

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشکده مهندسی برق و رباتیک

پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی برق کنترل

آشکارسازی عیب سنسور با استفاده از رویتر تطبیقی روی هواپیمای بدون سرنشین

نگارنده:

اسماعیل ابراهیمیان

استاد راهنما

دکتر محمدعلی صدرنیا

دی ۱۳۹۵

ماحصل آموخته‌هایم را تقدیم می‌کنم

بر آنان که مهر آسمانی‌شان آرام‌بخش آلام زمینی‌ام است

به استوارترین تکیه‌گاهم، دستان پرمهر پدرم

به سبزترین نگاه زندگی‌ام، چشمان سبز مادرم

که هرچه آموخته‌ام در کتب عشق شما آموخته‌ام و هرچه بگویشم قطره‌ای از دریای بی‌کران مهربانی‌تان را پاس توانم
بگویم.

امروز هستی‌ام به امید شماست و فردا کلید باغ بهشت رضای شماست

حال کران سنگ‌تر از این ارزان‌نداشتم تا به خاک پستان‌نثار کنم، باشد که حاصل تلاشم نسیم کونه غبار محنتی‌تان را
بردايد.

بوسه بر دستان پرمهرتان

تشکر و قدردانی

بر خود لازم می‌دانم مراتب تقدیر و تشکر خود را از همه‌ی بزرگوارانی که مراد انجام این پژوهش یاری نمودند اعلام نمایم. عالی‌ترین مراتب سپاس و قدردانی خود را به محضر استاد گرامیم جناب دکتر صدرنیا که در طی مراحل تحقیق و در نهایت صبر و صمیمیت و شکیبایی، بزرگوارانه بنده را در انجام امور پایان نامه یاری فرمودند، تقدیم می‌کنم.

همچنین از خواهرزاده عزیزم خانم جعفری که در همراهی و تدوین این پایان نامه مرایای رساند، تشکر و آرزوی بهترین‌ها را برای وجود نازنینش دارم.

در نهایت از همه دوستان و عزیزانی که در این مدت حتی برای نقطه کوچکی از چیزی که هم‌اکنون به آن رسیدم یاری رسانند، نهایت تشکر و قدردانی را اعلام می‌کنم و امیدوارم روز به روز به موفقیت‌هایشان افزوده شود.

تعهد نامه

اینجانب اسماعیل ابراهیمیان چنیجانی دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته مهندسی برق/کنترل دانشکده مهندسی برق و رباتیک دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان نامه آشکارسازی عیب سنسور با استفاده از رویترگر تطبیقی روی هواپیمای بدون سرنشین 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 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 ابتدا به موضوع هواپیمای بدون سرنشین و اهمیت حسگرهای آن می‌پردازیم. مفهوم عیب و انواع آن را شرح می‌دهیم، سپس روش‌های تشخیص عیب را به‌طور مختصر معرفی می‌کنیم. مدل موردبررسی، سیستم خطی هواپیمای بدون سرنشین مچان است که به‌صورت چند ورودی-چندخروجی در نظر گرفته‌ایم. تاکنون اغلب روش‌های استفاده‌شده جهت تشخیص و آشکارسازی عیب، استفاده از تغییرات مانده برای تشخیص حضور عیب بوده است. استفاده از مانده اطلاعات دقیقی از ماهیت عیب به ما نمی‌دهد. همچنین درزمینه تشخیص و آشکارسازی عیب‌های متغیر بازمان کارهای ضعیفی انجام‌شده است. روش پیشنهادی در این پایان‌نامه استفاده از روش مبتنی بر مدل است که با طراحی رویتگر تطبیقی و به‌کارگیری آن به تشخیص و بازسازی عیب‌های متغیر بازمان نیز می‌پردازد. در قسمت شبیه‌سازی ابتدا رویتگر تطبیقی موردنظر را با رویتگر کلاسیک مقایسه می‌کنیم و نشان می‌دهیم که این روش برای تشخیص عیب‌های متغیر بازمان بسیار مناسب است. هدف در این پایان‌نامه، به دست آوردن ساختار عیب اتفاق افتاده در خروجی سیستم است. همچنین نشان می‌دهیم که رویتگر با حضور هم‌زمان چند عیب و باوجود نامعینی بازهم به تشخیص صحیح عیب می‌پردازد. این روش از روش‌های تشخیص سریع عیب با دقت بالا محسوب می‌شود و از روش‌های پرکاربرد و مطمئن در این امر است.

کلمات کلیدی: آشکارسازی و جداسازی عیب، رویتگر تطبیقی، نامعینی، هواپیمای بدون سرنشین، عیب متغیر بازمان

فهرست مطالب

فصل اول- کلیات

- ۱-۱ مقدمه..... ۲
- ۱-۲ حسگر و اهمیت آن ۳
- ۱-۳ عیب..... ۵
- ۱-۴ تاریخچه کارهای انجام شده ۷
- ۱-۵ اهداف پایان نامه..... ۹
- ۱-۶ مطالب فصل های بعدی ۱۰

فصل دوم- عیب و روشهای آشکارسازی

- ۲-۱ مقدمه..... ۱۲
- ۲-۲ خرابی و اشتباه..... ۱۲
- ۲-۳ عیب، شکست، بدکار کردن ۱۳
- ۲-۳-۱ عیب..... ۱۳
- ۲-۳-۲ شکست..... ۱۳
- ۲-۳-۳ بدکار کردن..... ۱۳
- ۲-۴ انواع عیب و طبقه بندی آنها ۱۴

۱۴	۱-۴-۲ مکان بروز عیب
۱۵	۲-۴-۲ رفتار زمانی
۱۷	۳-۴-۲ بر اساس مدل شدن در سیستم
۱۸	۵-آشکارسازی و جداسازی عیب
۲۰	۶-۲ تشخیص عیب مبتنی بر مدل
۲۲	۱-۶-۲ تشخیص عیب به روش تخمین پارامتر
۲۵	۲-۶-۲ تشخیص عیب با استفاده از رویکرد تخمین حالت
۲۸	۳-۶-۲ تشخیص عیب به کمک معادلات برابری
۳۱	۷-۲ رویکرد مقاوم
۳۱	۱-۷-۲ تعریف اغتشاش
۳۱	۲-۷-۲ اهمیت طراحی رویکرد مقاوم
۳۴	۸-۲ بازسازی عیب

فصل سوم- مدل سیستم هواپیمای بدون سرنشین

۳۶	۱-۳ مقدمه
۳۷	۲-۳ دینامیک‌های پرواز هواپیمای مچان
۳۸	۳-۳ هدایت و کنترل

فصل چهار- تشخیص عیب مبتنی بر رویکرد تطبیقی

۴-۱ توصیف سیستم دارای عیب	۴۴
۴-۲ تخمین عیب مبتنی بر رویکرد تطبیقی کلاسیک	۴۴
۴-۳ تخمین عیب محرک با روش FAFE	۴۷
۴-۴ تخمین عیب حسگر با روش FAFE	۵۰
۴-۵ حل نامعادلات ماتریسی (LMI)	۵۳
۴-۶ آشکارسازی عیب‌های هم‌زمان	۵۳

فصل پنجم - شبیه‌سازی و مقایسه

۵-۱ مدل سیستم و پایداری	۵۸
۵-۱-۱ حرکت طولی	۵۸
۵-۱-۲ طراحی رویکرد تطبیقی کلاسیک	۶۱
۵-۱-۳ طراحی به روش FAFE	۶۱
۵-۱-۴ بازسازی عیب با حضور ۵۰ درصد نامعینی	۶۶
۵-۲ حرکت عرضی	۶۸

فصل ششم - نتیجه‌گیری و پیشنهادها

۶-۱ نتیجه‌گیری	۷۴
۶-۲ پیشنهادها	۷۵
مراجع	۷۶

فهرست شکل؛

- شکل ۱-۱ هواپیمای بدون سرنشین اسکن ایگل ۳
- شکل ۲-۱ سیستم حلقه بسته کنترل پرواز حرکت طولی هواپیما ۵
- شکل ۳-۱ الگوریتم تشخیص و شناسایی عیب ۶
- شکل ۱-۲ مکان‌های احتمالی وقوع عیب ۱۴
- شکل ۲-۲ خطای ناگهانی ۱۶
- شکل ۳-۲ خطای متناوب ۱۶
- شکل ۴-۲ خطای نرم ۱۶
- شکل ۵-۲ مدل کردن خطا: (a) خطای جمع شونده؛ (b) خطای ضرب شونده ۱۷
- شکل ۶-۲ تفاوت شکست و بدکار کردن ناشی از عیب ۱۸
- شکل ۷-۲ ساختار کلی FDI مبتنی بر مدل ۱۹
- شکل ۸-۲ اثر عیب روی فرآیند (a) تأثیر روی پارامترها (b) تأثیر روی حالتها ۲۱
- شکل ۹-۲ ساختار مدل جهت تخمین پارامتر (آ) خطای معادله ب) خطای خروجی ۲۵
- شکل ۱۰-۲ شکل اولیه از تولید مانده مبتنی بر روی‌نگر ۲۷
- شکل ۱۱-۲ تولید مانده به روش معادلات برابری (تابع انتقال) ۳۰
- شکل ۱۲-۲ تولید مانده به روش معادلات برابری (پارامتر) ۳۰
- شکل ۱۳-۲ مکان‌های احتمالی وقوع عیب و انواع آن ۳۲
- شکل ۱-۳ مچان با راه‌اندازی اولیه با واگن برقی ۳۶
- شکل ۲-۳ زوایای اوپلر و متغیرهای کنترلی هواپیما ۳۹

- شکل ۴-۱ ورودی‌ها و خروجی‌های بانکی از رویتهای تطبیقی ۵۴
- شکل ۵-۱ بلوک دیاگرام سیستم خطی ۵۹
- شکل ۵-۲ حالات سیستم حرکت طولی ۶۰
- شکل ۵-۳ خروجی‌های سیستم حرکت طولی بدون خطا (a) خروجی اول (b) خروجی دوم ۶۲
- شکل ۵-۴ عیب‌های واردشده به سیستم ۶۴
- شکل ۵-۵ بازسازی عیب حسگر اول ۶۵
- شکل ۵-۶ بازسازی عیب حسگر دوم ۶۶
- شکل ۵-۷ بازسازی عیب حسگرها با حضور ۵۰ درصد نامعینی ۶۷
- شکل ۵-۸ تخمین خروجیهای سیستم ۶۷
- شکل ۵-۹ حالت‌های حرکت عرضی سیستم ۷۰
- شکل ۵-۱۰ بازسازی عیب حسگر اول ۷۱
- شکل ۵-۱۱ بازسازی عیب حسگر دوم ۷۲

فصل اول

کلیات

در حال حاضر همه کشورهای در حال توسعه به زیرساخت‌های دفاعی و نظامی خود وابسته‌اند، به‌طوری‌که می‌دانند پیشرفت بدون سایه امنیت امکان‌پذیر نیست. هوافضا یکی از بخش‌های مهم و استراتژیک در صنایع دفاعی است چنانکه از مهم‌ترین پروژه‌های تعریف‌شده در این بخش ساخت، تجهیز و برنامه‌ریزی پرنده‌های بدون سرنشین^۱ است. از مهم‌ترین مزیت‌های این ریز پرنده‌ها حذف اتاقک خلبان در نتیجه بدون خلبان بودن آن است به همین دلیل بخش مهم آن یعنی کنترل پرواز به سیستم‌های هدایت خودکار^۲ وابسته می‌شود. حذف خلبان به کوچک شدن ابعاد و کم شدن وزن هواپیما کمک فراوانی می‌کند که منجر به افزایش مهمات و سوخت خواهد شد. از طرفی این تدابیر به افزایش هزینه‌های تجهیز و برنامه‌ریزی هواپیماهای بدون سرنشین منجر می‌شود. هدایت، ناوبری^۳ و کنترل موفق و کارآمد به‌طور کل جزو چالش‌های مهم در سیستم‌های هدایت خودکار است که عملکرد آن‌ها در طول پرواز توسط عیب‌های^۴ متفاوت دچار نقص خواهد شد که سبب تغییر رفتار و ساختار پرواز می‌شود. در این صورت باید با به‌کارگیری روش‌های تشخیص و شناسایی عیب^۵، به رفع مشکل و یا تحمل مشکل تا زمان فرود پرداخت در غیر این صورت با حادثه‌های مالی شدید روبرو خواهیم شد [۱]. در این رابطه هرگونه تقاضا برای افزایش قابلیت اطمینان و امنیت پرواز منجر به افزایش تقاضا برای سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب^۶ در صنایع هوافضا شده است. چنین سیستم‌هایی قادرند به‌اندازه کافی شرایط عیب را مدیریت کنند و با کمک خدمه یا اپراتور وضعیت پیش‌آمده را به وضعیت عادی، با حضور عیب و آسیب پیش‌آمده هدایت کنند تا از حادثه‌های بزرگ‌تر جلوگیری شود [۲].

برای مثال، در چند سال اخیر، سقوط، تسلط و شکار هواپیماهای بدون سرنشین امری عادی شده است. مهم‌ترین آن‌ها که در سال ۲۰۱۱ در آسمان کشور ما رخ داد، شکار هواپیمای جاسوسی و بدون

¹ Unmanned aircraft

² Autopilot

³ Navigation

⁴ Fault

⁵ Fault Detection and Isolation(FDI)

⁶ Fault Tolerant Control System(FTC)

سرنشین آرکیو-۱۷۰^۱ متعلق به نیروی هوایی ایالات متحده بود که توسط نیروی پدافند هوایی ایران شکار شد. ایالات متحده دلیل از دست دادن کنترل این هواپیما را نقص در سیستم موقعیت یاب^۲ آن اعلام کرد. یک سال بعد یعنی در سال ۲۰۱۲ هواپیمای بدون سرنشین دیگری بانام اسکن-ایگل^۳ با اشکال در سیستم پروازی خود حالا به هر دلیلی (جنگ الکترونیک و ...)، توسط نیروی دریایی سپاه جمهوری اسلامی ایران شکار شد.^۴



شکل ۱-۱ هواپیمای بدون سرنشین اسکن ایگل

بنابراین برای افزایش قابلیت اطمینان و کاهش ضررهای این چینی سیستم‌ها، به سیستم‌های تشخیص و شناسایی عیب نیاز داریم. نشانه اولیه عیب در حال وقوع، می‌تواند از حوادث و خرابی در سیستم جلوگیری کند. حتی برای سیستم‌های ایمنی به این روش‌ها، به‌خصوص در فرآیندهایی که نیاز به درجه امنیت بالا دارند؛ همچون هواپیما، قطار، خودرو و نیروگاه‌های تولید انرژی و فرآیندهای شیمیایی [۳].

۲-۱ حسگر^۵ و اهمیت آن

حسگرها در همه صنایع از اهمیت خاصی در تعمیر و نگهداری برخوردارند. اهمیت حسگرها زمانی زیادت‌ر می‌شود که فرآیند حساس‌تر باشد. حسگرهای هواپیماها از مهم‌ترین و گران‌ترین قطعات

^۱ RQ-170

^۲ GPS

^۳ Scan Eagle

^۴ نیویورک تایمز، ۸ دسامبر ۲۰۱۱ "ایران ویدیویی را نشان داده که مربوط به پهپاد آمریکایی بود"

^۵ Sensor

هواپیما هستند چراکه اطلاعات اشتباه می‌تواند منجر به از دست دادن جان صدها نفر شود. امروزه هواپیماهای بدون سرنشین نقش‌های استراتژیکی در نیروی هوایی دارند. این هواپیماها در فواصل زیاد با مرکز هدایت خود و همچنین در شرایط آب و هوایی خشن باید عملکردی مطلوب از خود به نمایش بگذارند؛ بنابراین حسگر قسمتی حساس است که همیشه در معرض خرابی واقع می‌شود. حسگری که دچار ایراد شود منجر به از دست رفتن UAV^۱ خواهد شد [۴].

شکل (۲-۱) اهمیت حسگرها را در کنترل ارتفاع و سرعت هواپیما به‌خوبی نمایش می‌دهد. کانال-های کنترل ارتفاع و سرعت به‌طور مجزا از حسگرهای خود برای کنترل هواپیما استفاده می‌کنند. همان‌طور که مشاهده می‌کنید کانال ارتفاع شامل ۴ حسگر است. در این پایان‌نامه تلاش کردیم عیب^۲ دو حسگر، سرعت زاویه پیچ^۳ و ارتفاع در حرکت طولی^۴ و دو حسگر سرعت تغییرات حرکت به طرفین^۵ و موقعیت شهپر^۶ را در حرکت عرضی^۷ مورد بحث قرار دهیم. هر یک از این دو جفت حسگرها در یک کانال قرار دارند، پس انتظار داریم عیب وارد بر یکی، تأثیر بسزایی روی حسگر دوم بگذارد. به‌عنوان مثال کانال کنترل ارتفاع در حرکت طولی هواپیما در شکل (۲-۱) به‌خوبی نمایش داده شده است [۵].

¹ Unmanned air vehicle

² Fault

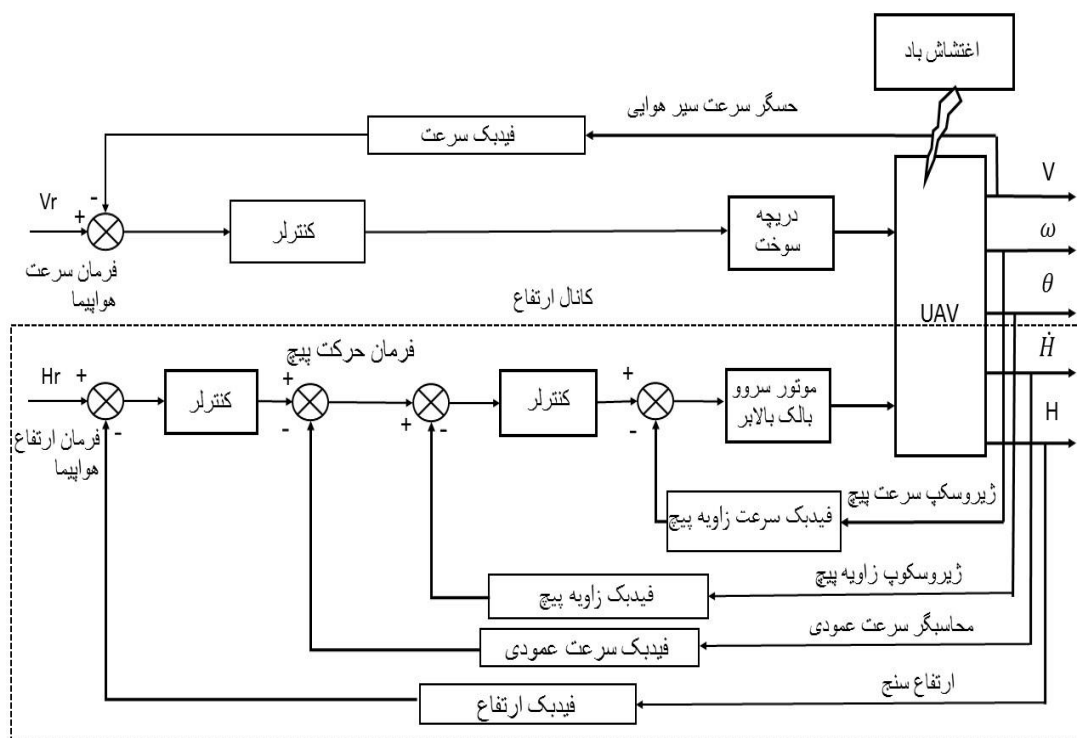
³ Pitch rate angle

⁴ Longitudinal mode

⁵ Roll rate

⁶ Aileron deflection

⁷ Lateral mode



شکل ۲-۱ سیستم حلقه بسته کنترل پرواز حرکت طولی هواپیما [۵]

۳-۱ عیب

برای افزایش قابلیت اطمینان^۱، امنیت^۲ و بهره‌وری^۳، روش‌های نوین نظارت^۴ و تشخیص و شناسایی عیب^۵، در میان فناوری‌های جدید از اهمیت بسزایی برخوردار است. موضوع تشخیص و شناسایی عیب از بحث‌های اولیه و حیاتی در سیستم‌های صنعتی و کنترل خودکار است. FDI معروف‌ترین روش مورد استفاده برای تشخیص عیب است که بر پایه مدل ریاضی و دینامیکی سیستم مورد استفاده قرار می‌گیرد. عیب می‌تواند سخت‌افزاری یا نرم‌افزاری باشد. بروز عیب منجر به کاهش عملکرد سیستم و یا از دست رفتن فرآیند^۶ می‌شود. تشخیص درست عیب قدم اول در تشخیص و شناسایی عیب است.

¹ Reliability

² Safety

³ Efficiency

⁴ Supervision

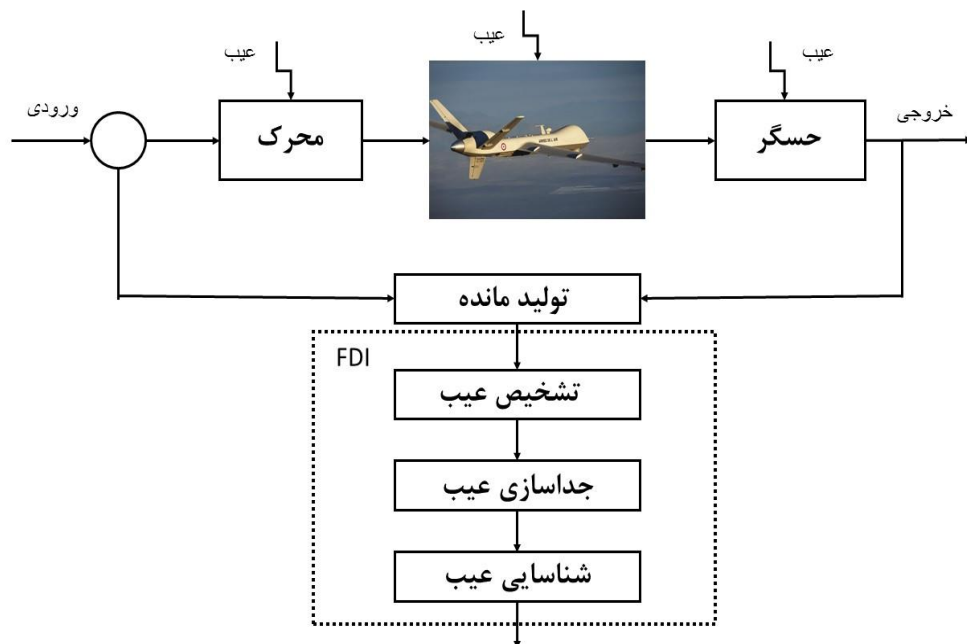
⁵ Fault Detection and Isolation (FDI)

⁶ BreakDown

روش‌های متفاوتی جهت تشخیص عیب وجود دارند [۶]. شکل (۳-۱) الگوریتم اولیه تشخیص و شناسایی عیب را نشان می‌دهد [۲].

۱. استفاده از خروجی‌های سیستم و با استفاده از آنالیزهایی همچون تابع همبستگی^۱، آنالیز فوریه^۲، تحلیل ویولت^۳ و... و در نهایت مقایسه آن با خروجی واقعی و اعلام مغایرت در صورت وجود [۷، ۸].

۲. روش‌های مبتنی بر مدل^۴ با در نظر گرفتن مدل دینامیکی سیستم و با اندازه‌گیری سیگنال‌های ورودی-خروجی به تشخیص عیب می‌پردازد [۷].



شکل ۳-۱ الگوریتم تشخیص و شناسایی عیب

¹ Correlation Function

² Fourier Analysis

³ Wavelet

⁴ Model base

۴-۱ تاریخچه کارهای انجام شده

در چهار دهه اخیر روش‌های مختلفی در حیطه FDI با استفاده از افزونگی تحلیلی به کار گرفته شده است. روش‌های مبتنی بر رویکرد در تشخیص عیب، بسیار کاربردی و مناسب است و ببرد^۱ و جونز^۲، نخستین گام را برای سیستم‌های تشخیص عیب برداشتند [۹، ۱۰]. در دو دهه گذشته در تشخیص و شناسایی عیب هواپیماها کارهای خوبی انجام شده است.

در سال ۲۰۰۸ دوکارد^۳ و گرینگ^۴ در زمینه تشخیص و شناسایی عیب محرک پرنده‌های بدون سرنشین با استفاده از پالایه کالمن گام مهمی برداشتند [۱۱].

در اوایل دهه ۸۰ میلادی طراحی رویکرد ورودی نامعلوم^۵ به دلیل اهمیت آن در تخمین حالت مقاوم و کنترل مقاوم مبتنی بر رویکرد بسیار مورد توجه قرار گرفت و تا به امروز در حال توسعه است و واننبرگ^۶ و فرانک^۷ اولین شیوه تولید مانده با ورودی نامعلوم را در سال ۱۹۸۷ پیشنهاد دادند [۱۲].

در سال ۲۰۰۰ و ۲۰۰۵ به ترتیب پتن^۸ و ایزرمن^۹ در همین راستا یعنی تشخیص و شناسایی عیب با استفاده از رویکرد ورودی نامعلوم روی هواپیماها، نتایج خوبی را ارائه دادند [۶، ۱۳]. همچنین استفاده از روش مقاوم (H_∞) مبتنی بر مدل در سال ۲۰۰۶ برای تشخیص عیب مقاوم پرنده‌های بدون سرنشین گام دیگری در این راستا بود [۱۴]. دو سال بعد یعنی سال ۲۰۰۸ پتن، سیمانی^{۱۰} و همکارانشان در زمینه تشخیص عیب مقاوم روش جدیدی را ارائه دادند [۱۵].

¹ Bread

² Jons

³ Ducard

⁴ Geering

⁵ Unknown Input Observer

⁶ Winnenberg

⁷ Frank

⁸ Patton

⁹ Isermann

¹⁰ Simani

در دهه ۸۰ میلادی، روش جدیدی به نام فضای برابری^۱ توسط چو^۲ و ویلسکای^۳ ابداع شد و یکی از اولین روش‌های مقاوم بود [۱۶]. ایزرمن در کتاب خود به‌طور مفصل به روش فضای برابری پرداخت که از جمله منابع خوب در زمینه عیب و تشخیص آن است [۷]. گرتلر^۴ و جونز نیز روش‌های مبتنی بر رویتگر و فضای برابری را مقایسه کرده‌اند [۱۷].

روش ساختار ویژه در دهه ۸۰ میلادی توسط پتن و همکارانش پیشنهاد شد [۸]. پس از چند سال، پتن و همکارانش از روش تخصیص ساختار ویژه^۵ استفاده کردند برای آنکه حساسیت مانده را به عدم قطعیت کمینه سازند در حالی که حساسیت مانده به عیب بیشینه مقدار را داشته باشد [۱۸].

در سال ۲۰۰۵ شور^۶ و بودسن^۷ در زمینه سیستم‌های تحمل‌پذیر عیب با استفاده از روش RLS^۸ طرحی را برای تغییر استراتژی^۹ پرواز هواپیمای بدون سرنشین ارائه دادند [۱۹]. استفاده از روش‌های آماری^{۱۰} در سال ۲۰۰۷ برای تشخیص عیب محرک و تحمل آن روی هواپیمای بدون سرنشین انجام شد [۲۰]. در همین راستا یک سال بعد سامارا^{۱۱} و همکارانش این روش را روی سیستم هواپیمای دیگری امتحان کردند [۲۱].

روش مبتنی بر رویتگر تطبیقی یکی از روش‌هایی است که به دلیل آنکه دقت بالایی دارد بسیار مناسب است و در اوایل دهه ۷۰ میلادی رویتگر تطبیقی برای سیستم‌های خطی مورد مطالعه و بررسی قرار گرفت [۲۲].

¹ Parity Space

² Chow

³ Willsky

⁴ Gertler

⁵ Eigenstructure Assignment

⁶ Shore

⁷ Bodson

⁸ Recurcive Least Squire

⁹ Reconfigurable

¹⁰ Statistical Methods

¹¹ Samara

تشخیص خطا در سیستم‌های دینامیکی، از کتاب‌های مهم در زمینه تشخیص عیب است که به روش‌های مختلف و کاربردهای آن‌ها به خوبی پرداخته است. این کتاب در سال ۱۹۸۹ توسط پتن، فرانک و کلارک^۱ تألیف شد [۸].

پایان‌نامه‌هایی که در سال‌های اخیر به تشخیص و شناسایی عیب در دانشگاه صنعتی شاهرود پرداخته‌اند به شرح زیر است؛

- تشخیص خطای مقاوم سنسور مبتنی بر روی‌تگر با استفاده از معیار H/H_{∞} روی مدل توربین گازی توسط شبیر طبسی ارائه شده است [۲۳].
- سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر خطا، مطالعه موردی روی هواپیمای بدون سرنشین [۲۴].
- آشکارسازی و جداسازی خطای محرک با استفاده از روی‌تگر تطبیقی روی هواپیمای بدون سرنشین توسط حانیه عطاردی [۲۵].

۵-۱ اهداف پایان‌نامه

از آنجاکه روی‌تگرهای مرسوم مانند روی‌تگر لیونبرگر^۲ در تشخیص دقیق عیب‌های متغیر با زمان ناتوان هستند و همچنین این روی‌تگرها تاکنون برای تشخیص عیب‌های محرک به کار رفته‌اند ما در این پایان‌نامه به دنبال ارائه روشی مبتنی بر مدل سیستم با طراحی روی‌تگری تطبیقی^۳ جهت بهبود تشخیص عیب‌های حسگر از جمله عیب‌های متغیر با زمان هستیم.

در قسمت طراحی روی‌تگر برای حرکت عرضی هواپیما از سیستم دارای نامعینی استفاده می‌کنیم تا مقاوم بودن روی‌تگر در برابر نامعینی را امتحان کنیم. همچنین تلاش خواهیم کرد علاوه بر تشخیص

¹ Clarke

² Luenberger Observer

³ Adaptive Observer

زمان و مکان عیب بتوانیم تا با طراحی دقیق رویتگر تطبیقی موردنظر، ماهیت عیب رخ داده شده روی سیستم هواپیما را تشخیص دهیم.

۶-۱ مطالب فصل‌های بعدی

در فصل اول، به اهمیت هواپیماهای بدون سرنشین، بروز عیب و پیامدهای ناشی از آن اشاره کردیم. تاریخچه‌ای از کارهای انجام‌شده ارائه دادیم. به‌طور مختصر به عیب و اهمیت تشخیص عیب پرداختیم.

در فصل دوم، انواع عیب‌هایی که در سیستم‌های کنترل ممکن است رخ دهد بررسی می‌کنیم، سپس تشخیص عیب و انواع روش‌های آن را برای تولید مانده توضیح می‌دهیم.

در فصل سوم، تاریخچه‌ای کوتاه از هواپیمای بدون سرنشین مچان را بازگو می‌کنیم. دینامیک پرواز هواپیما را شرح می‌دهیم.

در فصل چهارم، روشی را که برای تشخیص عیب به‌کاربرده‌ایم را بازگو کرده و نحوه طراحی رویتگر تطبیقی پیشنهادی را شرح می‌دهیم.

در فصل پنجم، روش‌های پیشنهادی در فصل چهارم را روی سیستم هواپیمای بدون سرنشین مچان شبیه‌سازی می‌کنیم.

در فصل ششم، نتایج شبیه‌سازی را مقایسه می‌کنیم.

فصل دوم

عیب و روش های آشکار سازی

۱-۲ مقدمه

در طول دو دهه گذشته، با پیشرفت سیستم‌های خودکار و با افزایش حساسیت فرآیندها، نیاز به سیستم‌های نظارت فعال رو به افزایش است. آسیب دیدن^۱، بدکار کردن^۲ و غیرفعال شدن سیستم‌های تحت کنترل باعث بروز خسارت و ضررهای مالی و حتی جانی خواهد شد. به همین دلیل نیاز به سیستم‌های تشخیص عیب بیش از پیش مورد توجه مهندسين و طراحان قرار گرفته است. در فصل قبل به اهمیت حسگرها و تشخیص عیب آن‌ها اشاره کردیم. عیب‌های حسگر و محرک متداول‌ترین عیب‌ها در هواپیماهای بدون سرنشین هستند [۱]. برای عیب حسگر روش‌های متداولی پیشنهاد شده تا با تولید مانده بهینه، مشخصات هواپیما به بهترین حالت برای سیستم کنترل پرواز تنظیم شود [۲]. برای اطمینان از عملکرد درست حسگر باید به تشخیص عیب حسگرها پرداخت. هرچند جلوگیری از وقوع عیب در سیستم‌ها اجتناب‌ناپذیر است اما با تمديدات حفاظتی می‌توان به پیش‌بینی احتمال وقوع آن و خرابی به وجود آمده در اثر آن پرداخت. با این کار می‌توان خسارت‌های ناشی از عیب را کاهش داد و در مورد هواپیما می‌توان تا هنگام فرود به تحمل عیب بسنده کرد. این کار با استفاده از روش مبتنی بر مدل^۳ و تخمین ساختار عیب^۴ امکان‌پذیر خواهد بود.

در ابتدا برای آشنایی با ماهیت عیب به چند تعریف مهم می‌پردازیم.

۲-۲ خرابی و اشتباه^۵

یک سیستم وقتی با خرابی مواجه می‌شود که رفتار سیستم با خصوصیات و ویژگی‌های مورد انتظار از آن یکسان نباشد. یک اشتباه قسمتی از حالت سیستم است که ممکن است باعث خرابی شود و دلیل این اشتباه بروز عیب در سیستم است.

¹ Damage

² Malfunction

³ Model Base

⁴ Fault Reconfiguration Estimation

⁵ Mistake

۳-۲ عیب، شکست^۱، بدکار کردن

در زبان پارسی دو واژه عیب^۲ و خطا^۳ به معنی خطا هستند با اینکه مفهومی متفاوتی دارند. این تعاریف بر اساس اطلاعات به دست آمده از کمیته فنی سیف پراسس^۴ است [۲۶].

۱-۳-۲ عیب

عیب: انحراف غیرمجاز حداقل یک ویژگی رفتاری یا پارامتر سیستم از شرایط قابل قبول، معمول یا استاندارد را عیب می گویند.

خطا: انحراف بین مقدار اندازه گیری شده یا محاسبه شده یک متغیر خروجی از مقدار واقعی یا از نظر تئوری، درست آن متغیر است. [۷].

در این پایان نامه، منظور ما از خطا، عیب یا همان fault است.

۲-۳-۲ شکست

قطع کامل توانایی سیستم در انجام فرآیند مورد انتظار و دادن خروجی مطلوب را شکست می گویند. بدکار کردن نتیجه حضور یک یا چند عیب در سیستم است [۷].

۳-۳-۲ بدکار کردن

به وجود بی نظمی های متناوب در سیستم که سبب قطع و وصل عملکرد مطلوب می شود، بدکار کردن می گوئیم. بدکار کردن نتیجه حضور یک یا چند عیب در سیستم است [۷].

¹ Failure

² Fault

³ Error

⁴ SafeProcess Technical Committee

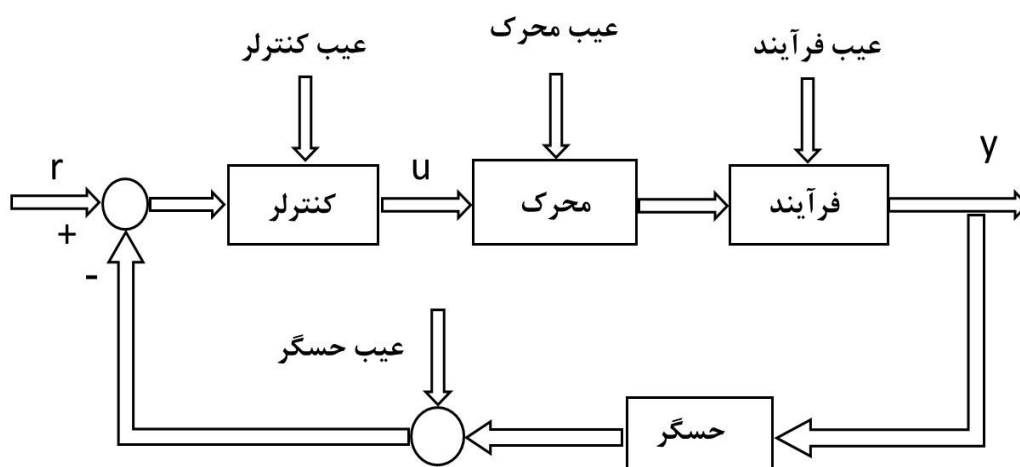
۴-۲ انواع عیب و طبقه‌بندی آن‌ها

عیب می‌تواند در هر نقطه‌ای از سیستم رخ دهد. شکل (۱-۲) [۲۴]. به عنوان مثال سه قسمت محرک، حسگر و فرآیند هر لحظه می‌توانند در معرض عیب قرار گیرند. عیب فقط روی متغیرهای حالت اثر نمی‌گذارد بلکه ممکن است باعث تغییر ساختار سیستم شود به طوری که خروجی‌ها از حالت مطلوب خارج شوند [۲۴].

۱-۴-۲ مکان بروز عیب

هر فرآیند خودکاری را می‌توان به ۳ زیرمجموعه زیر تقسیم کرد [۲۷]:

عملگرها که فرآیندهایی مکانیکی و یا پنوماتیکی و هیدرولیکی را انجام می‌دهند و موظف به اجرای دستورات کامپیوتر کنترل هستند. فرآیند یا ساختار سیستم که همان دینامیک تحت کنترل است و حسگرها که اطلاعات خروجی‌ها را به کامپیوتر کنترل بازخورد می‌کنند. حال محل وقوع خطا در هر یک از این بخش‌ها می‌تواند باشد؛ بنابراین فرآیند تشخیص خطا نیز در حیطه هریک از این قسمت‌ها باید انجام شود. در این پایان‌نامه ما قصد داریم تشخیص عیب حسگر را بررسی کنیم.



شکل ۱-۲ مکان‌های احتمالی وقوع عیب

- عیب حسگر

عیب حسگر می‌تواند روی تصمیم‌گیری فرآیند تأثیر منفی بگذارد؛ زیرا حاوی اطلاعات نادرست از وضعیت سیستم می‌شود. همچنین با در نظر گرفتن هزینه و حجم فضای موردنیاز می‌توان تعداد حسگرها را بیشتر کرد که به قابلیت اطمینان ایمنی سیستم خواهد افزود.

- عیب محرک

بدترین عیب، بروز عیب در محرک‌ها است، زیرا محرک‌ها مجری فرمان‌های کنترلی هستند. خرابی در آن‌ها مستقیم روی عملیات کنترل تأثیر خواهد گذاشت.

- عیب اجزا

عیبی که در پارامترهای فیزیکی یا اجزاء سیستم به وجود می‌آید و باعث بدعمل کردن سیستم می‌شود. در کل شامل هر عیبی است که نتوان جزو عیب‌های محرک یا حسگر قرار داد [۲۷].

به‌طور مختصر، عیب محرک به‌عنوان یک متغیر زمانی مدل شده است که اختلاف بین خروجی‌های واقعی محرک و خروجی‌های محرک در حالتی که بدون عیب هستند است و همچنین، اندازه عیب اندازه‌گیری حسگر، اختلاف بین خروجی پیش‌بینی‌شده حسگر و خروجی اندازه‌گیری شده آن است [۲۸].

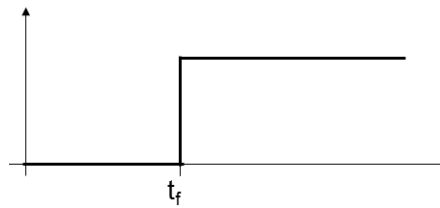
۲-۴-۲ رفتار زمانی

در این نوع دسته‌بندی عیب‌ها به سه دسته عیب‌های ناگهانی^۱، عیب‌های متناوب^۲، عیب نرم^۳ تقسیم می‌شوند [۷].

¹ Abrupt Fault

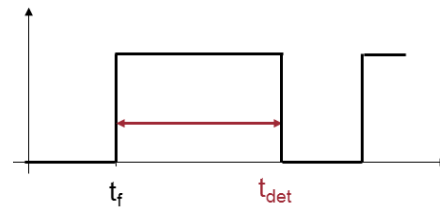
² Intermittent Fault

³ Incipient Fault



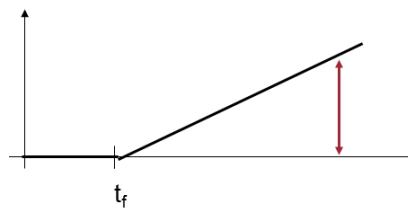
شکل ۲-۲ خطای ناگهانی

عیب‌های ناگهانی در سیستم‌هایی که ایمنی زیادی را می‌طلبند جزو خطرناک‌ترین عیب‌ها محسوب می‌شوند. این عیب‌ها معمولاً به دلیل بروز عیب در سخت‌افزارها رخ می‌دهند که یا باید زود رفع شود یا فرآیند از دور خارج شود.



شکل ۳-۲ خطای متناوب

عیب‌هایی که به صورت نامنظم رخ می‌دهند، زمان معینی ندارند و به صورت تصادفی ایجاد می‌شوند. در این نوع عیب‌ها باید قسمت معیوب را پیدا کرد که معمولاً کار آسانی نیست؛ مانند اتصالی در سخت‌افزارها یا اتصالی کابل‌ها.



شکل ۴-۲ خطای نرم

عیب‌های نرم از نظر زمانی کند رخ می‌دهند، یعنی زمان تأثیر آن‌ها روی سیستم بسیار پایین است ولی به مرور زمان زیاد می‌شود. صدمه ناگهانی ایجاد نمی‌کنند. مسئله اصلی پیدا کردن سریع این عیب-ها در اولین زمان‌های بروز آن‌ها است [۲۹].

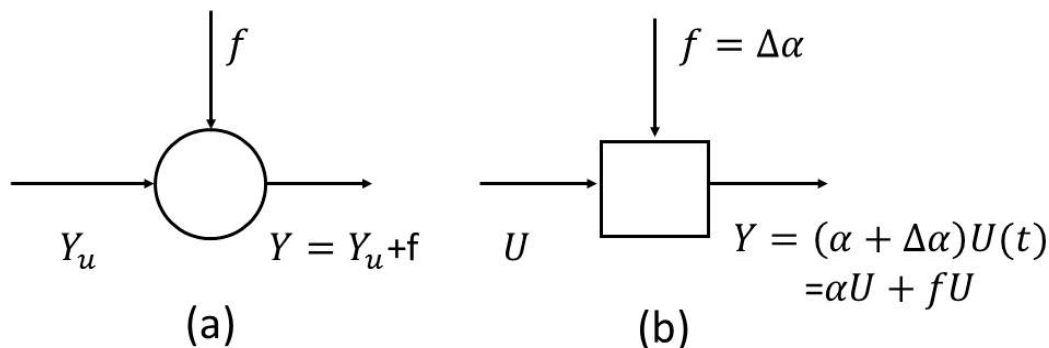
۳-۴-۲ بر اساس مدل شدن در سیستم

۱- عیب جمع شونده^۱

آفست^۲ در حسگر و محرک و یا دریفت^۳ در حسگر عیب جمع شونده نامیده می‌شوند. اولی را با مقدار ثابت و دومی را با تابع شیب معرفی می‌کنند. درواقع آفست، اضافه یا کم شدن یک مقدار ثابت است و دریفت باعث می‌شود تابعی همواره زیاد یا کم شود. عیب جمع‌شونده، روی پایداری سیستم تأثیری ندارد.

۲- خطای ضرب شونده^۴

عملکرد بد در فرآیند، محرک و حسگر سبب تغییرات در پارامترهای مدل می‌شوند که آن را عیب ضرب شونده می‌گوییم و به‌عنوان تغییرات پارامتری مدل می‌شوند. همچنین عیب ضرب شونده ممکن است مستقیماً روی پایداری سیستم تأثیر بگذارد.



شکل ۵-۲ مدل کردن خطا: (a) خطای جمع شونده; (b) خطای ضرب شونده

$$\begin{cases} \dot{X} = (A + \Delta A)x + (B + \Delta B)u + Ef \\ Y = (C + \Delta C)x + (D + \Delta D)u + Ff \end{cases} \quad (۱-۲)$$

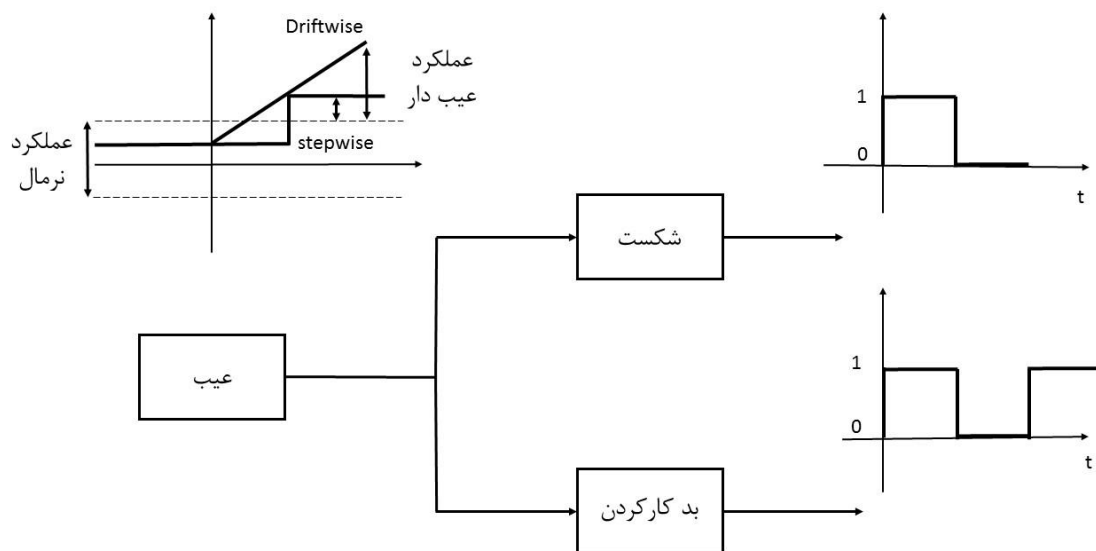
¹ Additive Fault

² Offset

³ Drift

⁴ Multiplicative Fault

در معادله (۱-۲) $\Delta A, \Delta B, \Delta C$ و ΔD عیب ضرب شونده هستند و f بردار عیب جمع شونده است [۷].



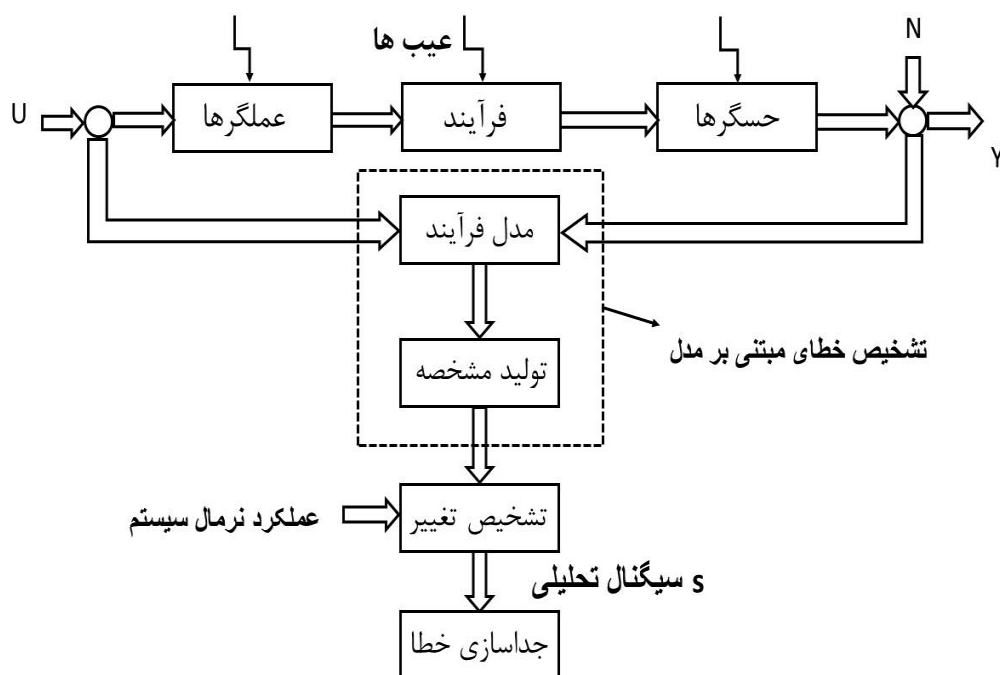
شکل ۲-۶ تفاوت شکست و بد کار کردن ناشی از عیب

ما در این پایان نامه عیب‌ها را به صورت جمع شونده مدل کرده ایم.

۵-۲ آشکارسازی و جداسازی عیب

امروزه نیاز به افزایش بهره‌وری و توجه به ویژگی عملکرد دقیق سیستم‌های مهندسی بیش از پیش به چشم می‌خورد. سخت‌گیرانه‌تر شدن این ویژگی‌ها، حساسیت سیستم‌ها را به وجود خرابی در آنها بیشتر کرده است. خرابی حسگرها، محرک‌ها و فرآیند ممکن است به شدت در رفتار سیستم تغییر ایجاد کند. به این ترتیب برای بالانگه‌داشتن ضریب بهره‌وری و قابلیت اطمینان می‌توان از سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب استفاده کرد که متکی به تشخیص سریع عیب هستند. FDI در سه دهه گذشته به عنوان مورد توجه‌ترین روش برای افزایش ایمنی در سیستم‌ها به کار گرفته شده است [۳۰].

روش‌های مبتنی بر مدل برای تشخیص عیب با استفاده از مدل ریاضی سیستم در ۴۰ سال گذشته به کار برده شده‌اند. ایده اصلی در تشخیص عیب پروسه، محرک و حسگر استفاده از وابستگی بین اختلاف سیگنال‌های اندازه‌گیری شده است که از طریق آنالیز و یا مانیتورینگ به دست می‌آید که به همین دلیل به نام افزونگی تحلیلی^۱ نیز شناخته می‌شود. این روش بیشتر برای سیستم‌های خودگردان^۲ مناسب است و به چند دسته طبقه‌بندی می‌شود. FDI مبتنی بر مدل‌های فازی، شبکه‌های عصبی و سیستم‌های نخبه. روش شبکه‌های عصبی مخصوصاً برای سیستم‌های غیرخطی با اطلاعات کم مناسب است. شکل (۷-۲) ساختار کلی تشخیص عیب مبتنی بر مدل را نمایش می‌دهد. بر این اساس اختلاف سیگنال ورودی u و سیگنال خروجی y ، با در نظر گرفتن نیاز مسئله یکی از سیگنال‌های باقیمانده r ، تخمین پارامتر $\hat{\Theta}$ یا تخمین حالت $\hat{x}$ برای تشخیص عیب به کار گرفته می‌شود [۶].



شکل ۷-۲ ساختار کلی FDI مبتنی بر مدل

¹ Analytical Redundancy

² Autonomous

در حالت کلی سیستم‌های تحمل عیب به دودسته تقسیم می‌شوند [۲]:

(۱) غیرفعال^۱، استفاده از قانون‌های کنترل پس‌خور که مقاوم هستند.

(۲) فعال^۲، استفاده از مدل FDI و روش‌های تطبیق.

سیستم تحمل‌پذیر عیب فعال، روشی است که از تطبیق شدن با عیب به کنترل سیستم دارای عیب می‌پردازد، یا اینکه با تغییر استراتژی سیستم با کمک قسمت‌های سالم، سیستم را کنترل می‌کند.

بنابراین در روش‌های تطبیق عیب، مدل FDI باید مجزا و عاری از هرگونه عیب باشد. FDI اولین پله در تطبیق عیب برای مشاهده و تشخیص موقعیت آن است. در این روش با به‌کارگیری روش تخمین عیب به تشخیص آنلاین اندازه عیب می‌پردازیم. سرانجام با در نظر گرفتن مشخصات عیب، کنترلر جمع‌شونده می‌تواند به طراحی یک جبران ساز برای رفع عیب بپردازد. تحقیقات گسترده‌ای در مورد اهمیت تشخیص عیب به روش رویتگر تطبیقی انجام شده است [۳۰، ۳۱].

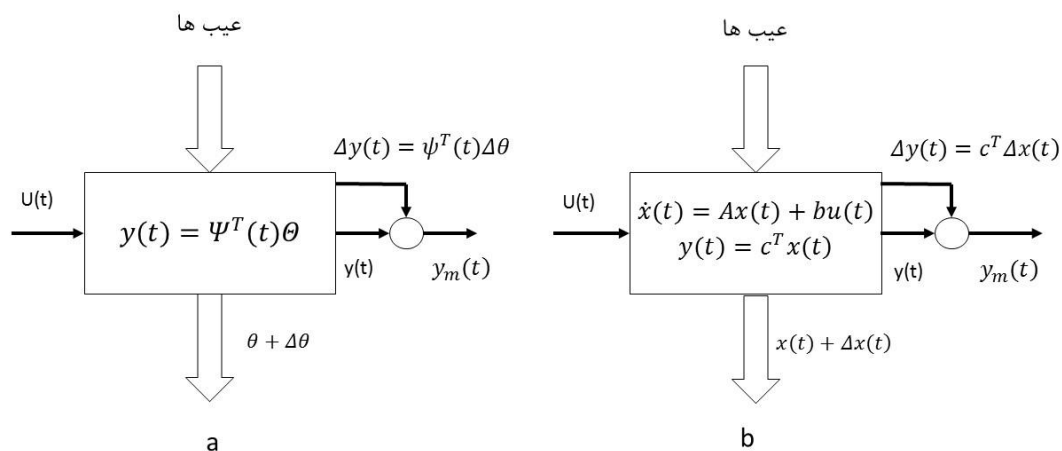
۶-۲ تشخیص عیب مبتنی بر مدل

در این بخش توضیح مختصری از روش‌های مرسوم تشخیص عیب مبتنی بر مدل فرآیند و مدل سیگنال ارائه می‌دهیم.

موارد مهم این بخش شامل تشخیص عیب سیستم‌های دینامیکی هست که شامل محرک‌ها و حسگرها است. این امر با توجه به اندازه‌گیری متغیرهای ورودی و خروجی انجام می‌شود. در شکل (۲-۸) همان‌طور که مشاهده می‌کنید فرآیند به‌صورت حلقه باز در نظر گرفته شده است.

¹ Passive

² Active



شکل ۸-۲ اثر عیب روی فرآیند (a) تأثیر روی پارامترها (b) تأثیر روی حالتها

تفاوت در تشخیص عیب می‌تواند در دینامیکی یا استاتیک بودن سیستم و یا خطی و غیرخطی بودن باشد. در ادامه توضیح مختصری از تشخیص عیب مدل دینامیک خطی ارائه خواهد شد. توجه به این نکته لازم است که فرآیند با در نظر گرفتن پارامترهای فشرده که از خطی سازی حول نقطه کار به دست می‌آید، معمولاً با معادلات دیفرانسیل معمولی در نظر گرفته می‌شود.

$$y(t) + a_1 y^{(1)}(t) + \dots + a_n y^{(n)}(t) = b_0 u(t) + b_1 u^{(1)}(t) + \dots + b_m u^{(m)}(t) \quad (2-2)$$

$$y(t) = Y(t) - Y_{00} \quad u(t) = U(t) - U_{00} \quad (3-2)$$

که U_{00} و Y_{00} مقادیر شناخته شده در فضای حالت و $y^{(n)}(t) = d^n y(t) / dt^n$ است.

عیب‌های جمعی بسته به اینکه در خروجی یا ورودی اتفاق بافتند در شکل (۳-۲) توسط معادلات

(۴-۲) مدل شده‌اند.

$$y(t) + a_1 y^{(1)}(t) + \dots + a_n y^{(n)}(t) = b_0 u(t) + b_1 u^{(1)}(t) + \dots + b_m u^{(m)}(t) + f_y + b_0 f_u \quad (4-2)$$

این معادلات برای تشخیص عیب که در اصل برای مدل‌های زمان پیوسته هست، در نظر گرفته شده است. معادلات مشابهی را برای مدل‌های زمان گسسته می‌توان به کار برد.

۲-۶-۱ تشخیص عیب به روش تخمین پارامتر^۱

در اکثر موارد عملی پارامترهای فرآیند شناخته شده نیست یا اینکه به صورت دقیق از آن‌ها اطلاعی نداریم. در این صورت اگر ساختار مدل اصلی توسط اندازه‌گیری‌های ورودی و خروجی در دسترس باشد، می‌توان پارامترها را با استفاده از روش تخمین پارامتر شناسایی کرد.

الف) روش خطای معادلات^۲

مدل فرآیند را در نظر بگیرید که به فرم برداری زیر است؛

$$y(t) = \psi^T(t)\theta \quad (۵-۲)$$

با در نظر گرفتن پارامتر و بردار اطلاعات زمان پیوسته از معادله (۲-۲) خواهیم داشت؛

$$\theta^T = [a_1 \dots a_n b_1 \dots b_m] \quad (۶-۲)$$

$$\psi^T = [-y^{(1)}(t) \dots -y^{(n)}(t); u(t) \dots u^m(t)] \quad (۷-۲)$$

یا با استفاده از معادله (۲-۴)؛

$$\theta^T = [a_1 \dots a_n b_1 \dots b_m C_0] \quad (۸-۲)$$

(۹-۲)

$$\psi^T = [-y^{(1)}(t) \dots -y^{(n)}(t); u(t) \dots u^m(t) 1]$$

برای روش تخمین پارامتر معادله خطا به صورت زیر است؛

^۱ Parameter estimation

^۲ Error equations

$$e(t) = y(t) - \psi^T(t)\theta \quad (۱۰-۲)$$

ب) روش خطای خروجی^۱

به جای معادله (۱۰-۲) می توان معادله خطای خروجی را این گونه تعریف کرد؛

$$e^l(t) = y(t) - y_M(\hat{\theta}, t) \quad (۱۱-۲)$$

که مدل خروجی برابر است با؛

$$y_M(\hat{\theta}, s) = \frac{\hat{B}(s)}{\hat{A}(s)} u(s) \quad (۱۲-۲)$$

محاسبات مستقیم بردار θ امکان پذیر نیست، بعلاوه $e^l(t)$ در پارامترها غیرخطی است. اگرچه تخمین پارامترها ممکن است نسبتاً دقیق به دست آمده باشد اما تلاش محاسباتی^۲ زیاد است.

اگر عیب منجر به تغییر فرآیند شود یا با تغییرات چندین پارامتر ($\Delta\theta_i$) همراه شود، سیگنال خروجی طبق معادله زیر تغییر خواهد کرد؛

$$\Delta y(t) = \psi^T(t)\Delta\theta(t) + \Delta\psi^T(t)\theta(t) + \Delta\psi^T(t)\Delta\theta(t) \quad (۱۳-۲)$$

در نتیجه تخمین پارامترها شامل تغییرات $\Delta\theta(t)$ خواهد شد. شکل (۲-۲). به طور کلی پارامترهای فرآیند (θ) بستگی به ضرایب فیزیکی (p) فرآیند همچون سختی^۳، ضریب میرایی^۴، مقاومت^۵ و... دارد.

$$\theta = f(p) \quad (۱۴-۲)$$

با در نظر گرفتن معادلات جبری غیرخطی، اگر معکوس رابطه بالا وجود داشته باشد، داریم؛

¹ Output error

² Computational effort

³ Stiffness

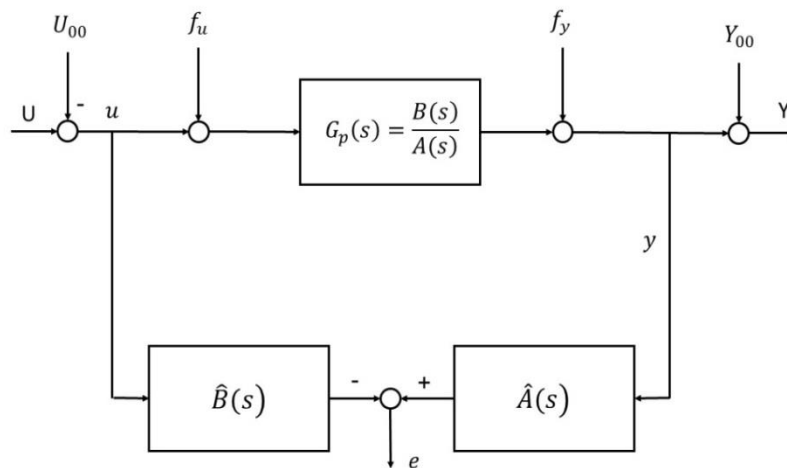
⁴ Damping Factor

⁵ Resistance

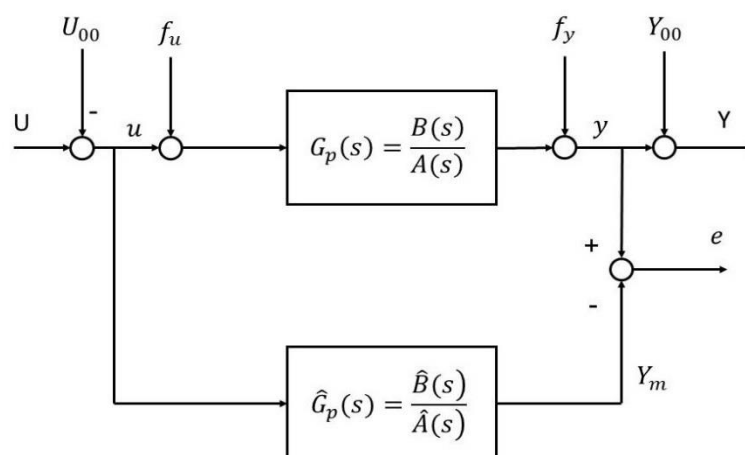
$$p = f^{-1}(\theta)$$

(۱۵-۲)

تغییرات ضرایب فیزیکی فرآیند Δp_i قابل محاسبه است. این تغییرات در بیشتر موارد رابطه مستقیم با عیب دارد. دانستن Δp_i منجر به تشخیص دقیق تر عیب فرآیند می شود. روش تخمین فرآیند می تواند برای سیستم های غیرخطی و استاتیکی به کار برده شود [۳۰].



آ



ب

شکل ۹-۲ ساختار مدل جهت تخمین پارامتر (آ) خطای معادله (ب) خطای خروجی [۳۰]

۲-۶-۲ تشخیص عیب با استفاده از رویتگر تخمین حالت^۱

روش‌های تشخیص عیب بر اساس رویتگر در چند دهه اخیر بسیار مورد توجه قرار گرفته است. به‌ویژه پیشرفت‌های قابل توجهی در تئوری کنترل و قابلیت‌های کامپیوتر داشته است [۳۲].

اصول اساسی روش‌های مبتنی بر رویتگر، تخمین خروجی سیستم بر اساس ورودی‌ها و خروجی‌های سیستم نظارت‌شده با یک پالایه یا رویتگر است و مانده، اختلاف بین خروجی‌های واقعی و تخمین زده‌شده است. در حالت‌های قطعی می‌توان از رویتگر لیونبرگر و در حالت‌های اتفاقی می‌توان از پالایه کالمن استفاده کرد. تشخیص عیب مبتنی بر رویتگر به‌طور عمده به دلیل داشتن تئوری قوی به‌عنوان یک روش بسیار امیدبخش شناخته‌شده است [۱۸].

فرآیند خطی به فرم فضای حالت را در نظر بگیرید؛

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \quad (۱۶-۲)$$

$$y(t) = Cx(t) \quad (۱۷-۲)$$

که $u(t)$ و $y(t)$ به ترتیب سیگنال‌های ورودی و خروجی را نشان می‌دهند. روش تخمین حالت به‌عنوان یکی از روش‌های مناسب برای سیستم‌های چندمتغیره به کار گرفته می‌شود. با فرض اینکه ساختار پارامترهای فرآیند با ماتریس‌های معلوم A, B و C در دسترس قرار دارند، رویتگر حالت برای بازسازی متغیرهای غیرقابل اندازه‌گیری با کمک اندازه‌گیری ورودی و خروجی به‌صورت زیر تعریف می‌شود؛

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x}(t) + Bu(t) + Le(t) \quad (۱۸-۲)$$

¹ State-estimation

(۱۹-۲)

$$e(t) = y(t) - C\hat{x}(t)$$

با مشاهده شکل (۱۰-۲) می بینیم که $e(t)$ خطای خروجی است. همچنین دینامیک خطا به صورت

زیر نوشته می شود؛

$$\tilde{x}(t) = x(t) - \hat{x}(t)$$

(۲۰-۲)

$$\dot{\tilde{x}}(t) = (A - LC) \tilde{x}(t)$$

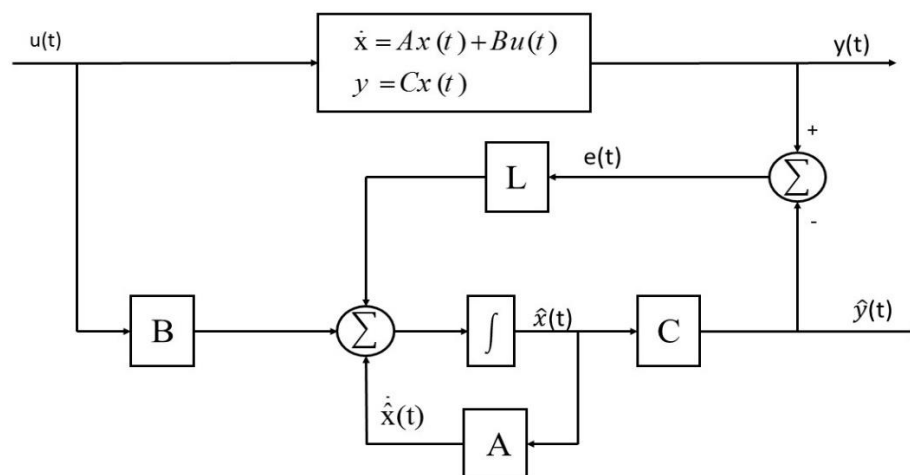
طوری که خطای حالت به طور مجانبی به صفر میل می کند؛

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \tilde{x}(t) = 0$$

(۲۱-۲)

زمانی که سیستم رؤیت پذیر و رویتگر پایدار باشد، می توان با طراحی مناسب بهره فیدبک رویتگر

(L) به خواسته های مطلوب طراحی رسید.



شکل ۱۰-۲ شکل اولیه از تولید مانده مبتنی بر رویتگر [۶]

معادلات زیر را در نظر بگیرید؛

$$\dot{x} = Ax(t) + Bu(t) + Fv(t) + Nf_N(t) \quad (22-2)$$

$$y(t) = Cx(t) + En(t) + Mf_M(t) \quad (23-2)$$

توجه به این نکته لازم است که t ($v(t)$ نشان دهنده اغتشاشات ناخواسته است که در ورودی و خروجی سیستم ظاهر می‌شوند. ماتریس‌های E و F ، ماتریس‌های توزیع اغتشاش هستند. $f_N(t)$ نشان دهنده عیب ورودی که با ماتریس توزیع N روی سیستم اثر می‌گذارد (عیب جمعی که روی محرک یا فرآیند تأثیر می‌گذارد). $f_M(t)$ نشان دهنده عیب خروجی است. از طریق ماتریس توزیع M باعث تغییرات خروجی ($\Delta y(t)$) می‌شود (عیب جمع‌شونده حسگر).

درحالی‌که سیگنال‌های اغتشاش یعنی t ($v(t)$ برابر صفر هستند برای خطای تخمین حالت معادله (22-2) را در نظر بگیرید؛

$$\dot{\tilde{x}} = (A - LC)\tilde{x}(t) + Lf_N(t) - LMf_M(t) \quad (24-2)$$

خطای خروجی برابر است با؛

$$e(t) = C\tilde{x}(t) + Mf_M(t) \quad (25-2)$$

در این حالت ممکن است عیب‌ها به‌صورت ناگهانی و دائمی ظاهر شوند که سبب انحراف خطای تخمین حالت از صفر می‌شود. $x(t)$ و $e(t)$ هر دو نشان دهنده رفتار دینامیکی می‌باشند که در مورد $f_M(t)$ و $f_N(t)$ متفاوت هستند. هر دو $x(t)$ یا $e(t)$ می‌توان به‌عنوان مانده استفاده کرد. به‌خصوص مانده $e(t)$ که یکی از روش‌های پایه برای تشخیص عیب‌های مختلف بر اساس روش تخمین حالت است. برای داشتن ویژگی‌های خاص از روی‌تگر، از طراحی مناسب بهره فیدبک روی‌تگر (L) بهره

می گیرند. اگر سیگنال های اغتشاش اتفاقی باشند، از پالایه کالمن- بوسی^۱ به جای رویتر استفاده می- کنند. اگر عیب باعث تغییرات پارامترها یعنی ΔA ، ΔB یا ΔC شود، آن وقت رفتار فرآیند به صورت زیر نشان داده می شود؛

$$\dot{x} = (A + \Delta A)x(t) + (B + \Delta B)u(t) \quad (26-2)$$

$$y(t) = (C + \Delta C)x(t) \quad (27-2)$$

در نتیجه خطای تخمین حالت برابر است با؛

$$\dot{\tilde{x}} = (A + LC)\tilde{x}(t) + (\Delta A - L\Delta C)x(t) + \Delta Bu(t) \quad (28-2)$$

$$e(t) = C\tilde{x}(t) + \Delta Cx(t) \quad (29-2)$$

عیب های ΔA ، ΔB و ΔC ، عیب های ضربی محسوب می شوند، چون با ضرب شدن در متغیرهای حالت $x(t)$ و سیگنال ورودی $u(t)$ روی $x(t)$ و $e(t)$ تأثیر می گذارند. در این حالت تغییرات مانده بستگی به تغییرات پارامترها دارد که شامل تغییرات متغیرهای ورودی و حالت است.

۲-۶-۳ تشخیص عیب به کمک معادلات برابری

فرآیند خطی با معادلات تابع انتقال زیر را در نظر بگیرید؛

$$G_p(s) = \frac{y(s)}{u(s)} = \frac{B(s)}{A(s)} \quad (30-2)$$

اگر پارامترها و همچنین ساختار آنها معین باشد، مدل فرآیند را می توان به صورت معادله زیر فرض کرد:

$$G_m(s) = \frac{y_m(s)}{u_m(s)} = \frac{B_m(s)}{A_m(s)} \quad (31-2)$$

¹ Kalman-bucy

حال $f_u(t)$ یک سیگنال عیب است که با سیگنال ورودی $u(t)$ جمع می‌شود، همچنین $f_y(t)$ نیز سیگنال عیبی است که با سیگنال خروجی $y(t)$ جمع می‌شود در نتیجه خروجی فرآیند با معادله زیر توصیف می‌شود؛

$$y(s) = G_p(s)u(s) + G_p(s)f_u(s) + f_y(s) \quad (۳۲-۲)$$

اگر $G_m(s) = G_p(s)$ برابر باشند، خطای خروجی برابر است با؛

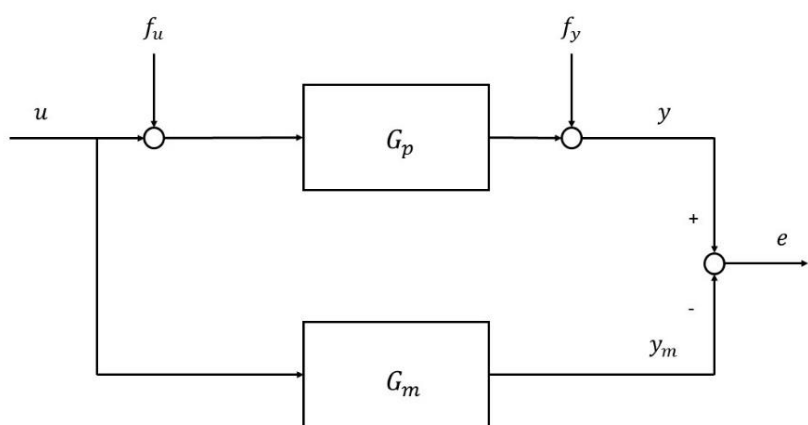
$$\begin{aligned} e^l(s) &= y(s) - y_m(s) = y(s) - G_m(s)u(s) \\ &= (G_p(s) - G_m(s))u(s) + G_p(s)f_u(s) + f_y(s) \\ &= G_p(s)f_u(s) + f_y(s) \end{aligned} \quad (۳۳-۲)$$

عیب‌ها که بر ورودی یا خروجی فرآیند تأثیر می‌گذارند، باعث تغییرات مانده‌های $e^l(s)$ می‌شوند که این امر سبب اختلاف مانده‌ها با حالت بدون عیب خواهد شد. چند جمله‌ای‌های $G_m(s)$ را می‌توان برای تشکیل چند جمله‌ای خطا استفاده کرد؛

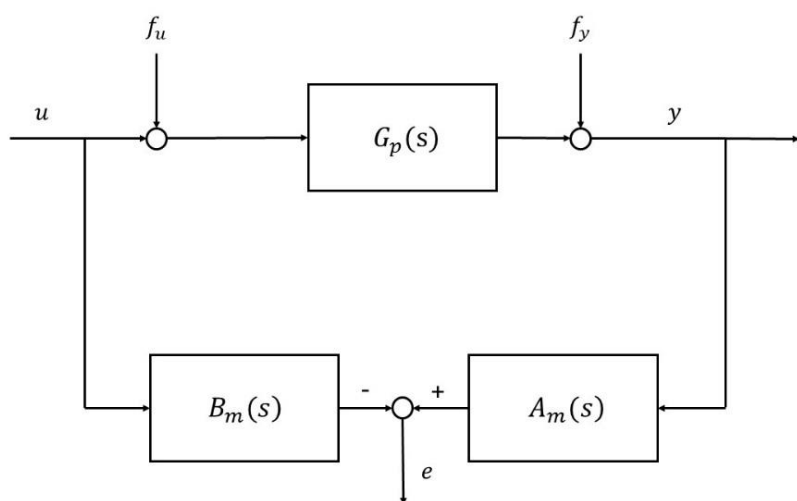
$$e(s) = A_m(s)y(s) - B_m(s)u(s) \quad (۳۴-۲)$$

$$e(s) = B_p(s)f_u(s) + A_p(s)f_y(s) \quad (۳۵-۲)$$

با مقایسه بین پروسه که با عیب روبرو شده است و مدل دقیق و عاری از عیب سیستم، می‌توان به نتایج مهمی در معادلات (۳۳-۲) و (۳۵-۲) رسید. به این معادلات، معادلات برابری می‌گویند. $e^l(s)$ مربوط به خطای خروجی و $e(s)$ خطای معادلات در بخش تخمین پارامتر بود. اگرچه در معادلات برابری، پارامترهای مدل شناخته‌شده و ثابت است، درحالی‌که در تخمین پارامترها این‌گونه نیست [۳۰].



شکل ۱۱-۲ تولید مانده به روش معادلات برابری (تابع انتقال)



شکل ۱۲-۲ تولید مانده به روش معادلات برابری (پارامتر)

از نظر تئوری، روش مبتنی بر رویکرد بیشتر از روش تخمین پارامتر مورد توجه است [۳۲].

۷-۲ رویتگر مقاوم

وجود نامعینی، ورودی‌های ناخواسته، نویز و سیگنال‌های مزاحم همگی باعث شده تا در فرآیند نمونه‌برداری از حسگرها و محرک‌ها و حالت‌های سیستم اختلال به وجود آید.

۷-۲-۱ تعریف اغتشاش

سیگنالی است که در مقدار خروجی سیستم اثر نامطلوب دارد. این سیگنال اگر درون سیستم ایجاد شود، اغتشاش درونی نامیده می‌شود. به همین ترتیب اغتشاش بیرونی به سیگنالی گفته می‌شود که بیرون سیستم رخ دهد.

۷-۲-۲ اهمیت طراحی رویتگر مقاوم

تشخیص عیب در سیستم‌هایی که مدام در معرض اغتشاشات و نامعینی‌ها قرار می‌گیرند امری مهم در روش‌های جدید تشخیص عیب محسوب می‌شود. لذا این نگرانی به وجود می‌آید که در حضور موارد بالا چگونه بتوان عیب واقعی را تشخیص داد.

ویژگی‌های اغتشاش و نویز نامعلوم است به‌طوری‌که به‌دقت نمی‌توانند مدل شوند. در نتیجه همیشه بین سیستم و مدل آن عدم تطابق وجود دارد حتی اگر هیچ عیبی اتفاق نیافتد. این اختلاف باعث مشکلات اساسی در کاربردهای FDI است که هشدارهای اشتباه و ازدست‌رفته‌ای ایجاد می‌کنند که کار سیستم FDI را مختل می‌کند. برای FDI، مدل کردن همه اثراتی که سبب هشدارها و یا هشدارهای اشتباه^۱ می‌شوند، بسیار مهم است؛ بنابراین اثر مدل کردن عدم قطعیت‌ها، مسئله مهمی در مفهوم FDI مبتنی بر مدل است [۳].

در سال‌های اخیر طراحان با به‌کارگیری روش‌های مقاوم برای جداسازی اثر ورودی‌های ناشناخته از خود عیب توانسته‌اند تا حدودی این نگرانی را برطرف کنند [۷، ۱۰]. در روش مقاوم سعی می‌شود تا

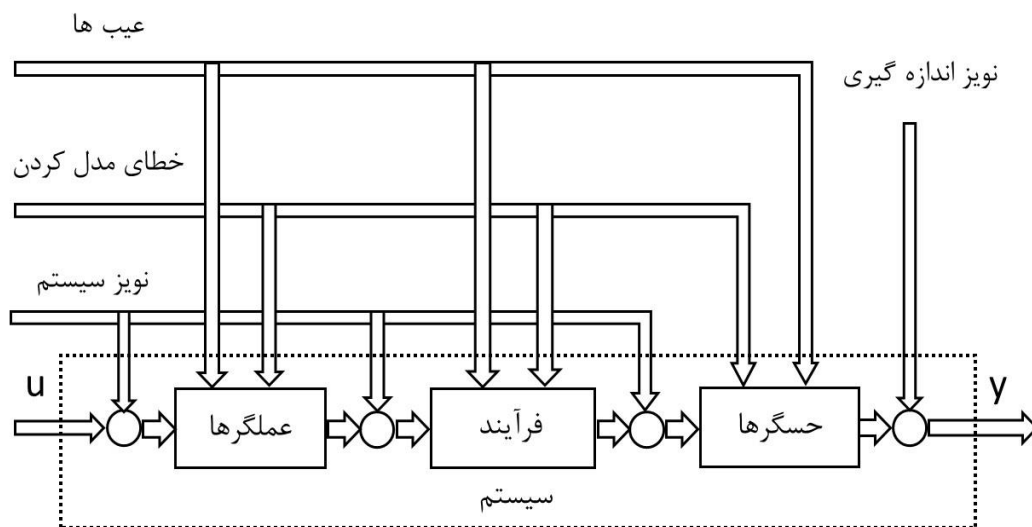
¹ False Alarm

طراحی به گونه‌ای باشد تا سیگنال مانده بیشترین تأثیر را از وقوع عیب و درعین حال کمترین اثر را از جانب ورودی‌های ناشناخته داشته باشد [۳۳].

همه اثراتی که باید برای تشخیص عیب بهتر و هشدارهای اشتباه کمتر مدل شوند [۲۸] عبارت‌اند از:

- (۱) عیب در محرک، حسگر و اجزای دینامیک سیستم
- (۲) خطای مدل کردن^۱ بین سیستم واقعی و مدل ریاضی آن
- (۳) نویز سیستم و نویز اندازه‌گیری

شکل (۲-۱۳) مکان‌های احتمالی وقوع عیب و نویزهای اندازه‌گیری و سیستم و همچنین خطای حاصل از مدل کردن سیستم را نشان می‌دهد [۲۸].



شکل ۲-۱۳ مکان‌های احتمالی وقوع عیب و انواع آن

در حالت کلی، مسئله FDI به دو گام تقسیم می‌شود [۳۰]:

¹ Modelling Error

قدم اول تولید مانده است. مانده متغیری است که وقتی عیبی در سیستم وجود ندارد مقدارش صفر است. این متغیر یا سیگنال همیشه در معرض ورودی‌های نامعلوم همانند اغتشاش قرار دارد؛ بنابراین مانده نباید در حضور این ورودی‌های ناخواسته مقدار بگیرد و هشدار اشتباه بدهد. هنگام بروز عیب در سیستم مانده نسبت به حساسیتی که روی آن بخش از سیستم دارد، مقدار به خود می‌گیرد و به اپراتور هشدار می‌دهد.

قدم دوم مرحله تصمیم‌گیری است. در این مرحله اندازه، ماهیت و تأثیر عیب روی سیستم مشخص می‌شود و درنهایت به جداسازی عیب منجر می‌شود.

بعضی از اصطلاحاتی که بر اساس اطلاعات کمیته فنی سیف پراسس به‌دست‌آمده است [۳۴]:

- آشکارسازی عیب: بر این اساس که یا همه اجزاء به‌صورت عادی کار می‌کنند یا یک جزء غیرمعتارف کار می‌کند که سبب برهم زدن کار عادی سیستم می‌شود. آشکارسازی، حضور عیب را مشخص می‌کند و همچنین زمانی که اتفاق می‌افتد.
- جداسازی عیب: تعیین کردن منشأ عیب. به‌عنوان مثال حسگر، محرک یا جزئی^۱ که معیوب شده باشد. جداسازی عیب، نوع عیب را معین می‌کند و همچنین مکان و زمانی که آشکار می‌شود.
- شناسایی عیب: تعیین اندازه و رفتار (متغیر بازمان) عیب.
- دلیل وقوع عیب: با تعیین نوع، اندازه، مکان و زمان بروز عیب و به کمک اطلاعات به‌دست‌آمده از آشکارسازی و جداسازی عیب می‌توان به دلیل بروز اشکال پی برد.

بیشتر روش‌های FDI، مبتنی بر رویکرد هستند یعنی خروجی فرآیند اصلی با خروجی رویتگری که برای مدل سیستم طراحی شده است، مقایسه می‌شود که مانده به دست می‌آید و از طریق مانده

¹ Component

مشخص می‌شود که آیا عیبی رخ داده است یا خیر. در صورتی که عیبی رخ نداده باشد و مانده غیر صفر باشد، با توجه به این که ممکن است مدلی که به کار برده ایم مدل دقیق و کاملی از فرآیند نباشد، این مغایرت ممکن است نشانگر وجود عدم قطعیت در سیستم باشد و سبب هشدارهای اشتباه شود و یا حتی احتمال دارد که عیبی را پنهان کند و در سیستم FDI آن را آشکار نکند [۱۸].

۸-۲ بازسازی عیب

روش‌های تشخیص عیب مبتنی بر رویکرد بیشتر بر اساس تولید مانده و تصمیم‌گیری با توجه به آن انجام می‌شود. تخمین یا بازسازی عیب روش دیگری است که نسبت به روش تولید مانده می‌تواند جایگزین قوی‌تری باشد. در زیر به چند دلیل این تصمیم اشاره شده است:

- نه تنها عیب و زمان وقوع آن را تشخیص می‌دهد، بلکه می‌توان به ماهیت عیب و رفتار آن نیز پی برد.
 - روش تشخیص عیب با سیگنال مانده بیشتر زمانی مناسب است که ساختار عیب و تأثیر آن روی سیستم به طور کامل شناخته نشده باشد.
 - برای تعیین محل عیب در سیستم با سیگنال مانده نیاز به چند سیگنال غیرمشابه داریم، این در حالی است که با بازسازی عیب که یک روش قوی و مستقیم است، اطلاعات عیب را می‌توان برای جداسازی دیگر عیب‌ها از سیستم استفاده کرد.
- در این پایان‌نامه ما قصد داریم تشخیص عیب را با استفاده از روش مبتنی بر مدل با طراحی رویکرد تطبیقی بررسی کنیم. تمام بررسی‌ها و تصمیم‌ها از روی بازسازی عیب انجام خواهد شد؛ بنابراین به مانده و تغییرات آن به صورت مستقیم نیازی نداریم.

فصل سوم

مدل سیستم هواپیمای بدون سرنشین

۱-۳ مقدمه

هواپیماهای بدون سرنشین امروزه جایگاه مهمی در انجام امور مهم پیدا کرده‌اند. با توجه به قابلیت بدون سرنشین بودن این پرنده‌ها، انجام مأموریت‌های خطرناک و حساس را به عهده می‌گیرند، به مکان‌های خطرناک و ناشناخته می‌روند و به بررسی، جاسوسی، شناسایی، عکس‌برداری و ... می‌پردازند، بدون آنکه جان اپراتورهای آن با خطری مواجه شود.

همچنین امروزه این هواپیماها کاربردهای غیرنظامی مهمی را انجام می‌دهند، از جمله می‌توان به خاموش کردن آتش‌سوزی و نجات جان انسان‌ها در دریا اشاره کرد.

در این پایان‌نامه به معرفی سیستم هواپیمای بدون سرنشین مچان^۱ می‌پردازیم.

اولین پرواز آن در ۲۷ نوامبر ۱۹۸۰ رخ داد. این هواپیما اولین پرنده بدون سرنشین با سیستم کنترل تمام دیجیتال در جهان بود که با هدایت اپراتور پرواز از راه دور کنترل می‌شد (شکل ۱-۳) [۳۵].



شکل ۱-۳ مچان با راه‌اندازی اولیه با واگن برقی

هواپیمای مچان توسط مارکونی اویونیکس^۲ در راجستر تکمیل شد. این هواپیما در یک تونل بادی در دانشگاه هوانوردی کرنفیلد^۳ مورد تحقیق و بررسی قرار گرفت [۳۶].

¹ Machan

² Marconi Avionics

³ Cranfield College of Aeronautics

۲-۳ دینامیک‌های پرواز هواپیمای مچان

اولین وظیفه مهندس کنترل این است که به مکانیسم عملکردی سیستم پی ببرد. با در نظر گرفتن سیگنال ورودی $u(t)$ و پاسخ سیگنال خروجی یعنی $y(t)$ می‌توان تا حدی به مدل ریاضی سیستم پی برد. به این نکته باید توجه کرد که مدل کردن فیزیک سیستم، کامل و به‌طور دقیق امکان‌پذیر نیست. باوجوداین مشکل باید در مدل‌سازی سیستم‌ها به هرچه دقیق‌تر شدن مدل ریاضی پرداخت، زیرا درنهایت طراحی کنترلر و مشاهده‌گر به مدل واقعی سیستم وابسته است. مدل فرآیند ممکن است از قوانین فیزیکی یا در نظر گرفتن سیگنال‌های ورودی و خروجی تشکیل شود. دو روش از روش‌هایی که می‌توان به ساده‌سازی سیستم‌های پیچیده پرداخت عبارت‌اند از [۳۷]:

(۱) خطی سازی حول نقطه کار

(۲) کاهش مرتبه مدل

درروش اول، فرآیند توسط مدل خطی که حول نقطه کار پایدار است تخمین زده می‌شود. نقاط کار دیگر ممکن است به تولید مدل‌های خطی دیگری منجر شود. خطی سازی توسط فن بسط سری تیلور^۱ انجام می‌شود.

روش دوم اثرات کوچک و پدیده‌های خارجی در بازه فرکانسی مورد مطالعه در نظر گرفته نمی‌شود که این امر سبب کاهش درجه سیستم و ساده شدن مدل فرآیند می‌شود.

رفتار هواپیما شدیداً با سرعت، ارتفاع و زاویه حمله^۲ و سایر پارامترها تغییر می‌کند، به همین دلیل نقطه کار ماندگار هواپیما را که توسط بسط سری تیلور خطی می‌شود، در دو حالت حرکت طولی و

¹ Taylor Series

² Angle of Attack

حرکت عرضی به‌طور مستقل در نظر می‌گیریم. اگر هواپیما در مد یکپارچه ارتفاع^۱ قرار گیرد، نشان‌دهنده رابطه بین ارتفاع و نرخ تغییرات ارتفاع^۲ هست.

سیستم شامل ۶ مد حلقه بسته و همچنین یک مد محرک است. دینامیک پرواز هواپیما تحت تأثیر نیروهای مختلف قرار دارد. هواپیما می‌تواند به هر طرفی پرواز کند بنابراین شامل ۶ درجه آزادی است، اما دینامیک سیستم پیچیده و به‌شدت غیرخطی است. معادلات کامل غیرخطی برای شبیه‌سازی بسیار پیچیده و سنگین است، به همین دلیل از ساده‌سازی برای خطی کردن مدل استفاده می‌کنیم، به‌طوری‌که با هرگونه تغییر در پایداری هواپیما باید با در نظر گرفتن اغتشاشات کوچک باشد که این اغتشاشات به‌صورت تصادفی افزایش پیدا می‌کند، مانند برخورد جریانات ناگهانی اتمسفر. یک نیروی رو به بالا برای جبران جاذبه موردنیاز است که توسط نیروی هوای ایجادشده زیر بال‌ها تأمین می‌شود. این جریان باد توسط نیروی فشار موتور^۳ هواپیما و آئرو دینامیک بدنه^۴ ایجاد می‌شود [۳۶].

۳-۳ هدایت و کنترل

حرکت‌های هواپیما با دو استاندارد جهانی برای محورها و جهت‌ها معرفی می‌شود [۳۶]:

- محور متصل به هواپیما (محورهای ثابت بدنه^۵)
- محور تنظیم با زمین (محورهای ثابت زمین^۶)

زوایای حرکت هواپیما را که در شکل زیر نشان داده‌شده را معرفی می‌کنیم؛

¹ Height Integration Mode

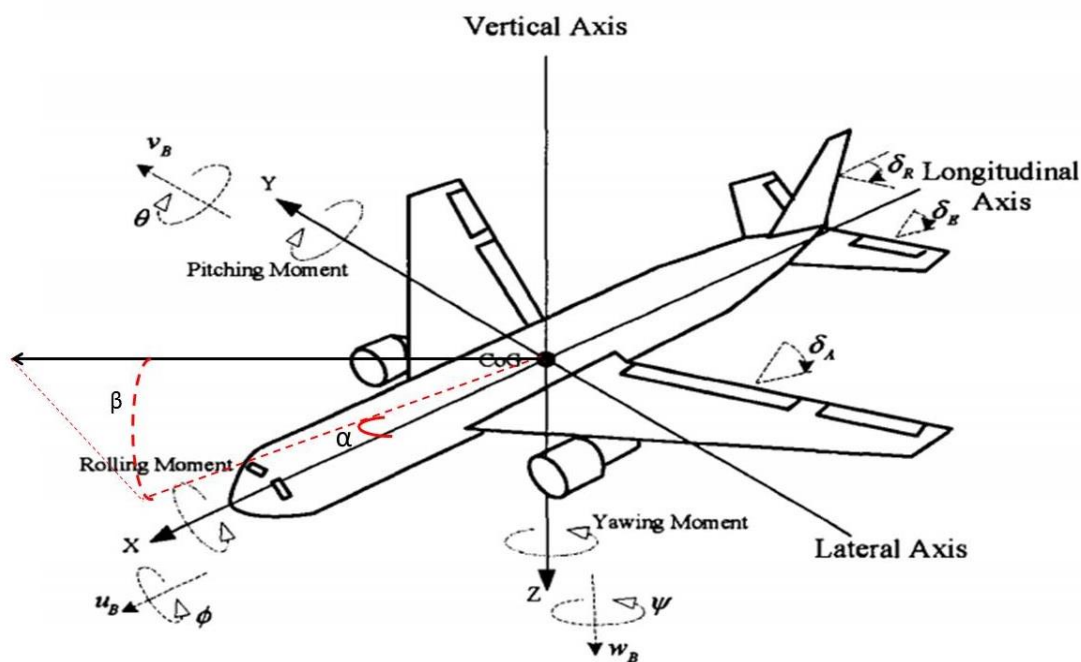
² Height Rate

³ Thrust Force

⁴ Airfoil

⁵ Body Fixed Axes

⁶ Earth Fixed Axes



شکل ۳-۲ زوایای اوایلر و متغیرهای کنترلی هواپیما [۳۸]

x و y و z مؤلفه‌های مختصات بدنه و C مرکز ثقل^۱ هواپیما است. همان‌طور که در شکل مشاهده می‌کنید، محور x از مرکز ثقل به سمت سر هواپیما و محور y از مرکز ثقل به سمت بال و محور z عمود بر محورهای x و y است که محورهای x و y به ترتیب محور حرکت طولی و محور حرکت عرضی نامیده می‌شوند. u و v و w مؤلفه‌های سرعت خطی از سمت مرکز ثقل هستند و p و q و r به ترتیب، سرعت‌های زاویه‌ای^۲ هواپیما در جهت یاب^۳، پیچ^۴ و گردش^۵ هستند. این زوایای اصلی هواپیما یا زوایای اوایلر^۶ نامیده می‌شوند. برای هواپیما، حالت تعادلی فرض می‌شود که گردش، چرخش حول محور x ، پیچ و یاب نیز به ترتیب چرخش حول محورهای y و z هستند.

^۱ Center of Gravity

^۲ Angular Velocity

^۳ Yaw

^۴ Pitch

^۵ Roll

^۶ Euler Angle

(x, y, z) : مؤلفه‌های نیروی آئرو دینامیکی^۱ برآیند

(u, v, w) : مؤلفه‌های سرعت از سمت C

δ_E زاویه بالک‌های بالابر^۲ است که باهم عمل می‌کنند و تغییرات آن‌ها هنگام پرواز باعث ایجاد حرکت پیچ در هواپیما می‌شود. δ_A زاویه بالک‌های شهپر^۳ است که باهم ولی عکس هم حرکت می‌کنند و در حین حرکت، هواپیما را حول محور x وادار به چرخش می‌کنند، درواقع متغیر کنترلی برای تغییر حرکت گردش هواپیما هستند. δ_R زاویه بالک سکان^۴ است که تغییرات آن در حین حرکت، به ایجاد حرکت پیچ در هواپیما می‌شود. β زاویه سرخوردگی^۵ یعنی زاویه بین راستای هواپیما و تصویربردار سرعت در صفحه افقی است، α زاویه حمله یا زاویه بین راستای هواپیما و تصویربردار سرعت در صفحه قائم است. کنترل موقعیت بالک بالابر (δ_E) و سرعت تغییرات زاویه بالک (η)، روشی معمول در کنترل پرواز طولی هواپیما است. ترکیب شهپر (δ_A) و سکان عمودی (δ_R)، به تشکیل حرکت پیچ حول مرکز ثقل هواپیما منجر می‌شود. ورودی‌ها برای انجام حرکت پیچ به ترتیب زاویه بالک بالابر (δ_E) و فشار واردشده به دریچه سوخت^۶ موتور (T_H) است. همچنین برای حرکت گردش به طرفین زوایای سکان (τ) و شهپر (ζ) می‌باشند [۳۸]. ساده‌سازی و خطی کردن هواپیما با توجه به وضعیت پیشنهادشده در [۳۶] است، به‌طوری‌که بالابرها در موقعیت ثابت با زاویه ۰.۱۱ رادیان قرار دارند. همچنین سرعت روبه‌جلو^۷ هواپیما ۳۳ متر بر ثانیه پیشنهادشده است.

در علم هوانوردی، گردش حول محور طولی عمل می‌کند و وقتی هواپیما به سمت بال راست حرکت کند، حرکت گردش مثبت است. یاو روی محور افقی عمل می‌کند و وقتی سر هواپیما به سمت

¹ Aerodynamic Force

² Elevator

³ Aileron

⁴ Rudder

⁵ Side slip Angle

⁶ Throttle

⁷ Forward Velocity

راست حرکت کند، یاو مثبت است. پیچ، حرکت مربوط به محور عمود بر طول هواپیماست که وقتی سر هواپیما به بالا حرکت کند، پیچ مثبت است [۳۸].

در حالت کلی، دینامیک‌های هواپیما را با دو سطح حرکتی نشان می‌دهیم:

• حرکت طولی XZ

• حرکت عرضی XY

بردارهای حالت و ورودی که به ترتیب برای حرکت طولی و عرضی هواپیما در نظر گرفته شده‌اند در

زیر نشان داده شده‌اند [۳۶].

بردارهای حالت و ورودی حرکت طولی؛

$$X_{\text{longitudinal}} = \begin{cases} U & \text{Forward Velocity} \\ W & \text{Downward Velocity} \\ Q & \text{Pitch Rate} \\ \theta & \text{Pitch Angle} \\ h & \text{Height} \\ X_E & \text{Thrust} \end{cases} \quad (1-3)$$

$$U_{\text{longitudinal}} = \begin{cases} \eta & \text{Elevator Angle} \\ T_H & \text{Throttle} \end{cases} \quad (2-3)$$

بردارهای حالت و ورودی حرکت عرضی؛

$$X_{\text{lateral}} = \begin{cases} V & \text{Side Slip Velocity} \\ P & \text{Roll Rate} \\ R & \text{Yaw Rate} \\ \phi & \text{Roll Angle} \\ \psi & \text{Yaw Rate} \end{cases} \quad (3-3)$$

$$U_{lateral} = \begin{cases} \tau & \text{Rudder Angle} \\ \varsigma & \text{Aileron Angle} \end{cases} \quad (4-3)$$

در این پایان نامه هر دو حرکت طولی و عرضی هواپیما را مورد بررسی قرار می دهیم.

فصل چہار

تشخیص عیب مبتنی بر رویکر تطبیقی

۱-۴ توصیف سیستم دارای عیب

سیستم خطی زیر که دارای عیب محرک است را در نظر بگیرید [۳۹]:

$$\dot{x} = Ax(t) + Bu(t) + Ef_a(t) \quad (۱-۴)$$

$$y(t) = Cx(t) \quad (۲-۴)$$

که $x(t) \in R^n$ بردار حالت، $u(t) \in R^m$ بردار ورودی، $y(t) \in R^p$ بردار خروجی و همچنین $f_a(t) \in R^r$ نشان دهنده عیب محرک است. ماتریس‌های A, B, E و C ماتریس‌های ثابت حقیقی معلوم و دارای ابعاد مناسب هستند. ماتریس E دارای مرتبه ستونی کامل است و دو ماتریس (A, C) مشاهده‌پذیر می‌باشند.

سیگنال عیب $f_a(t) = \beta(t-t_f)f(t)$ می‌تواند به عنوان سیگنال جمع‌شونده مدل شود. تابع $\beta(t-t_f)$ به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\beta(t-t_f) = \begin{cases} 0, & t \leq t_f \\ 1, & t > t_f \end{cases} \quad (۳-۴)$$

که t_f زمان اعمال عیب به سیستم است. فرض بر این است که مشتق زمانی $f(t)$ محدود است:

$$\|\dot{f}(t)\| < f_l \quad (۴-۴)$$

که $0 < f_l < \infty$.

۲-۴ تخمین عیب مبتنی بر رویکرد تطبیقی کلاسیک

ساختار رویکرد تطبیقی کلاسیک به صورت زیر در نظر بگیرید:

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x}(t) + Bu(t) + E\hat{f}(t) - L(\hat{y}(t) - y(t)) \quad (۵-۴)$$

$$\hat{y}(t) = C\hat{x}(t) \quad (۴-۶)$$

که $\hat{x}(t) \in R^n$ بردار حالت رویتگر، $\hat{y}(t) \in R^p$ بردار خروجی رویتگر، $\hat{f}(t) \in R^r$ تخمین خطای محرک است. از آنجاکه فرض می‌کنیم دو ماتریس (C, A) رؤیت پذیر باشند، ماتریس بهره L را می‌توان طوری به دست آورد که $(A-LC)$ ماتریس پایداری باشد. همان‌گونه که در فصل ۲، خطا و عیب را تعریف کردیم، خطای حالات و خطای خروجی را می‌توان به صورت زیر تعریف کرد:

$$e_x(t) = \hat{x}(t) - x(t) \quad (۴-۷)$$

$$e_y(t) = \hat{y}(t) - y(t) \quad (۴-۸)$$

همچنین عیب را می‌توان با معادله زیر تعریف کرد:

$$e_f(t) = \hat{f}(t) - f(t) \quad (۴-۹)$$

در نتیجه دینامیک خطاها و عیب به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\dot{e}_x(t) = (A-LC)e_x(t) + Ee_f(t) \quad (۴-۱۰)$$

$$y_y(t) = Cx_e(t) \quad (۴-۱۱)$$

به طور کلی برای الگوریتم کلاسیک، عیب‌های ثابت $\dot{f}(t) = 0$ در نظر گرفته می‌شود. در این صورت مشتق زمانی $e_f(t)$ را می‌توان به صورت زیر در نظر گرفت:

$$\dot{e}_f(t) = \dot{\hat{f}}(t) \quad (۴-۱۲)$$

در این قسمت قصد داریم مقدار سیگنال $\hat{f}(t)$ را برای ارزیابی عیب به وقوع پیوسته به دست آوریم، این کار را با تعریف فرضیات زیر شروع می‌کنیم.

فرض ۱: مرتبه $r = (CE)$ است.

فرض ۲: صفرهای مستقل سه گانه (A, B, C) سمت چپ محور موهومی قرار دارند.

قضیه ۱: اگر ماتریس مثبت معین متقارن $P, Q \in R^{n \times n}$ وجود داشته باشند، می توان بهره رویتگر $L \in R^{n \times p}$ و ماتریس مثبت معین $F \in R^{r \times p}$ را طوری به دست آورد که تساوی های (۴-۱۳) و (۴-۱۴) تحقق یابد [۳۳].

$$P(A - LC) + (A - LC)^T P = -Q \quad (۴-۱۳)$$

$$E^T P = FC \quad (۴-۱۴)$$

تعریف ماتریس هرویتس: ماتریس مربعی A را ماتریس هرویتس گوئیم اگر همه مقادیر ویژه A قسمت اکیداً حقیقی منفی داشته باشند یعنی $\text{Re}[\lambda_i] < 0$ (ها مقادیر ویژه ماتریس A هستند) [۴۰].
تعریف ماتریس مثبت معین: ماتریس متقارن $A_{p \times p}$ را مثبت معین گوئیم اگر برای همه $x \in R^p$ ها، $x^T A x > 0$ باشد [۴۰].

لم ۱: معادلات (۴-۱۳) و (۴-۱۴) برقرارند اگر و تنها اگر فرضیات ۱ و ۲ برقرار باشند [۳۳].

با توجه به لم ۱ می توان برای تخمین عیب از معادله زیر استفاده کرد:

$$\dot{\hat{f}}(t) = -\Gamma F e_y(t) \quad (۴-۱۵)$$

در نتیجه تخمین عیب محرک از روش بالا با قانون تطبیق زیر انجام می گیرد؛

$$\hat{f}(t) = -\Gamma F \int_{t_f}^t e_y(\tau) d\tau \quad (۴-۱۶)$$

به طوری که $\lim_{t \rightarrow \infty} e_x(t) = 0, \lim_{t \rightarrow \infty} e_f(t) = 0$. ماتریس مثبت معیت متقارن گاما $\Gamma \in R^{r \times r}$ نرخ یادگیری را تعیین می کند [۴۰].

تعریف رؤیت پذیری: اگر ماتریس $[C \ CA \ CA^2 \ \dots \ CA^{n-1}]^T$ دارای مرتبه کامل باشد این سیستم کاملاً رؤیت پذیر است.

نکته: پایدار بودن یک ماتریس یعنی تمام مقادیر ویژه آن دارای قسمت حقیقی منفی باشند.

۳-۴ تخمین عیب محرک با روش $FAFE^1$

لم ۲: مقدار اسکالر $\mu > 0$ و ماتریس مثبت معین متقارن P را در نامساوی زیر در نظر بگیرید:

$$2x^T y \leq \frac{1}{\mu} x^T p x + \mu y^T p^{-1} y \quad (۱۷-۴)$$

به طوری که $x, y \in R^n$.

حال برای عیب های متغیر بازمان ($\dot{f}(t) \neq 0$) مشتق زمانی $e_f(t)$ برابر است با:

$$\dot{e}_f(t) = \dot{\hat{f}}(t) - \dot{f}(t) \quad (۱۸-۴)$$

روش $FAFE$ الگوریتمی را ارزه می کند که با استفاده از آن می توان عیب های متغیر بازمان را نیز با سرعت خوبی تخمین زد. با استفاده از قضیه زیر می توان پایداری دینامیک های خطا را تضمین کرد.

قضیه ۲: با در نظر گرفتن فرضیات ۱ و ۲ و مقادیر اسکالر $\sigma, \mu > 0$ ، اگر ماتریس های مثبت معین متقارن $P \in R^{n \times n}$ ، $G \in R^{r \times r}$ و ماتریس های $F \in R^{r \times p}$ و $Y \in R^{n \times p}$ به طوری که معادله (۱۴-۴) و شرط زیر برقرار باشد [۳۹]:

¹ Fast Algorithm Fault Estimation

$$\begin{bmatrix} PA + A^T P - YC - C^T Y^T & -\frac{1}{\sigma}(A^T PE - C^T Y^T E) \\ -\frac{1}{\sigma}(A^T PE - C^T Y^T E) & -2\frac{1}{\sigma}EPE + \frac{1}{\sigma\mu}G \end{bmatrix} < 0 \quad (۱۹-۴)$$

در نتیجه ماتریس L را می توان از رابطه $Y=LP$ محاسبه کرد. در نهایت الگوریتم FAFE به صورت

معادله زیر خواهد بود:

$$\dot{\hat{f}}(t) = -\Gamma F(\dot{e}_y(t) + \sigma e_y(t)) \quad (۲۰-۴)$$

می توان ثابت کرد $e_x(t), e_f(t)$ به طور یکنواخت محدود است.

اثبات: تابع لیاپانوف زیر را در نظر بگیرید:

$$V(t) = e_x^T(t)Pe_x(t) + \frac{1}{\sigma}e_f^T(t)\Gamma^{-1}e_f(t) \quad (۲۱-۴)$$

با توجه به معادلات (۱۰-۴) و (۲۰-۴) مشتق نسبت به زمان معادله (۲۱-۴) به صورت زیر محاسبه

می شود:

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) &= \dot{e}_x^T(t)Pe_x(t) + e_x^T(t)P\dot{e}_x(t) + 2\frac{1}{\sigma}e_f^T(t)\Gamma^{-1}\dot{e}_f(t) \\ &= e_x^T(t)(P(A-LC) + (A-LC)^T P)e_x(t) + 2e_x^T(t)PEe_f(t) \\ &\quad - 2\frac{1}{\sigma}e_f^T(t)F(\dot{e}_y(t) + \sigma e_y(t)) - 2\frac{1}{\sigma}e_f^T(t)\Gamma^{-1}\dot{\hat{f}}(t) \end{aligned} \quad (۲۲-۴)$$

با در نظر گرفتن معادله (۱۴-۴) می توان به راحتی نشان داد؛

$$-2\frac{1}{\sigma}e_f^T(t)F(\dot{e}_y(t) + \sigma e_y(t)) = -2\frac{1}{\sigma}e_f^T(t)E^T P(\dot{e}_x(t) + \sigma e_x(t)) \quad (۲۳-۴)$$

با جاگذاری معادلات (۱۰-۴) و (۲۳-۴) در معادله (۲۲-۴) خواهیم داشت:

$$\begin{aligned}\dot{V}(t) = & e_x^T(t)(P(A-LC) + (A-LC)^T P)e_x(t) - 2\frac{1}{\sigma}e_f^T(t)E^T P(A-LC)e_x(t) \\ & - 2\frac{1}{\sigma}e_f^T(t)E^T P E e_f(t) - 2\frac{1}{\sigma}e_f^T(t)\Gamma^{-1}\dot{f}(t)\end{aligned}\quad (24-4)$$

با استفاده از لم ۲ می‌توانیم معادله (۲۵-۴) را به دست آوریم:

$$\begin{aligned}2\frac{1}{\sigma}e_f^T(t)\Gamma^{-1}\dot{f}(t) & \leq \frac{1}{\sigma\mu}e_f^T(t)Ge_f(t) + \frac{\mu}{\sigma}\dot{f}^T(t)\Gamma^{-1}G^{-1}\Gamma^{-1}\dot{f}(t) \\ & \leq \frac{1}{\sigma\mu}e_f^T(t)Ge_f(t) + \frac{\mu}{\sigma}f_l^2\lambda_{\max}(\Gamma^{-1}G^{-1}\Gamma^{-1}).\end{aligned}\quad (25-4)$$

با جاگذاری معادله (۲۵-۴) در معادله (۲۴-۴) در نهایت معادله زیر به دست می‌آید:

$$\dot{V}(t) \leq \zeta^T(t) \Xi \zeta(t) + \delta, \quad (26-4)$$

به‌طوری‌که

$$\begin{aligned}\Xi = & \begin{bmatrix} P(A-LC) + (A-LC)^T P & -\frac{1}{\sigma}(A-LC)^T P E \\ -\frac{1}{\sigma}(A-LC)^T P E & -2\frac{1}{\sigma}E^T P E + \frac{1}{\sigma\mu}G \end{bmatrix} \\ \zeta(t) = & \begin{bmatrix} e_x(t) \\ e_f(t) \end{bmatrix} \quad \delta = \frac{\mu}{\sigma}f_l^2\lambda_{\max}(\Gamma^{-1}G^{-1}\Gamma^{-1}).\end{aligned}$$

چون ماتریس E درجه ستونی کامل دارد، زمانی که دترمینان ماتریس زی بزرگ‌تر از صفر باشد

($\Xi > 0$) باشد یک تحقق این‌گونه است:

$$\dot{V}(t) < -\varepsilon \|\zeta(t)\|^2 + \delta \quad (27-4)$$

به‌طوری‌که اپسیلون برابر با کوچک‌ترین مقدار ویژه ماتریس زی:

$$\varepsilon = \lambda_{\min}(-\Xi) \quad (28-4)$$

معادله (۴-۲۷) نتیجه می‌دهد که برای $\|\xi(t)\|^2 > \delta$ ، $\dot{V}(t) < 0$ است، به این معنا که بر اساس نظریه پایداری لیاپانوف $e_x(t), e_f(t)$ به مقادیر بسیار کوچک همگرا می‌شوند؛ بنابراین خطای تخمین عیب و حالت‌ها به‌طور یکنواخت محدود است.

۴-۴ تخمین عیب حسگر با روش FAFE

در بخش قبل با روش تخمین عیب محرک آشنا شدیم، حال همه نتایج بالا را می‌توانیم به تخمین عیب حسگر تعمیم دهیم. سیستم زیر را در نظر بگیرید که عیب در خروجی آن رخ داده است:

$$\dot{x} = Ax(t) + Bu(t) \quad (۴-۲۹)$$

$$y(t) = Cx(t) + Df_s(t) \quad (۴-۳۰)$$

که $x(t) \in R^n$ ، $u(t) \in R^m$ ، $y(t) \in R^p$ بردارهای حالت، ورودی و خروجی سیستم هستند. $f_s(t) \in R^r$ نشان‌دهنده عیب حسگر است. ماتریس‌های A, B, C و D ماتریس‌های ثابت حقیقی معلوم با ابعاد مناسب هستند. ماتریس D دارای رنک ستونی کامل و دو ماتریس (A, C) رؤیت پذیر است. حال باید نتایج بخش قبل را به تخمین حسگر تعمیم دهیم. برای این کار سیستم جدیدی به نام سیستم افزوده^۱ تشکیل می‌دهیم. حالت جدید $x_s(t) \in R^p$ را که نسخه پالایه شده از $y(t)$ است، تعریف می‌کنیم [۳۹].

$$\dot{x}_s(t) = -A_s x_s(t) + A_s Cx(t) + A_s Df_s(t) \quad (۴-۳۱)$$

که $-A_s \in R^{p \times p}$ ماتریس پایداری است. با تعریف بردار حالت زیر سیستم افزوده را به فرم معادله (۴-۳۲) و (۴-۳۳) تشکیل می‌دهیم.

$$\bar{x}(t) = \begin{bmatrix} x^T(t) & x_s^T(t) \end{bmatrix}^T \quad (۴-۳۲)$$

^۱ Augmented System

$$\dot{\bar{x}} = \bar{A}\bar{x}(t) + \bar{B}u(t) + \bar{D}f_s(t) \quad (33-4)$$

$$\bar{y}(t) = \bar{C}\bar{x}(t) \quad (34-4)$$

که $\bar{A} \in R^{(n+p) \times n}$ ، $\bar{B} \in R^{(n+p) \times n}$ ، $\bar{D} \in R^{(n+p) \times r}$ و $\bar{C} \in R^{p \times (n+p)}$ ماتریس‌های ثابت و

به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ A_s C & -A_s \end{bmatrix} \quad \bar{B} = \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\bar{D} = \begin{bmatrix} 0 \\ A_s D \end{bmatrix} \quad \bar{C} = [0 \quad I_p]$$

حال از سیستم افزوده شده می‌توان برای بازسازی تخمین عیب حسگر، به صورت عیب محرک استفاده کرد. علاوه بر این، در معادلات خروجی به جز عیب جمعی، عیب دیگری وجود ندارد. به سادگی می‌توان ثابت کرد که اگر دوماتریس (A, C) رؤیت پذیر باشند آنگاه $(\bar{A}, \bar{C})$ نیز رؤیت پذیرند [۳۹].

فرض‌های زیر را برای معادلات جدید در نظر می‌گیریم:

فرض ۳: رنک $(\bar{C}\bar{D}) = r$ است.

فرض ۴: صفرهای مستقل $(\bar{A}, \bar{D}, \bar{C})$ سمت چپ محور موهومی قرار دارند.

حال که عیب حسگر را همچون عیب محرک در نظر گرفتیم، طراحی رویتگر تطبیقی و استراتژی تخمین عیب شبیه به توضیحات بخش قبل می‌شود. رویتگر پیشنهادی [۳۹]:

$$\dot{\hat{\bar{x}}}(t) = \bar{A}\hat{\bar{x}}(t) + \bar{B}u(t) + \bar{E}\hat{f}(t) + L(\bar{y}(t) - \hat{\bar{y}}(t))$$

$$\hat{\bar{y}}(t) = \bar{C}\hat{\bar{x}}(t) \quad (35-4)$$

قضیه زیر در رابطه با تخمین عیب حسگر مطرح شده است که تعریف ماتریس $\bar{L}$ و متغیر $\bar{e}_y(t)$ همانند روش بخش قبل محاسبه می شود.

قضیه ۳:

با توجه به فرضیات ۳ و ۴ و با در نظر گرفتن اسکالرهایی $\sigma > 0$ و $\mu > 0$ ، اگر ماتریس مثبت معین متقارن $\bar{P} \in R^{(n+p) \times (n+p)}$ ، $\bar{G} \in R^{r \times r}$ و همچنین ماتریس های $\bar{Y} \in R^{(n+p) \times p}$ و $\bar{F} \in R^{r \times p}$ وجود داشته باشند به طوری که شرط زیر برقرار باشد [۳۹]؛

$$\begin{bmatrix} \bar{P}\bar{A} + \bar{A}^T\bar{P} - \bar{Y}\bar{C} - \bar{C}^T\bar{Y}^T & -\frac{1}{\sigma}(\bar{A}^T\bar{P}\bar{D} - \bar{C}^T\bar{Y}^T\bar{D}) \\ -\frac{1}{\sigma}(\bar{A}^T\bar{P}\bar{D} - \bar{C}^T\bar{Y}^T\bar{D}) & -2\frac{1}{\sigma}\bar{D}^T\bar{P}\bar{D} + \frac{1}{\sigma\mu}\bar{G} \end{bmatrix} < 0 \quad (36-4)$$

$$\bar{D}^T\bar{P} = \bar{F}\bar{C} \quad (37-4)$$

با حل نامساوی بالا از طریق LMI که ابزار متلب است، به دست می آیند، حال از رابطه $\bar{Y} = \bar{P}\bar{L}$ ماتریس بهره $\bar{L}$ محاسبه می شود.

در نتیجه الگوریتم FAFE برابر با معادله زیر خواهد شد؛

$$\dot{\hat{f}}(t) = -\bar{\Gamma}\bar{F}(\dot{\bar{e}}_y(t) + \sigma\bar{e}_y(t)) \quad (38-4)$$

$$\hat{f}(t) = -\bar{\Gamma}\bar{F}\left(\bar{e}_y(t) + \sigma\int_{t_f}^t \bar{e}_y(\tau) d\tau\right) \quad (39-4)$$

رابطه (۳۹-۴) از دو قسمت انتگرالی و تناسبی تشکیل شده است. قسمت تناسبی نقش مهمی در

سرعت تخمین دارد.

می‌توان همانند قضیه ۲ ثابت کرد که $\bar{e}_x(t)$ و $\bar{e}_f(t)$ به‌طور یکنواخت محدود است [۳۹].

۵-۴ حل نامعادلات ماتریسی (LMI)

تاریخچه LMI در آنالیز سیستم‌های دینامیکی به بیش از ۱۰۰ سال می‌رسد. آنجا که لیاپانوف برای اولین بار آنچه امروز بانام قانون لیاپانوف می‌شناسیم را ارائه داد. او نشان داد که معادله دیفرانسیل

$$\frac{d}{dx} x(t) = Ax(t) \quad (4-40)$$

تنها زمانی پایدار است که ماتریس مثبت معین P موجود باشد که؛

$$A^T P + PA < 0 \quad (4-41)$$

در واقع $A^T P + PA < 0$ و $P > 0$ نوع خاصی از یک LMI است.

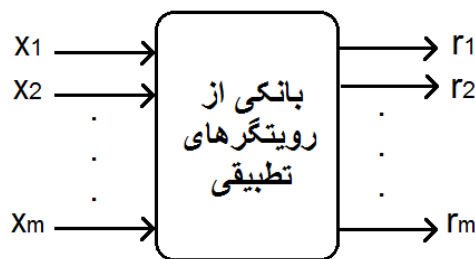
۶-۴ آشکارسازی عیب‌های هم‌زمان

به‌منظور جدا کردن عیب‌ها از یکدیگر، دو روش با در نظر گرفتن بانکی از رویکردهای تطبیقی پیشنهاد شده است. روش اول استفاده از رویکرد اختصاصی که توسط کلارک ارائه شده است [۴۱]. در این روش برای جدا کردن عیب‌ها در میان N عیب ممکن، N رویکرد، N مانده را تولید می‌کنند، که N مانده فقط حساس به N مین عیب است. این روش می‌تواند چندین عیب را شناسایی و جدا کند، در مقابل نامعینی‌های پارامتری مقاوم است اما در مقابل ورودی‌های نامعلوم مقاوم نیست [۳۰].

روش دوم که رویکرد تعمیم‌یافته نامیده می‌شود توسط فرانک ارائه شد [۲۸]. در این روش N رویکرد، N مانده تولید می‌کنند. با این حال N مین مانده به همه عیب‌ها حساس است به‌جز N مین عیب. بنابراین این روش آزادی بیشتری برای طراحی رویکرد به‌خصوص برای افزایش مقاوم پذیری در برابر

¹ Linear matrix inequalities

نامعینی‌های پارامتری یا ورودی‌های نامعلوم در سیستم ایجاد می‌کند. مزیت بعدی این روش تشخیص هم‌زمان چند عیب ایجاد شده است. باید به این نکته توجه داشت که استفاده از مانده برای تشخیص و شناسایی عیب یکی از روش‌های پرکاربرد در FDI است، اما در این پایان‌نامه ما قصد نداریم به‌طور مستقیم از مانده استفاده کنیم بلکه از مانده‌ها برای تخمین عیب استفاده خواهیم کرد. همچنین ما از رویکرد تعمیم‌یافته برای تشخیص هم‌زمان چند عیب استفاده می‌کنیم.



شکل ۱-۴ ورودی‌ها و خروجی‌های بانکی از رویکردهای تطبیقی

مدل خطی زیر را در نظر می‌گیریم.

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx\end{aligned}\quad (42-4)$$

با این فرض که خروجی‌ها و همه حالات سیستم در دسترس هستند ماتریس‌های مثبت معین متقارن P و Q و ماتریس‌های L و F را که دارای ابعاد مناسب هستند با حل معادلات (۴-۱۳) و (۴-۱۴) به دست می‌آوریم. سیستم دارای عیب را به‌صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Ax + \sum_{j \neq l} b_j u_j + b_l \theta_l \\ y &= Cx\end{aligned}\quad (43-4)$$

به‌طوری که b_l محرک دارای عیب است.

حال برای سیستم دارای عیب بالا (۴-۴۳)، بانکی از رویتگرهای تطبیقی را به صورت معادله زیر

تعریف می کنیم:

$$\begin{aligned}\dot{\hat{x}}_i &= A\hat{x}_i + L(\hat{y}_i - y) + \sum_{j \neq i} b_j u_j + b_i \hat{\theta}_i \\ \dot{\hat{\theta}}_i &= -2\gamma(e_{yi})^T d_i, \quad 1 \leq i \leq m\end{aligned}\tag{۴-۴۴}$$

که $\hat{y}_i = C\hat{x}_i$ ، $e_{yi} = \hat{y}_i - y$ و γ ثابت طراحی است [۴۲].

فصل پنجم

شیء سازی و مقایسه

۱-۵ مدل سیستم و پایداری

در قسمت اول مدل خطی پرواز طولی هواپیما را برای شبیه‌سازی انتخاب کردیم. رویتگر طراحی‌شده را با یک رویتگر کلاسیک مقایسه کرده و نتایج را روی شکل‌های خروجی نمایش داده‌ایم.

۱-۱-۵ حرکت طولی

برای شبیه‌سازی‌ها از فضای حالت مدل خطی سیستم هواپیمای بدون سرنشین مچان زیر که در راستای حرکت طولی است استفاده می‌کنیم [۳۶].

$$A = \begin{bmatrix} -0.0620 & 0.2859 & 0 & -9.8100 & 0 & 0.0125 & 0 \\ -0.5620 & -2.3298 & 32.9799 & 0 & 0 & 0 & 5.3170 \\ 0.0700 & -0.4526 & -0.0499 & 0 & 0 & 0 & -13.5789 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 33.0001 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -16.8501 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1.1968 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix}$$

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

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$E = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad D = 0$$

$$X_{\text{longitudinal}} = \begin{cases} U & \text{Forward Velocity} \\ W & \text{Downward Velocity} \\ Q & \text{Pitch Rate} \\ \theta & \text{Pitch Angle} \\ h & \text{Height} \\ X_E & \text{Thrust} \end{cases}$$

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

که ورودی‌های سیستم به ترتیب عبارت‌اند از زاویه بالک بالابر که سبب تغییر ارتفاع هواپیما می‌-

شود (η) و دریچه‌ای که جریان سوخت را تنظیم می‌کند (T_H). همچنین حالات سیستم به ترتیب

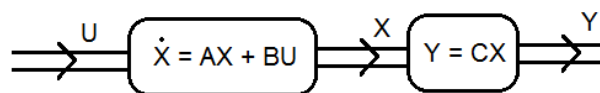
عبارت‌اند از سرعت روبه‌جلو و سرعت عمودی و سرعتی که هواپیما حرکت پیچ خود را طی می‌کند و زاویه آن و ارتفاعی که در آن قرار دارد و میزان فشار واردشده به پدال گاز و رفتار محرک بالابر. از آنجاکه سیستم ناپایدار است، قطب‌های سیستم حلقه بسته مطلوب به‌صورت زیر برای هواپیمای مچان تعریف‌شده است [۳۶]:

$$\left\{ \begin{array}{ll} \lambda_1, \lambda_2 = -2.8 \pm 5i & \text{short period mode} \\ \lambda_3, \lambda_4 = -1 \pm i & \text{phugoid mode} \\ \lambda_5 = -0.1 & \text{height integration mode} \\ \lambda_6 = -3 & \text{thruster mode} \\ \lambda_7 = -20 & \text{elevator actuator mode} \end{array} \right.$$

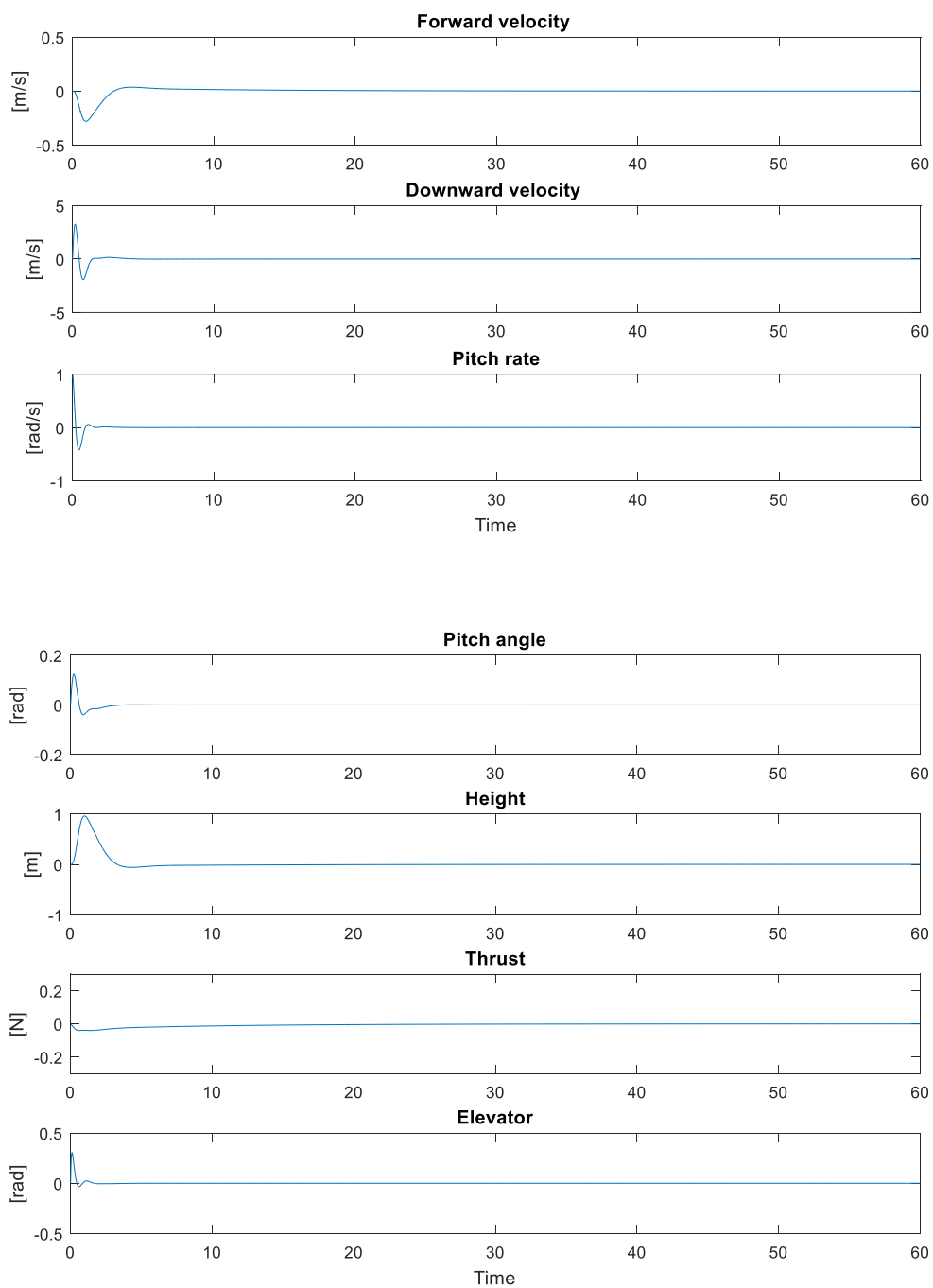
سیستم حلقه بسته هواپیما را با محاسبه بهره K و اعمال سیگنال کنترل به سیستم پایدار می‌کنیم. شکل (۵-۱) نمودار کلی سیستم خطی را با ورودی و خروجی نمایش می‌دهد. در شکل‌های (۵-۲) و (۵-۳) تغییرات حالت‌ها و خروجی‌ها را با شرایط اولیه $x(0) = [0 \ 0 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T$ مشاهده می‌کنید. هنگامی که عیبی رخ نداده است، تغییرات خروجی و حالت‌ها صفر شده و سیستم کاملاً پایدار است.

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

$$u = [\eta \ T_H]^T$$



شکل ۵-۱ بلوک دیاگرام سیستم خطی



شکل ۵-۲ حالات سیستم حرکت طولی

کاملاً مشخص است که برای طراحی رویتر حالت، رؤیت پذیری سیستم بسیار مهم است. با توجه

به تعریف رؤیت پذیری، سیستم ما کاملاً رؤیت پذیر است.

۵-۱-۲ طراحی رویتگر تطبیقی کلاسیک

در فصل چهارم با روش طراحی رویتگر کلاسیک آشنا شدیم. در این روش با توجه به پایداری $(A - LC)$ ، L را به صورت زیر به دست آوردیم و با حل معادله $(۴-۱۴)$ ماتریس F را محاسبه می کنیم:

$$L = 10^* \begin{bmatrix} 0.7560 & 0.1560 & 0.0890 & 0.0090 & -0.1720 & -12.3830 & 0.0340 \\ -0.1190 & 0.0330 & -0.0250 & 0.0110 & 0.0910 & 1.6930 & -0.0160 \end{bmatrix}$$

$$F = \begin{bmatrix} -27.8086 & 68.2538 \\ -0.0676 & 0.0262 \end{bmatrix}$$

۵-۱-۳ طراحی به روش FAFE

سیستم خطی زیر را با اعمال عیب حسگر در نظر می گیریم؛

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) = Cx(t) + Ef_s(t) \end{cases}$$

حالت جدید x_s را مطابق معادلات $(۴-۳۰)$ و $(۴-۳۱)$ تشکیل می دهیم به طوری که

$$A_s = \begin{bmatrix} 10 & 0 \\ 0 & 10 \end{bmatrix} \text{ ماتریسی پایدار است.}$$

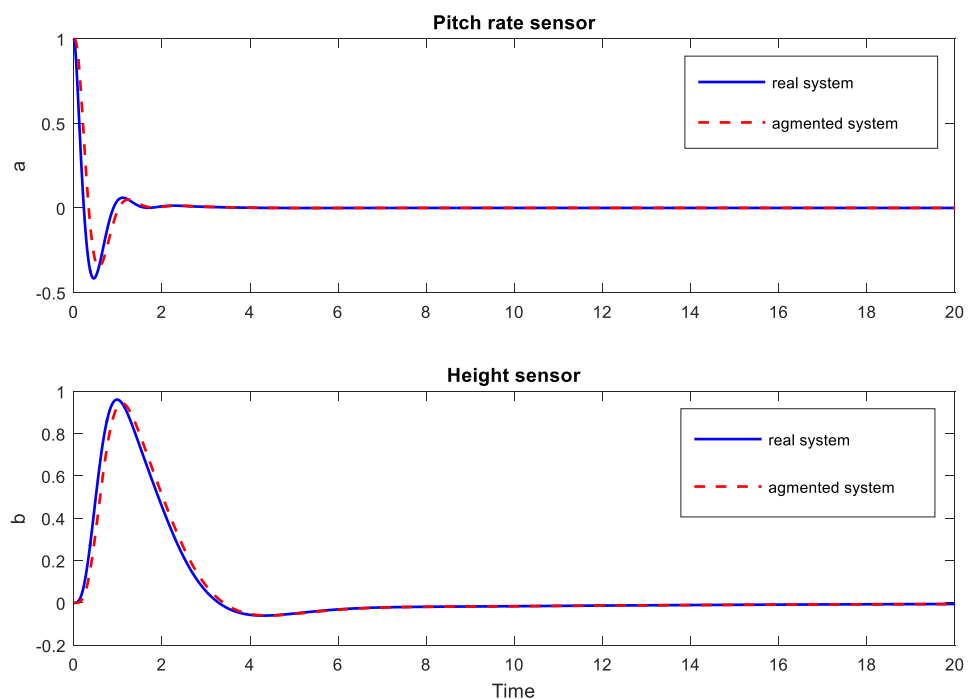
حال سیستم افزوده به شکل زیر تعریف می شود:

$$\begin{cases} \dot{\bar{x}} = \bar{A}\bar{x}(t) + \bar{B}u(t) + \bar{E}f_s(t) \\ \bar{y}(t) = \bar{C}\bar{x}(t) \end{cases}$$

شبیه سازی را با ماتریس های سیستم افزوده انجام می دهیم:

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} -0.0620 & 0.2859 & 0 & -9.8100 & 0 & 0.0125 & 0 & 0 & 0 \\ -0.5620 & -2.3298 & 32.9799 & 0 & 0 & 0 & 5.3170 & 0 & 0 \\ -0.0700 & -0.4526 & -0.0499 & 0 & 0 & 0 & -13.5789 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 33 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -16.8500 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1.1968 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 10 & 0 & 0 & 0 & 0 & -10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 10 & 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix}$$

$$\bar{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 130.0813 \\ 20 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \bar{E} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 10 & 0 \\ 0 & 10 \end{bmatrix} \quad \bar{C} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$



شکل ۳-۵ خروجی‌های سیستم حرکت طولی بدون خطا (a) خروجی اول (b) خروجی دوم

شکل (۳-۵) به خوبی، بازسازی خروجی سیستم واقعی را با کمک سیستم افزوده نشان می‌دهد. به همین دلیل برای طراحی رویتگر و آشکارسازی عیب حسگر از خروجی‌های سیستم افزوده استفاده می‌کنیم.

با حل معادلات قضیه ۳ در فصل ۴، می‌توانیم ماتریس $\bar{p}$ را محاسبه کنیم؛

$$\bar{p} = \begin{bmatrix} 2.9388 & -0.6344 & 0.0085 & -0.0617 & -0.0953 & -34.2162 & 0.0017 & 0.0004 & -0.0014 \\ -0.6344 & 2.3947 & 0.2087 & 0.0828 & 0.0184 & 08.2415 & -0.0091 & 0.0023 & 0.0004 \\ 0.0085 & 0.2087 & 0.1273 & 0.0062 & -0.0014 & -0.0808 & -0.0281 & 0.0014 & -0.0002 \\ -0.0617 & 0.0828 & 0.0062 & 0.0891 & 0.1071 & 0.2618 & -0.0005 & -0.0001 & 0.0013 \\ -0.0953 & 0.0184 & -0.0014 & 0.1071 & 0.2939 & 0.0759 & -0.0002 & -0.0004 & 0.0035 \\ -34.2162 & 8.2415 & -0.0808 & 0.2618 & 0.0759 & 48.9711 & -0.0234 & -0.0003 & 0.0014 \\ 0.0017 & -0.0091 & -0.0281 & -0.0005 & -0.0002 & -0.0234 & 0.0463 & -0.0003 & 0 \\ 0.0004 & 0.0023 & 0.0014 & -0.0001 & -0.0004 & -0.0003 & -0.0003 & 0.0010 & -0.0001 \\ -0.0014 & 0.0004 & -0.0002 & 0.0013 & 0.0035 & 0.0014 & 0 & -0.0001 & 0.0011 \end{bmatrix}$$

با استفاده از رابطه $\bar{Y} = \bar{P}\bar{L}$ در فصل چهار، می‌توان بهره رویتگر یعنی $\bar{L}$ را محاسبه کرد. معادلات

رویتگر حالت به صورت زیر است؛

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}}(t) &= \bar{A}\hat{x}(t) + \bar{B}u(t) + \bar{E}\hat{f}(t) + L(\bar{y}(t) - \hat{y}(t)) \\ \hat{y}(t) &= \bar{C}\hat{x}(t) \end{aligned}$$

قانون تطبیق؛

$$\dot{\hat{f}}(t) = -\bar{F}\bar{F}(\dot{\hat{e}}_y(t) + \sigma\bar{e}_y(t))$$

$$\bar{G} = \begin{bmatrix} 2.5 & -3.6 \\ -3.6 & 6.22 \end{bmatrix}$$

$$\mu = 1 \quad \sigma = 1$$

نرخ یادگیری را با سعی و خطا تنظیم می‌کنیم:

$$\bar{\Gamma} = \begin{bmatrix} 50 & 0 \\ 0 & 80 \end{bmatrix}$$

$$\bar{L} = 1000 * \begin{bmatrix} -0.2834 & 0.9612 & 0.5313 & 0.2918 & 0.6068 & -0.5131 & -0.1207 & 0.4796 & 0.1873 \\ -0.3003 & -0.3453 & -0.1203 & 0.4190 & 1.2151 & 0.0536 & 0.0300 & -0.1011 & 0.5112 \end{bmatrix}$$

$$F = \begin{bmatrix} 21.4077 & 0.4930 \\ 0.4930 & 4.2268 \end{bmatrix}$$

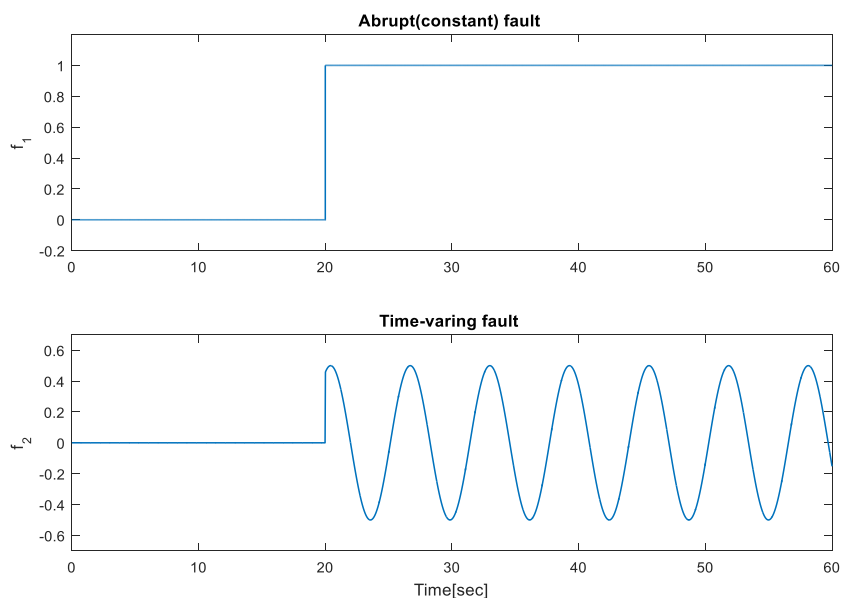
با توجه به فصل قبل برای تشخیص هم‌زمان عیب‌ها بانکی از رویتگرها را پیشنهاد دادیم. در اینجا

۲ حسگر داریم پس از ۲ رویتگر استفاده می‌کنیم.

درروش FAFE عیب‌ها را به‌صورت هم‌زمان به سیستم اعمال می‌کنیم، مشاهده می‌کنیم که هر

عیب توسط رویتگر مربوط به خود، به‌صورت جداگانه بازسازی شده‌اند.

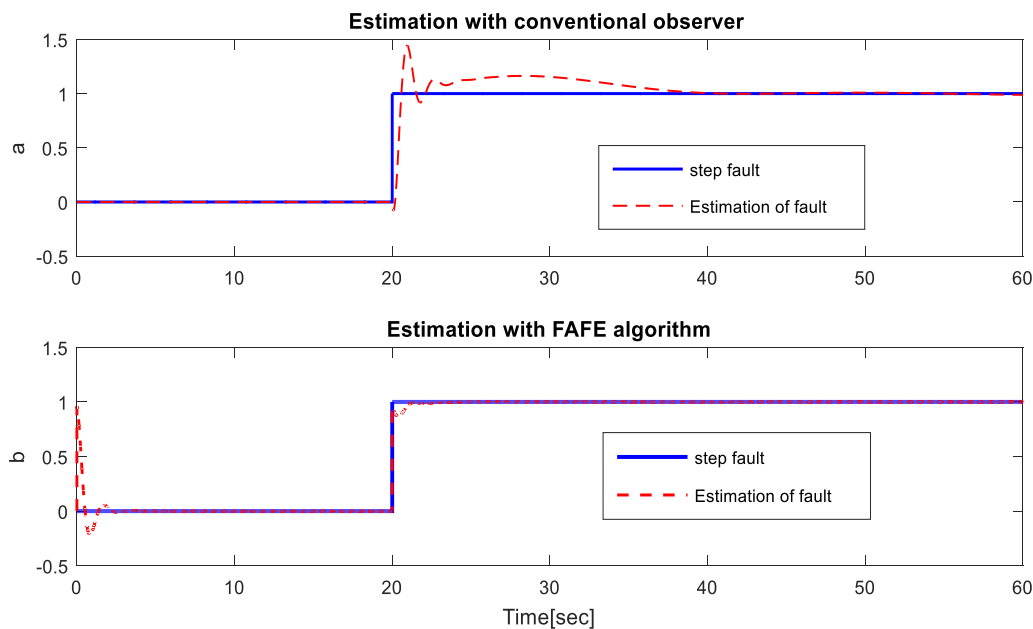
$$f_s = \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \end{bmatrix}$$



شکل ۴-۵ عیب‌های وارد شده به سیستم

عیب را برای حسگر اول $f_1(t) = \begin{cases} 0 & 0 \leq t \leq 20 \\ 1 & 20 < t \leq 60 \end{cases}$ در نظر گرفتیم. شکل زیر مقایسه

رویتگرهای لیونبرگر و الگوریتم پیشنهادی را نمایش می‌دهد؛

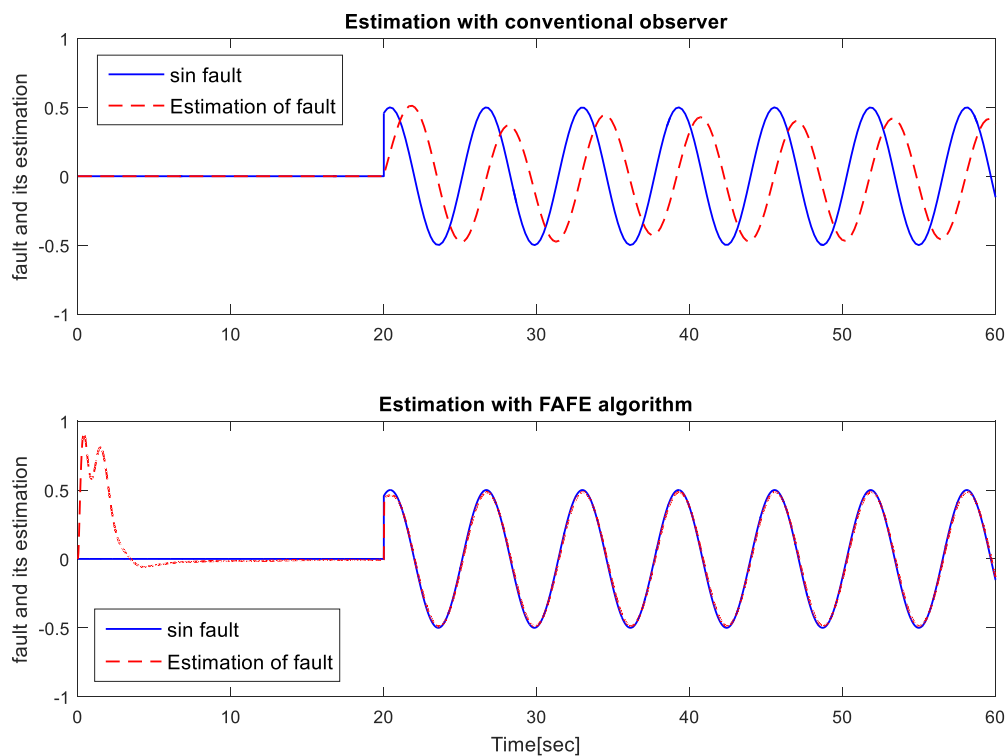


شکل ۵-۵ بازسازی عیب حسگر اول

سرعت تطبیق در دو رویتگر به‌خوبی قابل‌مشاهده است.

برای حسگر دوم، عیب را متغیر با زمان در نظر گرفتیم تا عملکرد رویتگرها را بهتر بسنجیم.

$$f_2(t) = \begin{cases} 0 & 0 \leq t \leq 20 \\ 0.5\sin(t) & 20 < t \leq 60 \end{cases}$$



شکل ۵-۶ بازسازی عیب حسگر دوم

۵-۱-۴ بازسازی عیب با حضور ۵۰ درصد نامعینی

سیستم حرکت طولی هواپیما را به صورت زیر به ۵۰ درصد نامعینی آغشته می کنیم. انتظار داریم

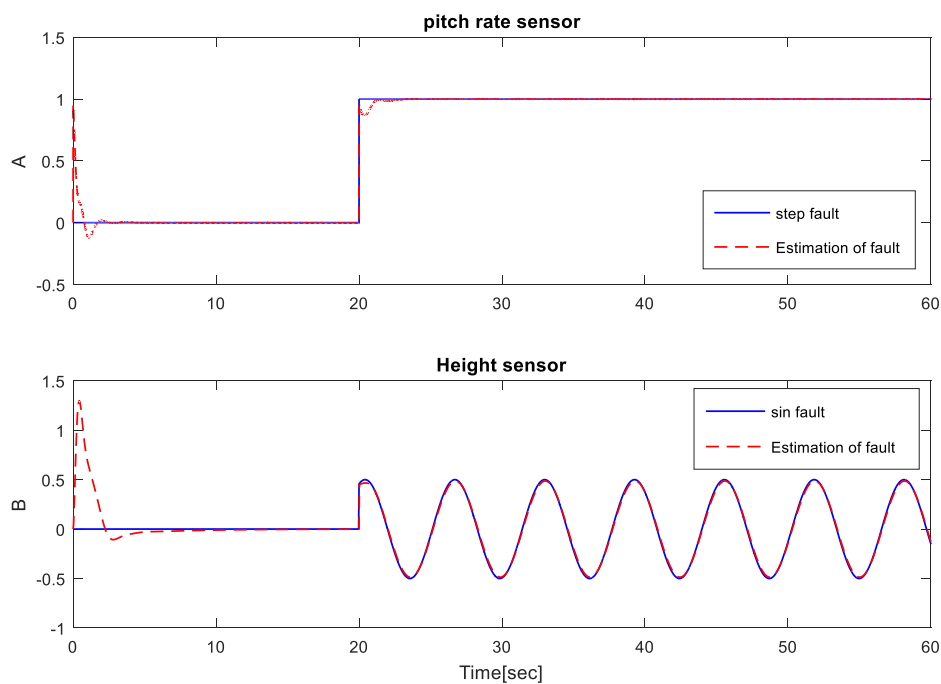
رویتگر در این حالت با خطای بیشتر و دقت کمتر به بازسازی عیب بپردازد. در شکل (۵-۷) نتایج

شبیه سازی را مشاهده می نمایید. نتایج حاکی از آن است که رویتگر با حضور نامعینی بازهم باهمان

دقت و سرعت به بازسازی عیب های ثابت و متغیر با زمان می پردازد.

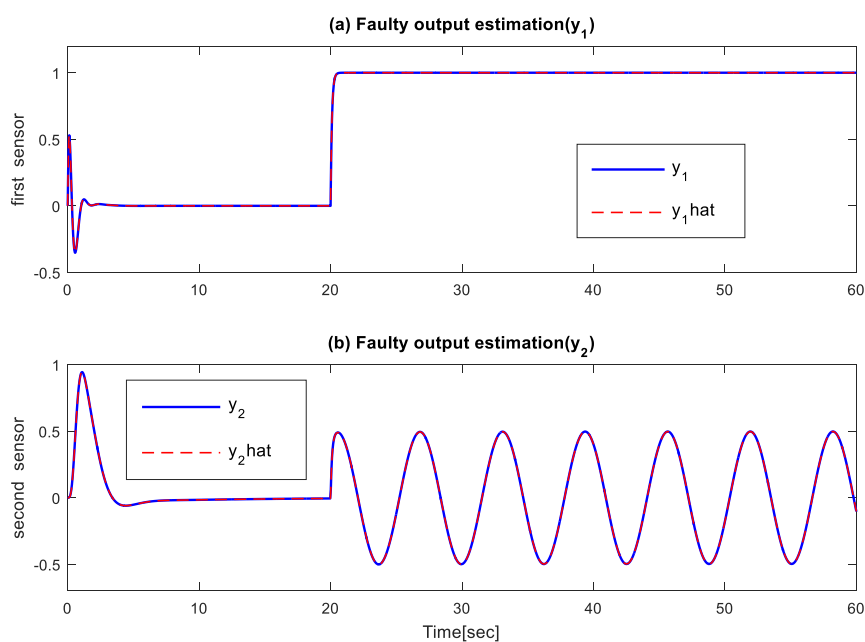
$$\dot{x} = (A \pm 50\% A)x + Bu$$

$$y = Cx + Ef_s$$



شکل ۵-۷ بازسازی عیب حسگرها با حضور ۵۰ درصد نامعینی

در شکل‌های (۵-۵) و (۵-۶) مشاهده می‌نمایید که ریتگر تطبیقی مورد استفاده برخلاف ریتگر کلاسیک، با دقت و سرعت بالا عیب‌های متغیر بازمان را تخمین می‌زند. می‌توان صحت تخمین‌ها را با تخمین خروجی حسگرهای دارای عیب در شکل (۵-۷) مشاهده کرد.



شکل ۵-۸ تخمین خروجی‌های سیستم

۲-۵ حرکت عرضی

این بار طراحی را برای حالت پرواز عرضی با شرایط اولیه $x(0) = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0.02 \ 0 \ 0]^T$ در نظر می‌گیریم؛

$$A = \begin{bmatrix} -0.2773 & 0 & -32.9207 & 9.81 & 0 & -5.4324 & 0 \\ -0.1033 & -8.5248 & 3.7509 & 0 & 0 & 0 & -28.6408 \\ 0.365 & 0 & -0.3139 & 0 & 0 & -9.417 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -5 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 20 & 0 \\ 0 & 10 \end{bmatrix} \quad C = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad E = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad D = 0$$

بهره کنترل‌کننده با توجه به قطب‌های حلقه بسته مطلوب مطابق زیر است [۳۶].

$$\left\{ \begin{array}{ll} \lambda_1, \lambda_2 = -2.0 \pm j1.0 & \text{roll mode} \\ \lambda_3, \lambda_4 = -1.5 \pm j1.5 & \text{Dutch roll mode} \\ \lambda_5 = -0.05 & \text{spiral mode} \\ \lambda_6 = -10 & \text{rudder actuator mode} \\ \lambda_7 = -15 & \text{aileron actuator mode} \end{array} \right.$$

$$K = \begin{bmatrix} -0.0178 & -0.0308 & -0.3116 & -0.1706 & 0.29 & 0.4723 & 0.0908 \\ 0.0218 & -0.0828 & -0.0838 & -0.3772 & 1.0985 & 0.0793 & -0.1563 \end{bmatrix}$$

در این بخش برای سنجش مقاوم بودن روینگر در برابر نامعینی، سیستم را با حضور نامعینی به صورت زیر در نظر می‌گیریم؛

$$\dot{x} = (A + \Delta H)x + Bu$$

$$y = Cx + Ef_s$$

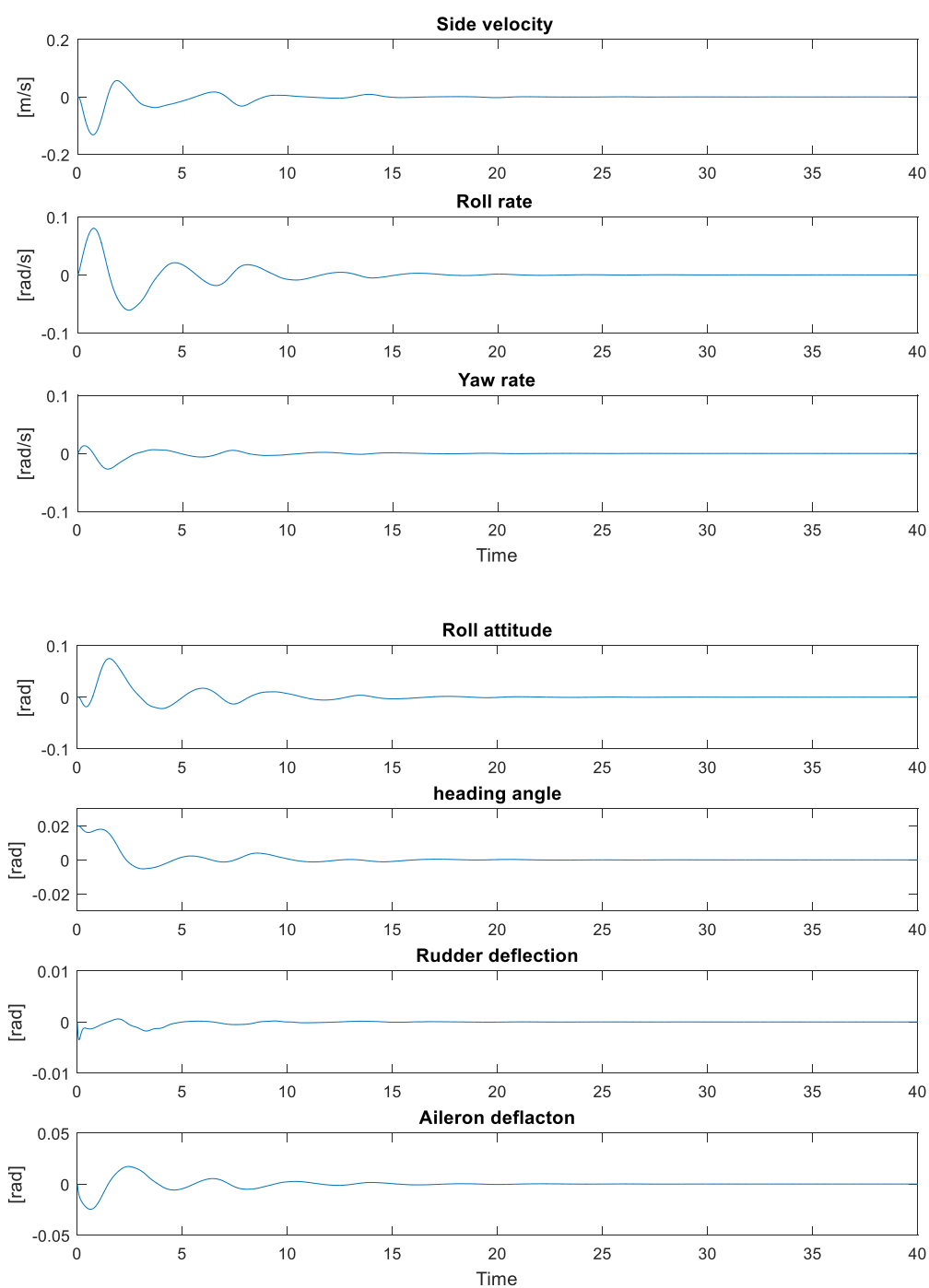
که $H = A$ ماتریس شناخته شده توزیع نامعینی، $E = D$ ماتریس شناخته شده توزیع عیب حسگر، f_s ماتریس عیب ها و Δ ماتریس نامعینی، به همراه ماتریس های معلوم A ، B و C که دارای ابعاد مناسب هستند.

با تشکیل سیستم افزوده بهره رویتگر به صورت زیر به دست می آید:

$$L = \begin{bmatrix} -0.5337 & -0.4569 & -3.5371 & -0.0252 & -4.2060 & 6.0908 & -1.7282 & 5.2355 & -0.5621 \\ 0.5471 & -0.4502 & 1.8442 & -7.8853 & 30.3252 & -2.1397 & 6.7932 & 0.3215 & 2.3214 \end{bmatrix}^T$$

ماتریس های نامعینی و عیب نیز به صورت زیر است:

$$\Delta = \begin{bmatrix} 0.5\sin(t) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.5\cos(t) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.1 & 0.5 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.5\cos(t) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.3 \\ 0.1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.5\sin(t) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.33 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$



شکل ۹-۵ حالت‌های حرکت عرضی سیستم

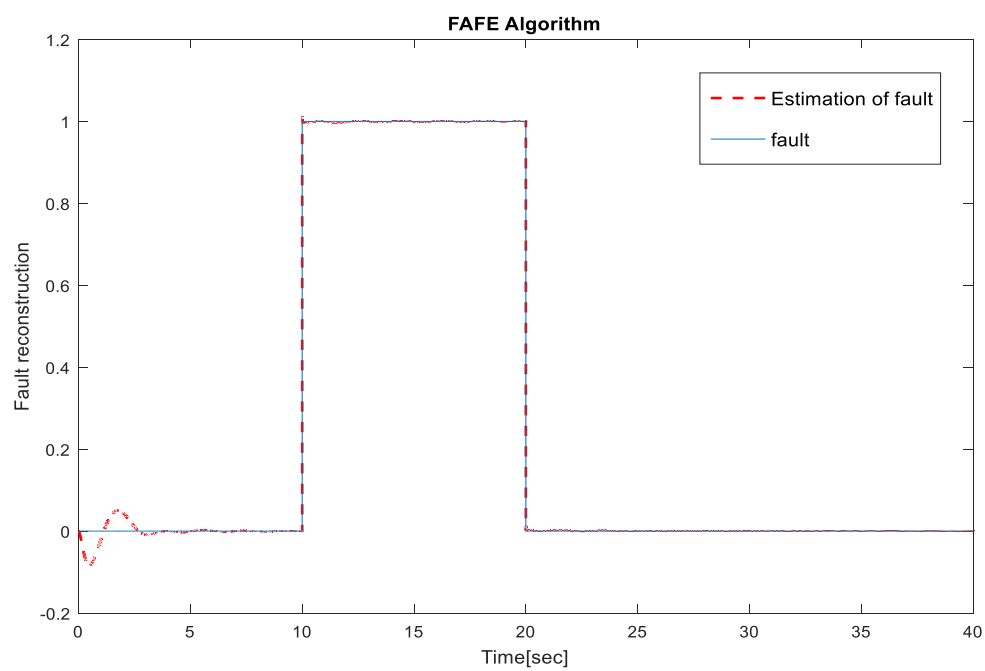
عیب را برای حسگر اول $f_1(t)$ و برای حسگر دوم $f_2(t)$ در نظر می‌گیریم و هردو عیب را به‌طور هم‌زمان به سیستم اعمال می‌کنیم؛

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) = Cx(t) + Df_s(t) \end{cases}$$

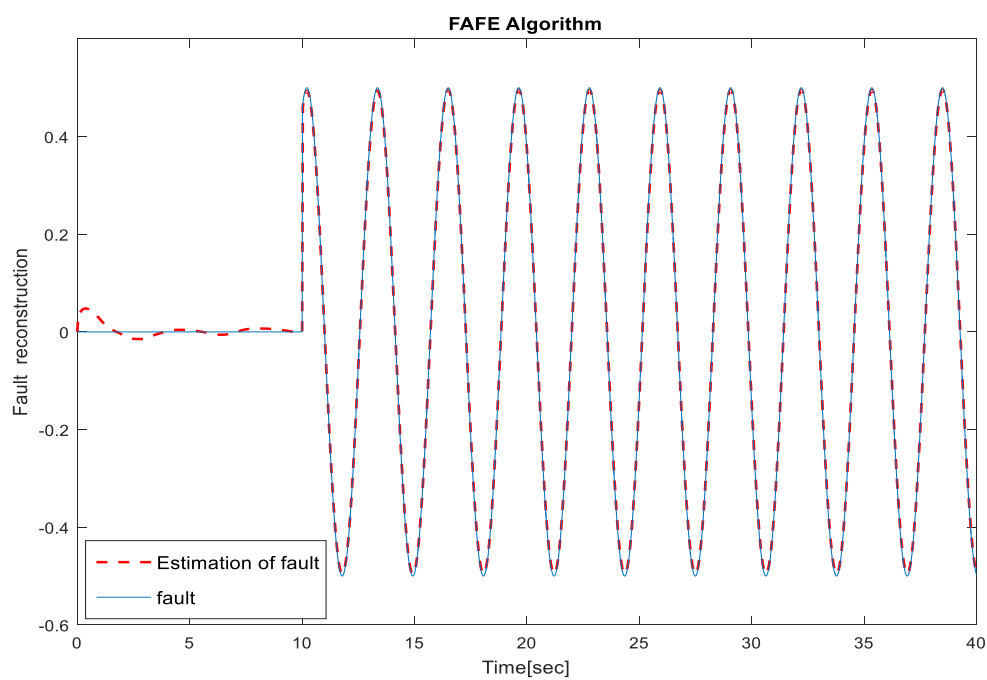
$$f_s = \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \end{bmatrix}$$

$$f_1(t) = \begin{cases} 0 & 0 \leq t \leq 10 \\ u(t-10) - u(t-20) & 10 < t \leq 20 \\ 0 & 20 < t < 40 \end{cases}$$

$$f_2(t) = \begin{cases} 0 & 0 \leq t \leq 10 \\ 0.5\sin(t) & 10 < t \leq 40 \end{cases}$$



شکل ۵-۱۰ بازسازی عیب حسگر اول



شکل ۱۱-۵ بازسازی عیب حسگر دوم

با توجه به شکل‌های (۹-۵) و (۱۰-۵) مشاهده می‌کنید که روی‌تگر با حضور نامعینی در سیستم، به‌خوبی عیب را با سرعت زیاد بازسازی می‌کند.

فصل ششم

نتیجہ گیری و پیشہاوا

۱-۶ نتیجه‌گیری

اگر از تغییرات مانده برای تشخیص عیب استفاده می‌کردیم، هردو رویکرد تطبیقی کلاسیک و روش پیشنهادی قادر بودند عیب را تشخیص داده و مکان و زمان آن را نشان دهند. با این روش تمام عیب‌هایی با درجه اهمیت‌های مختلف شناسایی می‌شدند ولی از ماهیت دقیق آن‌ها آگاهی نداشتیم. گاهی رویکردها باید مراحل تولید مانده را با حضور اغتشاش و نویز انجام دهند که این امر سبب می‌شود رویکردها تفاوت بین عیب و اغتشاش را تشخیص ندهند و هردو این‌ها را عیب شناسایی کنند. برای حل این مشکل می‌توان از مسئله مقاوم‌سازی بهره برد. روش‌های تشخیص عیب حسگر بسیار محدود کار شده است و اکثر کارهای انجام‌شده جهت تشخیص عیب محرک بوده است، استفاده از سیستم افزوده این مشکل را برای هردو عیب محرک و حسگر برطرف کرده است. روش کار در این پایان‌نامه به‌گونه‌ای بود که در هردو رویکرد تطبیقی کلاسیک و روش پیشنهادی به تشکیل ساختار عیب پرداختیم؛ اما همان‌گونه که مشاهده کردیم رویکرد کلاسیک در تشخیص دقیق عیب‌های متغیر بازمان ناتوان بود. سرعت تشخیص در رویکرد پیشنهادی بالا و دقت زیاد بود. همچنین الگوریتم FAFE در قسمت سیستم حرکت عرضی، با حضور نامعینی به‌خوبی عیب‌ها را تشخیص و شناسایی کرد.

به‌طور خلاصه از مزایای این روش به موارد زیر می‌توان اشاره کرد؛

- ✓ سرعت زیاد و دقت خوب در تخمین عیب
- ✓ تشخیص هم‌زمان چند عیب در چند حسگر مختلف
- ✓ آشکارسازی عیب‌های متغیر بازمان با دقت بالا

۲-۶ پیشنهادها

- ✓ بهینه‌سازی و مقاوم کردن رویتگر پیشنهادی.
- ✓ استفاده از این روش روی سیستم‌هایی که به تخمین هرچه سریع‌تر عیب نیاز دارند.
- ✓ استفاده از این روش برای سیستم‌های غیرخطی.
- ✓ استفاده از الگوریتم‌های هوشمند برای سیستم‌هایی که اطلاع دقیقی از رفتار آنها نداریم.

- [١] Tang, Y., & Patton, R. J. (2012, July). Fault-Tolerant flight control for nonlinear-UAV. In *Control & Automation (MED), 2012 20th Mediterranean Conference on* (pp. 512-517). IEEE.
- [٢] Fekih, A. (2014, June). Fault diagnosis and fault tolerant control design for aerospace systems: A bibliographical review. In *American Control Conference (ACC), 2014* (pp. 1286-1291). IEEE.
- [٣] Sadrnia, M. A., Chen, J., & Patton, R. J. (1996). Robust fault diagnosis observer design using H_∞ optimisation and μ synthesis.
- [٤] Yun-hong, G., Ding, Z., & Yi-bo, L. (2013, December). Small UAV sensor fault detection and signal reconstruction. In *Mechatronic Sciences, Electric Engineering and Computer (MEC), Proceedings 2013 International Conference on* (pp. 3055-3058). IEEE.
- [٥] Li, M., Li, G., & Zhong, M. (2016, July). A data driven fault detection and isolation scheme for UAV flight control system. In *Control Conference (CCC), 2016 35th Chinese* (pp. 6778-6783). IEEE.
- [٦] Isermann, R. (2005). Model-based fault-detection and diagnosis–status and applications. *Annual Reviews in control*, 29(1), 71-85.
- [٧] Isermann, R. (2006). *Fault-diagnosis systems: an introduction from fault detection to fault tolerance*. Springer Science & Business Media.
- [٨] Patton, R. J., Frank, P. M., & Clarke, R. N. (1989). *Fault diagnosis in dynamic systems: theory and application*. Prentice-Hall, Inc..
- [٩] Beard, R. V. (1971). *Failure accomodation in linear systems through self-reorganization* (Doctoral dissertation, Massachusetts Institute of Technology).
- [١٠] Jones, H. L. (1973). *Failure detection in linear systems* (Doctoral dissertation, Massachusetts Institute of Technology).
- [١١] Ducard, G., & Geering, H. P. (2008). Efficient nonlinear actuator fault detection and isolation system for unmanned aerial vehicles. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 31(1), 225-237.
- [١٢] Wünnenberg, J., & Frank, P. M. (1987). Sensor fault detection via robust observers. In *System fault diagnostics, reliability and related knowledge-based approaches* (pp. 147-160). Springer Netherlands.
- [١٣] Edwards, C., Spurgeon, S. K., & Patton, R. J. (2000). Sliding mode observers for fault detection and isolation. *Automatica*, 36(4), 541-553.
- [١٤] Rotstein, H., Ingvalson, R., Keviczky, T., & Balas, G. J. (2006). Fault-detection design for uninhabited aerial vehicles. *Journal of guidance, control, and dynamics*, 29(5), 1051-1060.
- [١٥] Patton, R. J., Uppal, F. J., Simani, S., & Polle, B. (2008). Reliable fault diagnosis scheme for a spacecraft attitude control system. *Proceedings of the*

Institution of Mechanical Engineers, Part O: Journal of Risk and Reliability, 222(2), 139-152.

[۱۶] Chow, E. Y. E. Y., & Willsky, A. (1984). Analytical redundancy and the design of robust failure detection systems. *IEEE Transactions on automatic control*, 29(7), 603-614.

[۱۷] Gertler, J. (1991). Analytical redundancy methods in fault detection and isolation. In *Preprints of IFAC/IMACS Symposium on Fault Detection, Supervision and Safety for Technical Processes SAFEPROCESS'91* (pp. 9-21).

[۱۸] Edwards, C., Fossas Colet, E., & Fridman, L. (2006). *Advances in variable structure and sliding mode control*. Springer Verlag.

[۱۹] Shore, D., & Bodson, M. (2005). Flight testing of a reconfigurable control system on an unmanned aircraft. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 28(4), 698-707.

[۲۰] Bateman, F., Noura, H., & Ouladsine, M. (2007, October). Actuators fault diagnosis and tolerant control for an unmanned aerial vehicle. In *Control Applications, 2007. CCA 2007. IEEE International Conference on* (pp. 1061-1066). IEEE.

[۲۱] Samara, P. A., Fouskitakis, G. N., Sakellariou, J. S., & Fassois, S. D. (2008). A statistical method for the detection of sensor abrupt faults in aircraft control systems. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 16(4), 789-798.

[۲۲] Zhang, Q. (2002). Adaptive observer for multiple-input-multiple-output (MIMO) linear time-varying systems. *IEEE transactions on automatic control*, 47(3), 525-529.

[۲۳] طبسی ش، (۱۳۹۲)، پایان‌نامه ارشد: "تشخیص خطای مقاوم سنسور میتنب بر روی‌تگر با استفاده از معیار اچ منفی/اچ بی نهایت روی مدل توربین گازی"، دانشکده برق و رباتیک، دانشگاه صنعتی شاهرود.

[۲۴] سیاهی م، (۱۳۸۷)، پایان‌نامه دکتری: "سیستم های کنترل تحمل پذیر خطا، مطالعه موردی هواپیمای بدون سرنشین"، دانشکده برق و رباتیک، دانشگاه صنعتی شاهرود.

شاهرود.

[۲۵] عطاری ح، (۱۳۹۲)، پایان‌نامه ارشد: "آشکار سازی و جداسازی خطای محرک با استفاده از روی‌تگر تطبیقی روی هواپیمای بدون سرنشین"، دانشکده برق و رباتیک، دانشگاه صنعتی شاهرود.

[۲۶] Khalil, H. K., & Grizzle, J. (2002). *Nonlinear systems*, vol. 3.

[۲۷] Ding, S. (2008). *Model-based fault diagnosis techniques: design schemes, algorithms, and tools*. Springer Science & Business Media.

[۲۸] Frank, P. M. (1990). Fault diagnosis in dynamic systems using analytical and knowledge-based redundancy: A survey and some new results. *automatica*, 26(3), 459-474.

[۲۹] Basseville, M. (1988). Detecting changes in signals and systems—a survey. *Automatica*, 24(3), 309-326.

[۳۰] Patton, R. J., Frank, P. M., & Clark, R. N. (Eds.). (2013). *Issues of fault diagnosis for dynamic systems*. Springer Science & Business Media.

- [٣١] Mehra, R. K., & Peschon, J. (1971). An innovations approach to fault detection and diagnosis in dynamic systems. *Automatica*, 7(5), 637-640.
- [٣٢] Frank, P. M., & Ding, X. (1997). Survey of robust residual generation and evaluation methods in observer-based fault detection systems. *Journal of process control*, 7(6), 403-424.
- [٣٣] Wang, H., & Daley, S. (1996). Actuator fault diagnosis: An adaptive observer-based technique. *IEEE transactions on Automatic Control*, 41(7), 1073-1078.
- [٣٤] DEL TITOLO, T. P. I. C., & DI DOTTORE, D. R. (2002). Model-based fault diagnosis in dynamic systems using identification techniques.
- [٣٥] Thomasson, P. G. (2000). Modelling, simulation and flight test experience in the development of unstable robotic aircraft. *The Aeronautical Journal (1968)*, 104(1038), 359-364.
- [٣٦] junger, o. (1994). robust control and fault diagnosis of an air craft model. doctorate, department of electronics, university of york.
- [٣٧] Jia, G. (2006). *Adaptive observer and sliding mode observer based actuator fault diagnosis for civil aircraft* (Doctoral dissertation, Simon Fraser University).
- [٣٨] Nelson, R. C. (1998). *Flight stability and automatic control* (Vol. 2). New York: WCB/McGraw Hill.
- [٣٩] Zhang, K., Jiang, B., & Cocquempot, V. (2008). Adaptive observer-based fast fault estimation. *International Journal of Control Automation and Systems*, 6(3), 320.
- [٤٠] Horn, R. A., & Johnson, C. R. (2012). *Matrix analysis*. Cambridge university press.
- [٤١] Clark, R. N. (1978). Instrument fault detection. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, (3), 456-465.
- [٤٢] Chen, W., & Saif, M. (2005, June). An actuator fault isolation strategy for linear and nonlinear systems. In *American Control Conference, 2005. Proceedings of the 2005* (pp. 3321-3326). IEEE.

Abstrac

At first, the unmanned aircraft and the importance of its sensors is reviewed. Fault concept and its variants are described. Then methods of fault detection are introduced. The considered model is Machan unmanned aircraft linear system which is assumed multiple inputs- multiple outputs. The most methods that used to fault detection and isolation were based on residuals changes. Residuals do not give enough information about the nature of the fault. There are some imperfect studies about fault detection and isolation, in which fault varies by the time. The method proposed in this thesis using model-based approach that detects and reconstructs also the time-varying faults with designing and using the adaptive observer. In the simulation, the adaptive observer is compared with classical method at first and it is proved that this method is very convenient for time-varying fault detection and diagnosis. Also it is observed that the observer diagnosed faults correctly even though in the presence of several uncertain faults. The aim of this thesis is to obtain the construction of the fault that happens in the system output. This method is considered as a fast fault detection methods with high precision and it is one of the the most widely used and reliable methods in this field.

Keywords: Fault detection and isolation, Adaptive observer, Uncertainty, Unmanned aircraft, Time-varing fault



Faculty of Electrical Engineering and Robotic

M.Sc. Thesis in Control Engineering

**Sensor fault detection using adaptive observer on
unmanned aircraft**

By:

Esmaeil Ebrahimian

Supervisor:

Dr. Mohammad Ali Sadrnia

January 2017