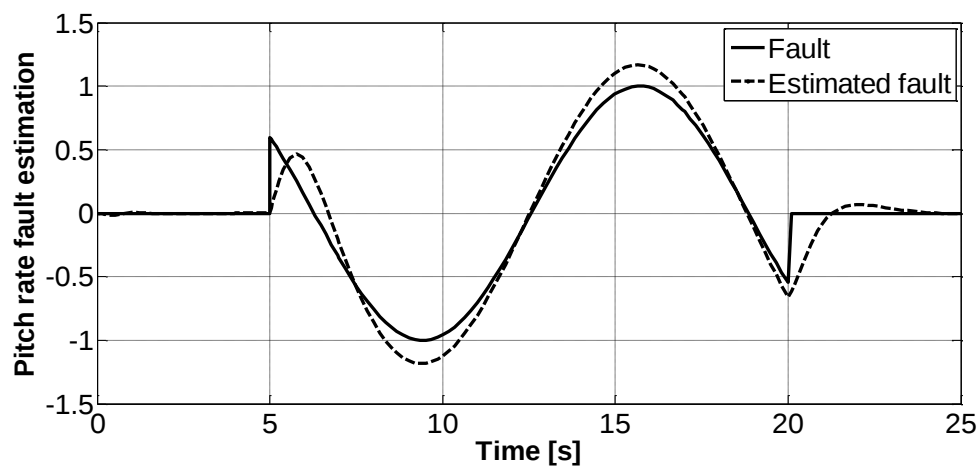
همان‌طور که مشاهده می‌شود، خطای تخمین خروجی یا همان مانده می‌تواند عیب را آشکارسازی کند،

یعنی نشان می‌دهد که در چه زمانی عیب اتفاق افتاده است، اما در این پایان‌نامه تنها به آشکارسازی

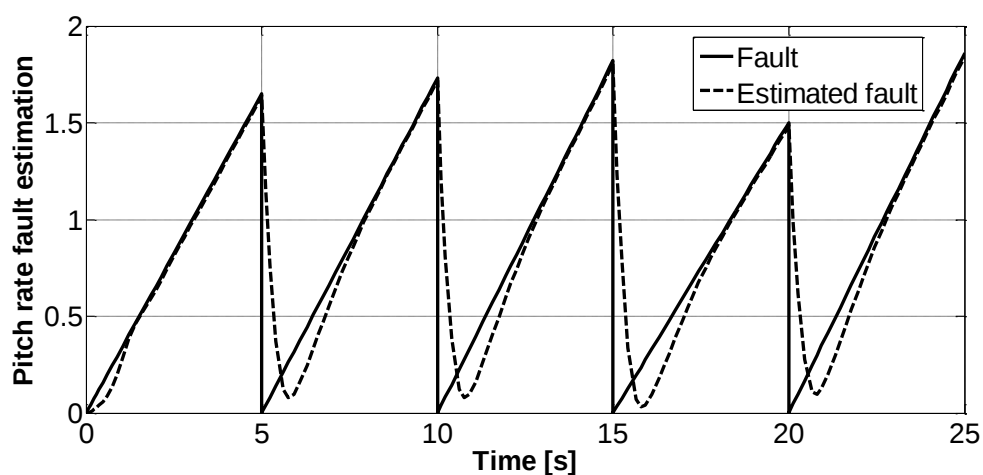
عیب بسنده نشده و در مرحله بعد بحث بازسازی عیب مورد بررسی قرار می‌گیرد. به‌منظور نشان دادن توانایی بالای روش تخصیص ساختار ویژه، نتایج به‌دست‌آمده با روش جایابی قطب مقایسه می‌شوند. نتایج بحث بازسازی عیب با استفاده از این دو روش در شکل‌های ۴-۱۲ تا ۴-۱۵ نشان داده شده‌اند. روش جایابی قطب، روشی مطلوب محسوب شده و به‌عنوان یک معیار استاندارد شناخته می‌شود. در این مرحله، برای سنجش توانایی دو روش، انواع مختلف عیب به دو حسگر اعمال شده است.



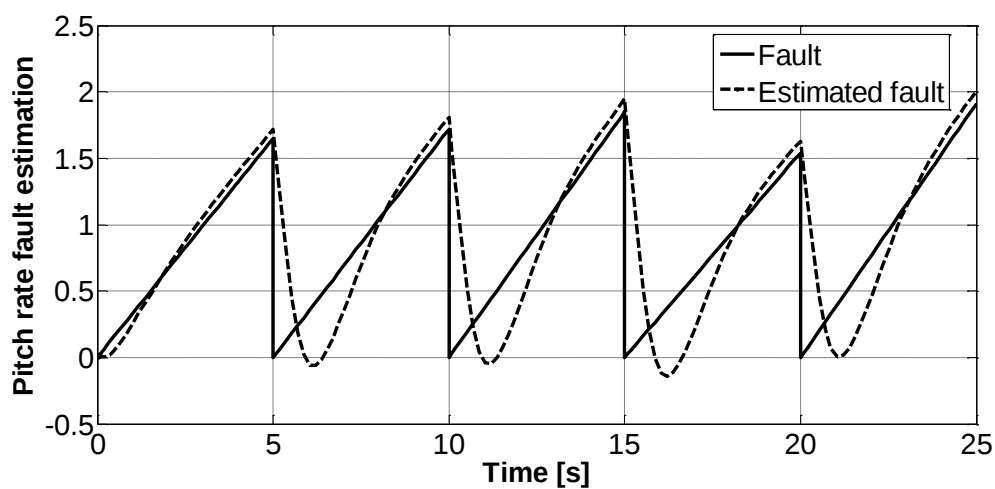
شکل ۴-۱۲ بازسازی عیب شماره یک نرخ پیچش با روش تخصیص ساختار ویژه



شکل ۴-۱۳ بازسازی عیب شماره یک نرخ پیچش با روش جایابی قطب



شکل ۴-۱۴ بازسازی عیب شماره دو نرخ پیچش با روش تخصیص ساختار ویژه



شکل ۴-۱۵ بازسازی عیب شماره دو نرخ پیچش با روش جایابی قطب

همان‌طور که مشاهده می‌شود، بازسازی عیب در روش تخصیص ساختار ویژه بهتر از روش

جایابی قطب صورت گرفته و این موضوع توانایی بالای روش پیشنهادی را در موضوع بازسازی عیب

نشان می‌دهد.

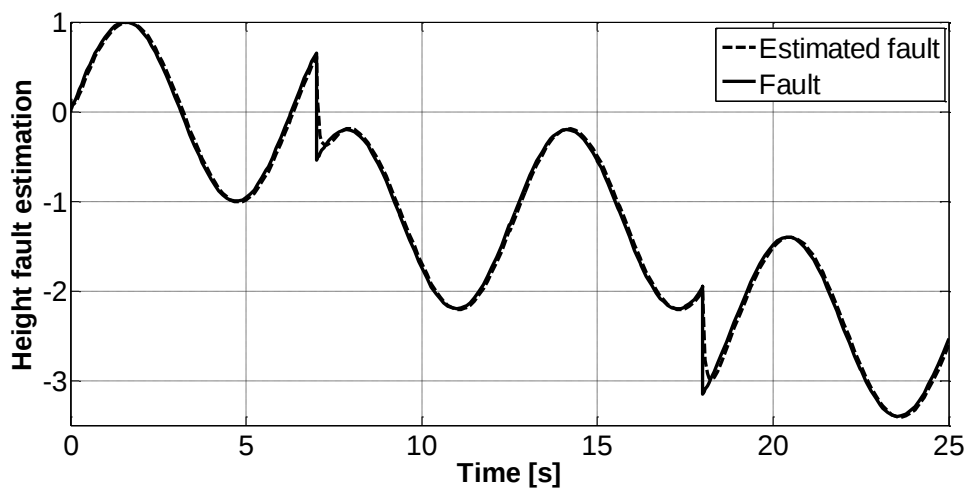
قابل ذکر است که ماتریس بهره کنترل‌کننده و رؤیتگر در روش جایابی قطب، از دستور place در نرم‌افزار

متلب به دست آمده‌اند.

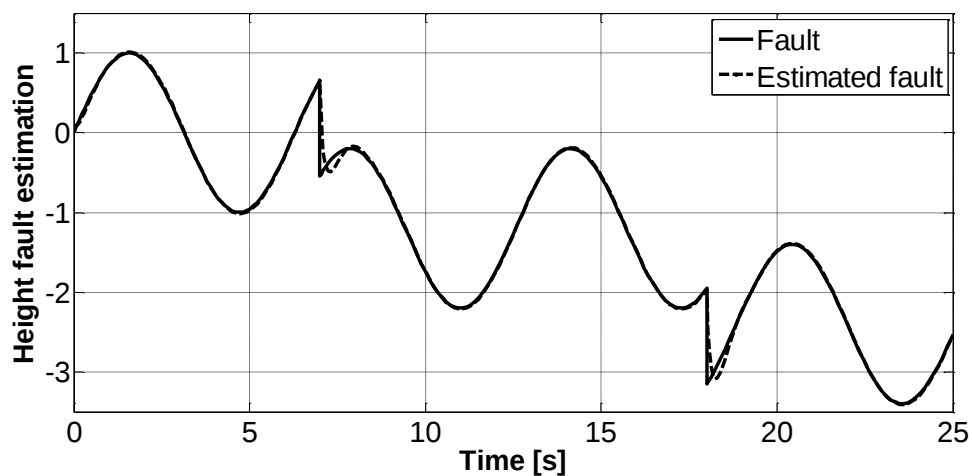
نتایج بازسازی عیب ارتفاع که در واقع همان حسگر دوم است نیز مشابه حسگر اول بوده و در

شکل‌های ۱۶-۴ تا ۱۹-۴ نشان داده شده‌اند. این نتایج نشان می‌دهند که بازسازی در روش تخصیص

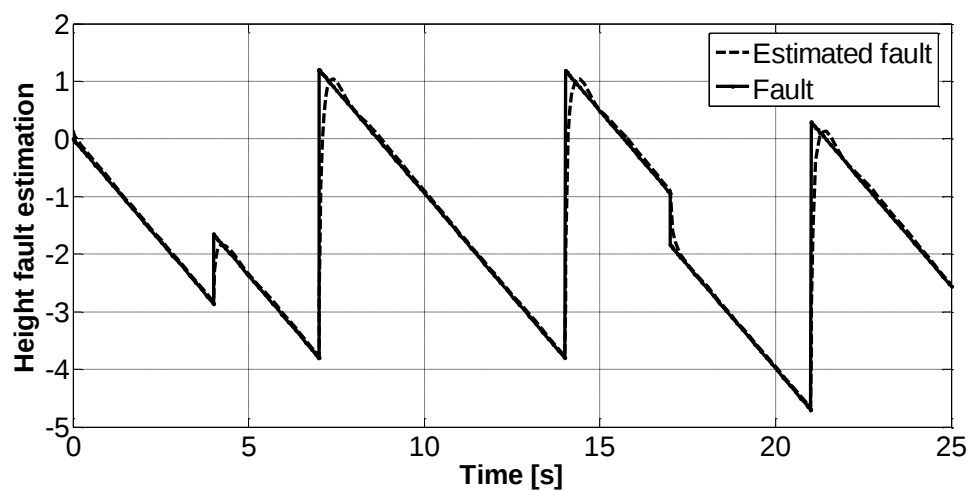
ساختار ویژه به دقت صورت گرفته است.



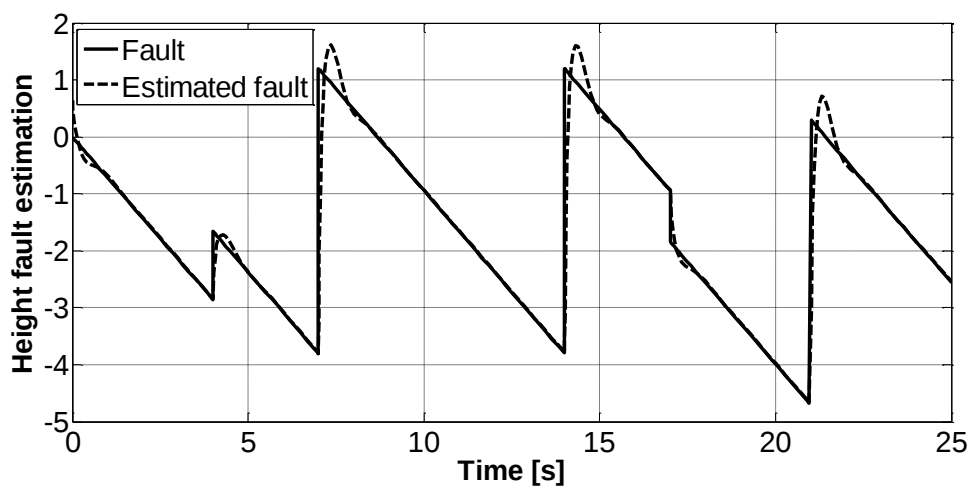
شکل ۱۶-۴ بازسازی عیب شماره یک ارتفاع با روش تخصیص ساختار ویژه



شکل ۱۷-۴ بازسازی عیب شماره یک ارتفاع با روش جایابی قطب



شکل ۴-۱۸ بازسازی عیب شماره دو ارتفاع با روش تخصیص ساختار ویژه



شکل ۴-۱۹ بازسازی عیب شماره دو ارتفاع با روش جایابی قطب

نکته مهمی که باید به آن توجه داشت این است که عیب‌های حسگر اول و دوم به‌طور هم‌زمان

اتفاق می‌افتند و سیستم تشخیص عیب پیشنهادی به دلیل استفاده از بانک رؤیتگرها قابلیت جداسازی

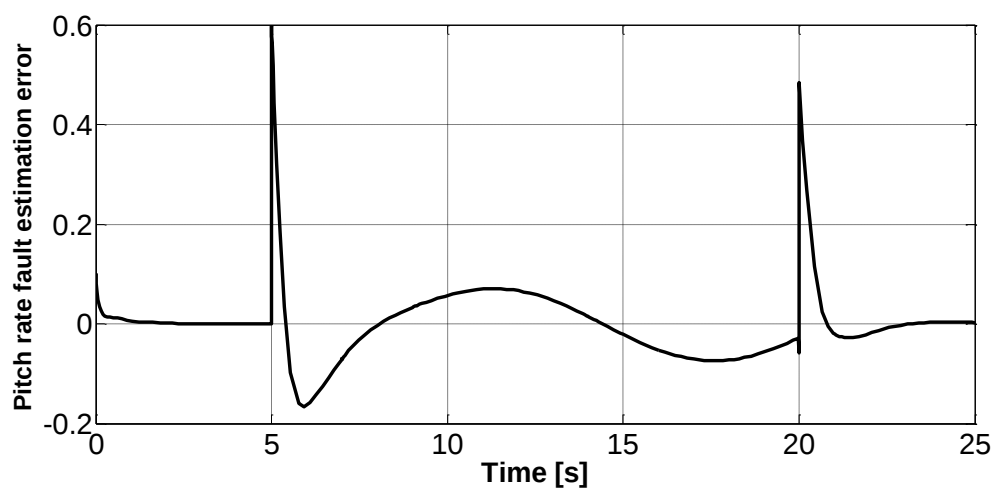
عیب‌ها را به‌طور مجزا دارد. در این صورت، عیب هر حسگر روی مانده متناظر ظاهر شده و بازسازی

می‌شود، به عبارت دیگر عیب‌ها روی همدیگر اثر نمی‌گذارند و عیب هر حسگر به‌طور جداگانه مورد بررسی

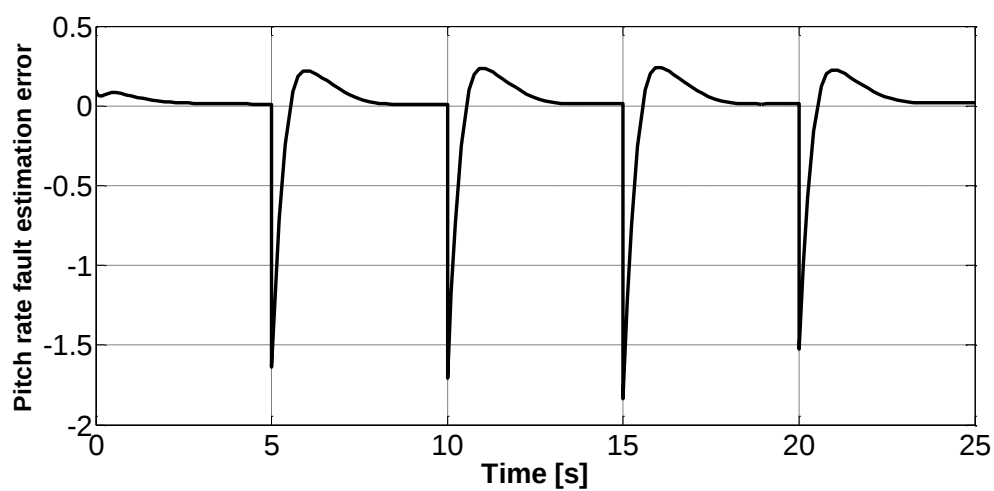
قرار می‌گیرد.

در نهایت برای مشاهده دقیق‌تر اختلاف بین عیب و تخمین آن، خطای تخمین عیب‌ها به صورت

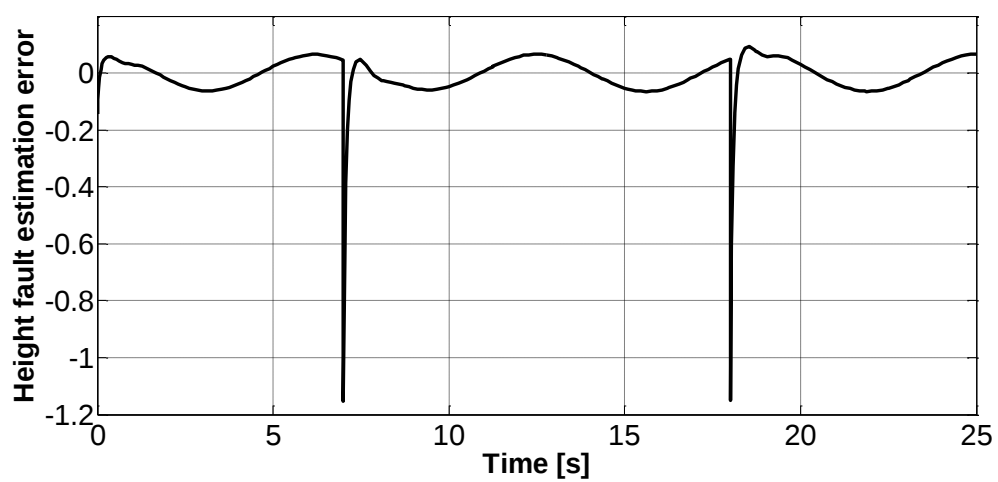
زیر و در شکل‌های ۲۰-۴ تا ۲۳-۴ نشان داده می‌شوند.



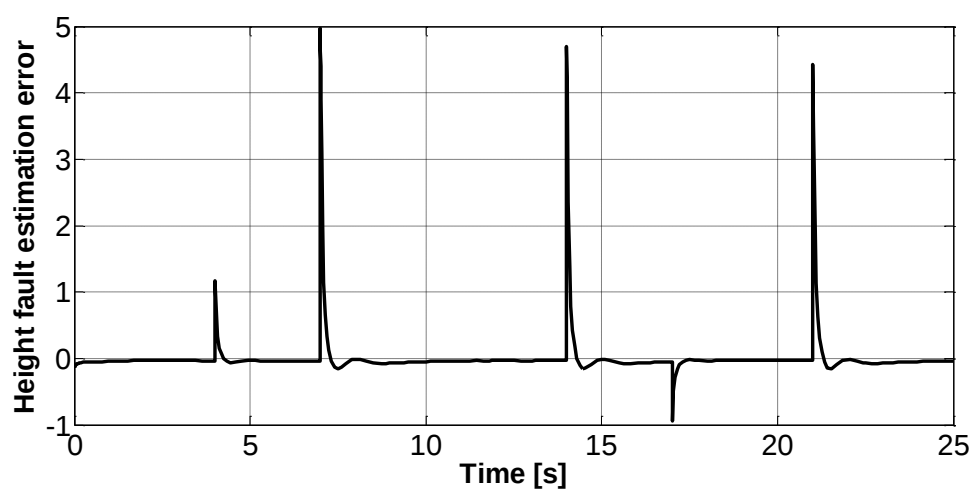
شکل ۲۰-۴ خطای تخمین عیب شماره یک نرخ پیچش



شکل ۲۱-۴ خطای تخمین عیب شماره دو نرخ پیچش



شکل ۲۲-۴ خطای تخمین عیب شماره یک ارتفاع



شکل ۲۳-۴ خطای تخمین عیب شماره دو ارتفاع

فصل پنجم

نتیجہ گیری و پیشہاوا

۵-۱ نتیجه گیری

در این پایان نامه طراحی کنترل کننده و رُویتگر به وسیله روش تخصیص ساختار ویژه انجام گرفت، بدین ترتیب که ابتدا به دلیل ناپایدار بودن سیستم هواپیمای بدون سرنشین مچان برای آن کنترل کننده طراحی شد.

به دلیل چند ورودی چند خروجی بودن سیستم مورد نظر، از بانک رُویتگرها استفاده شد، یعنی به منظور جداسازی عیب‌های هر حسگر از حسگر دیگر، به ازای هر خروجی یک رُویتگر طراحی شد. نتایج شبیه‌سازی به‌وضوح نشان داد که رُویتگر طراحی شده با روش تخصیص ساختار ویژه، عملکرد بسیار مناسبی در تخمین حالت‌ها دارد که سبب می‌شود بازسازی عیب با دقت بیشتری صورت گیرد. برای بازسازی عیب از بردار خطا استفاده شده است. بردار خطا در واقع اختلاف بین حالت‌های تخمین زده شده با حالت‌های حقیقی سیستم است. در نهایت، بازسازی عیب به کمک روش ارائه‌شده در این پایان نامه با روش جایابی قطب، که به‌عنوان معیاری قدرتمند مطرح است، مقایسه شده است.

نتایج شبیه‌سازی نشان‌دهنده عملکرد بسیار خوب روش تخصیص ساختار ویژه در بازسازی انواع عیب است.

۵-۲ پیشنهادها

موارد زیر را می‌توان برای کارهای تحقیقاتی بیشتر در این زمینه مطرح کرد:

- استفاده از روش تخصیص ساختار ویژه برای طراحی کنترل‌کننده، رؤیتگر و درنهایت بازسازی عیب در سیستم‌های غیرخطی.
- کم کردن حساسیت روش پیشنهادی به اغتشاش و به عبارتی دیگر کار بر روی مقاوم کردن این روش و در نهایت بازسازی اغتشاش.
- بازسازی عیب محرک با استفاده از روش تخصیص ساختار ویژه.
- تعیین آستانه برای سیگنال مانده به‌منظور بالا بردن دقت آشکارسازی عیب و جلوگیری از هشدار اشتباه و عدم هشدار.

- [1] Chen, J. (1995). *Robust residual generation for model-based fault diagnosis of dynamic systems* (Doctoral dissertation, University of York).
- [2] Isermann, R. (2005). Model-based fault-detection and diagnosis—status and applications. *Annual Reviews in control*, 29(1), 71-85.
- [3] Shang, L. (2011). *Fault detection and isolation in an aircraft engine bleed air system* (Doctoral dissertation, Ryerson University).
- [4] Jia, G. (2006). *Adaptive observer and sliding mode observer based actuator fault diagnosis for civil aircraft* (Doctoral dissertation, Simon Fraser University).
- [5] Gertler, J. (2015). Fault Detection and Diagnosis. *Encyclopedia of Systems and Control*, 417-422.
- [6] Sun, X. (2013). *Unknown input observer approaches to robust fault diagnosis* (Doctoral dissertation, University of Hull).
- [7] Jones, H. L. (1973). *Failure detection in linear systems* (Doctoral dissertation, MIT).
- [8] Beard, R. V. (1971). *Failure accommodation in Linear Systems through Selfreorganization* (Doctoral dissertation, MIT).
- [9] Chow, E., and A. Willsky. "Analytical redundancy and the design of robust failure detection systems." *IEEE Transactions on Automatic control* 29.7 (1984): 603-614.
- [10] Emami-Naeini, A., Akhter, M. M., & Rock, S. M. (1985, June). Robust detection, isolation, and accommodation for sensor failures. In *American Control Conference, 1985* (pp. 1129-1134). IEEE.
- [11] Clark, R. N., Fosth, D. C., & Walton, V. M. (1975). Detecting instrument malfunctions in control systems. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, (4), 465-473.
- [12] Patton, R. J., Chen, J., & Siew, T. M. (1994, March). Fault diagnosis in nonlinear dynamic systems via neural networks. In *Control, 1994. Control'94. International Conference on* (Vol. 2, pp. 1346-1351). IET.
- [13] Alessandri, A. (2003). Fault diagnosis for nonlinear systems using a bank of neural estimators. *Computers in industry*, 52(3), 271-289.
- [14] Oblak, S., Škrjanc, I., & Blažič, S. (2007). Fault detection for nonlinear systems with uncertain parameters based on the interval fuzzy model. *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, 20(4), 503-510.
- [15] Amann, P., Perronne, J. M., Gissinger, G. L., & Frank, P. M. (2001). Identification of fuzzy relational models for fault detection. *Control Engineering Practice*, 9(5), 555-562.
- [16] Kiyak, E. (2015). Sensor faults diagnosis in aircraft lateral flight control using model based approaches. *JOURNAL OF AERONAUTICS AND SPACE TECHNOLOGIES*, 8(1), 39-46.

- [17] Van Eykeren, L., & Chu, Q. P. (2014). Sensor fault detection and isolation for aircraft control systems by kinematic relations. *Control Engineering Practice*, 31, 200-210.
- [18] Teh, P. S., & Trinh, H. (2013). Design of unknown input functional observers for nonlinear systems with application to fault diagnosis. *Journal of Process Control*, 23(8), 1169-1184.
- [19] Zhong, M., Song, Y., & Ding, S. X. (2015). Parity space-based fault detection for linear discrete time-varying systems with unknown input. *Automatica*, 59, 120-126.
- [20] Yuan, H., Lu, C., Ma, J., & Chen, Z. H. (2015). Neural network-based fault detection method for aileron actuator. *Applied Mathematical Modelling*, 39(19), 5803-5815.
- [21] Patton, R. J., & Chen, J. (2000). On eigenstructure assignment for robust fault diagnosis. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 10(14), 1193-1208.
- [22] Sadrnia, M. A., Chen, J., & Patton, R. J. (1996, September). Robust fault diagnosis observer design using H_∞ optimisation and μ synthesis. In *Modeling and Signal Processing for Fault Diagnosis (Digest No.: 1996/260)*, IEE Colloquium on (pp. 9-1). IET.
- [23] Li, L., Ding, S. X., Yang, Y., & Zhang, Y. (2016). Robust fuzzy observer-based fault detection for nonlinear systems with disturbances. *Neurocomputing*, 174, 767-772.
- [24] Odgaard, P. F., & Stoustrup, J. (2015). Gear-box fault detection using time-frequency based methods. *Annual Reviews in Control*, 40, 50-58.
- [25] Zhu, Y., & Gao, Z. (2014, June). Robust observer-based fault detection via evolutionary optimization with applications to wind turbine systems. In *2014 9th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications* (pp. 1627-1632). IEEE.
- [26] Tang, Y. (2013). *Fault tolerant control for nonlinear aircraft based on feedback linearization* (Doctoral dissertation, University of Hull).
- [27] Marcos Esteban, A. (2004). Aircraft applications of fault detection and isolation techniques.
- [28] Wang, S., & Cui, J. (2006). A robust fault detection and diagnosis strategy for centrifugal chillers. *HVAC&R Research*, 12(3), 407-428.
- [29] Pertew, A. M. (2007). *Nonlinear observer-based fault detection and diagnosis* (Doctoral dissertation, University of Alberta).
- [30] Abdel-Magied, M. F., Loparo, K. A., Horattas, G. A., & Adams, M. L. (1997, November). Fault detection of rotating machinery using model-based techniques. In *Industrial Electronics, Control and Instrumentation, 1997. IECON 97. 23rd International Conference on* (Vol. 1, pp. 27-33). IEEE.
- [31] Meskin, N. (2008). *Fault detection and isolation in a networked multi-vehicle unmanned system* (Doctoral dissertation, Concordia University).
- [32] Liu, L., & Collins, E. (2006). *Robust fault detection and diagnosis for permanent magnet synchronous motors* (Doctoral dissertation, The Florida State University).
- [33] Patton, R. J., Frank, P. M., & Clark, R. N. (Eds.). (2013). *Issues of fault diagnosis for dynamic systems*. Springer Science & Business Media.

- [34] Isermann, R. (2006). *Fault-diagnosis systems: an introduction from fault detection to fault tolerance*. Springer Science & Business Media.
- [35] Junger, O. (1994). *Robust control and fault diagnosis of an aircraft model* (Doctoral dissertation, University of York).
- [36] Wilkinson, J. H., & Wilkinson, J. H. (1965). *The algebraic eigenvalue problem* (Vol. 87). Oxford: Clarendon Press.
- [37] Kautsky, J., Nichols, N. K., & Van Dooren, P. (1985). Robust pole assignment in linear state feedback. *International Journal of Control*, 41(5), 1129-1155.
- [38] Willcox, S. W. (1989). *Robust sensor fault diagnosis for aircraft based on analytical redundancy* (Doctoral dissertation, University of York).
- [39] Aslin, P. P. (1985). *Aircraft simulation and robust flight control system design* (Doctoral dissertation, University of York).
- [40] Tan, C. P., & Habib, M. K. (2004, July). Implementation of a sensor fault reconstruction scheme on an inverted pendulum. In *5th Asian Control Conference* (Vol. 3, pp. 1423-1428).

Abstract

In this thesis, eigenstructure assignment method is used for sensor fault diagnosis of an unmanned aircraft. Since the aircraft open-loop system is unstable, first the state feedback is designed for the aircraft system using eigenstructure assignment. The proposed method is observer-based and since the system is multiple-input multiple-output (MIMO), designing an observer for each output is needed. We also use eigenstructure assignment to design the observers and to obtain feedback gains. The simulation results reveal that the designed observer is very efficient in state estimation. After designing the observers, in the presence of faults, we use the error vector between the estimate of the state and the true state of the plant to reconstruct the faults. Then, fault reconstruction using the proposed method is compared to pole placement method which is a powerful benchmark. The Simulation results clearly show that the proposed method is perfectly capable of fault reconstruction.

Keywords: fault reconstruction, eigenstructure assignment, sensor fault, unmanned aircraft, state observer, state feedback.



Shahrood University of Technology

Faculty of Electrical Engineering and Robotic

M.Sc. Thesis in Control Engineering

**Observer-based sensor fault detection for an unmanned
aircraft using eigenstructure assignment**

By:

Mostafa Tavana

Supervisor:

Dr. Mohammad Ali Sadrnia

January 2017